RAE

1. **TIPO DE DOCUMENTO:** Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO
2. **TÍTULO:** DISEÑO Y CONTRUCCIÓN DE UN SISTEMA DE RECUPERACIÓN AUTÓNOMO PARA COHETES EXPERIMENTALES DE ALTA POTENCIA
3. **AUTORES:** Laura Daniela Sarmiento Carrasquilla y Sebastián Matiz Barrera
4. **LUGAR:** Bogotá D.C.
5. **FECHA:** Enero de 2020
6. **PALABRAS CLAVE:** Cohete de Alta Potencia, Sistema de Recuperación, Fase de Descenso, Altura barométrica, Apogeo, Sensor.
7. **DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO:** El objetivo principal del proyecto es diseñar y construir un sistema de recuperación para el cohete USB Rocket I en fase de descenso, esto con el fin de asegurar la integridad estructural del mismo cuando se haya superado su altura de apogeo. El sistema debe ser completamente autónomo (no depender de los gases provenientes del motor u otros sistemas propios del cohete) y redundante (tener un sistema de respaldo en caso de falla del primero), todo lo anteriormente nombrado debe cumplir con lo estipulado en la normativa Trípoli para cohetes de alta potencia, normativa con la cuál el cohete se encuentra actualmente certificado.
8. **LÍNEAS DE INVESTIGACIÓN:** Diseño de Vehículos
9. **METODOLOGÍA:** Es de carácter empírico – analítico, con enfoque metodológico en el diseño y construcción de un sistema de recuperación para cohetería experimental.
10. **CONCLUSIONES:** Al efectuar la debida simulación del lanzamiento del cohete con los datos reales de su geometría y el motor a utilizar, se determinó que el punto de apogeo ocurre a los 17 segundos del lanzamiento, razón por la cual el subsistema electrónico específicamente el circuito de sensórica está programado para tener un período crítico de activación entre los 17 hasta los 25 segundos después de detectar el despegue, se tomó esta determinación con el fin de no depender únicamente de la activación por lecturas de aceleración ya que el acelerómetro puede indicar lecturas erráticas si trabaja en un régimen cercano a las 18 gravedades; la fiabilidad experimental obtenida en este proyecto únicamente es congruente con lecturas cercanas a las 4 gravedades por lo que además se recomienda realizar pruebas posteriores en lanzamientos reales con el fin de asegurar un criterio más alto de confiablidad de la bahía electrónica en conjunto. Como se expuso en el capítulo 12, el subsistema neumático o subsistema de respaldo no funcionó como se tenía previsto ya que no se consiguieron las condiciones de acumulación súbita de presión que se pretendían conseguir. Se obtuvo una fiabilidad del 100% de funcionamiento en las pruebas realizadas en el documento principalmente desarrolladas sobre la alimentación del circuito de sensórica y la ignición de los estopines, así como del funcionamiento del subsistema mecánico; sin embargo, se recomienda llevar a cabo pruebas experimentales de aceleración en las que se consigan mayores regímenes de aceleración y de esta manera validar o no el correcto funcionamiento del acelerómetro en condiciones reales.

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN SISTEMA DE RECUPERACIÓN AUTÓNOMO PARA COHETES EXPERIMENTALES DE ALTA POTENCIA

INTEGRANTES:

LAURA DANIELA SARMIENTO CARRASQUILLA
SEBASTIAN MATIZ BARRERA

DIRECTOR:

JOSÉ ALEJANDRO URREGO PEÑA M.Sc.

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERIA
INGENIERIA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2019

Copyright © 2019 por Laura Daniela Sarmiento & Sebastián Matiz Barrera. Todos los derechos reservados.

Agradecimientos

Agradecemos a Dios por darnos la oportunidad de vivir y disfrutar de nuestras familias, compañeros, amigos y sobre todo por permitirnos estudiar esta carrera tan apasionante en la cual hemos aprendido diferentes herramientas que nos permitan servir a nuestra sociedad.

A nuestros padres Adriana, Mariela, Daniel y Manuel por su entrega, cariño y dedicación; por permitirnos estudiar lo que siempre soñamos desde pequeños, por nunca cohibirnos de materializar nuestros sueños y por ser inspiración y el mejor de los ejemplos para cada uno de nosotros.

A nuestro tutor el ingeniero Alejandro Urrego por las enseñanzas transmitidas a lo largo de este proceso de formación profesional, por su paciencia y dedicación, por la exigencia en este proyecto, ya que sin eso no lo hubiéramos culminado con éxito.

A don Nelson Zuica por su apoyo incondicional en todo el proceso de mecanizado de las piezas, sin su experiencia no hubiéramos logrado unos acabados y procesos satisfactorios en este proceso de construcción del diseño.

A María Fernanda Martínez Zapata y la Universidad de los Andes por compartir con nosotros su conocimiento en materia electrónica especializada en cohetería, los cuales fueron de gran ayuda en el proceso de diseño y construcción de los componentes electrónicos que utilizamos en el proyecto.

Presentación Del Proyecto

Título
Diseño y Construcción de un Sistema de Recuperación Autónomo para Cohetes Experimentales de Alta Potencia

Integrantes
Laura Daniela Sarmiento Carrasquilla
Sebastián Matiz Barrera

Director
José Alejandro Urrego Peña M.sc.

Grupo De Investigación
Aerotech

Línea De Investigación
Diseño de Vehículos

Programa
Ingeniería Aeronáutica

Descriptores (Palabras Claves)
Cohete de Alta Potencia
Sistema de Recuperación
Fase de Descenso
Altura barométrica
Apogeo
Sensor

Resumen

En este documento, se plantea el diseño y construcción de un prototipo de sistema de recuperación autónomo y redundante para el USB Rocket I. A lo largo de este informe, el lector podrá encontrar varios aspectos teóricos a evaluar, dentro de estos, el estado del arte y la evolución de la cohetería experimental y más específicamente la cohetería de alta potencia a nivel mundial.

Este proyecto se rige bajo un marco normativo dado por la *Trípoli Rocketry Association*, esto gracias a que el cohete diseñado previamente se ajusta a esta reglamentación, y, por lo tanto, el sistema de recuperación a realizar debe cumplir a cabalidad con ella.

Finalmente, se mostrará la metodología propuesta para llevar a cabo este proyecto, la cual presentará cada uno de los pasos necesarios para el buen desarrollo y selección de un sistema de recuperación que deberá ser posteriormente construido e implementado en el USB Rocket I.

Tabla de contenido

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA 1
1.1. Estado del arte. 1
1.2. Descripción y formulación de la pregunta o problema de investigación. 7
1.2.1. Descripción del problema 7
1.2.2. Pregunta de investigación 9
1.3. Objetivos. 9
1.3.1. Objetivo general. 9
1.3.2. Objetivos específicos. 9
1.4. Alcances y limitaciones. 9
1.4.1. Alcances 9
1.4.2. Limitaciones 10
2. METODOLOGÍA PROPUESTA. 10
3. MATRIZ DE MARCO LÓGICO 13
4. CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES. 14
5. CARACTERIZACIÓN DEL COHETE USB ROCKET 1 14
6. DESARROLLO CONCEPTUAL DE PROPUESTAS Y DISEÑOS PRELIMINARES 15
6.1. Empaquetamiento del Paracaídas 15
6.2. Diseños Conceptuales para Sistemas de Eyección 17
6.2.1. Accionamiento Químico 17
6.2.2. Accionamiento Mecánico 19
6.2.3. Accionamiento Electromagnético 20
6.2.4. Accionamiento Neumático 22
7. METODOLOGÍA DE SELECCIÓN PARA SISTEMA DE RECUPERACIÓN 24
7.1.1. Procesos de Diseño de Ingeniería 24
Criterios de selección: 24
7.1.2.1. Sombrero Blanco: cómo abordar el problema 27
7.1.2.2. Sombrero Rojo: intuición 27
7.1.2.3. Sombrero Negro: aspectos negativos 27
7.1.2.4. Sombrero Amarillo: beneficios 28
7.1.2.5. Sombrero Verde: innovación 28
7.1.2.6. Sombrero Azul: complejidad 28
7.2. Sistemas Seleccionados 28

8. DESARROLLO DE INGENIERÍA 29
8.1. Sistema Neumático 29
8.1.2. Estimación del espesor del cilindro hermético 31
8.1.3. Diseño de la aguja de perforación 32
8.1.4. Diseño del Resorte 33
8.2. Sistema Mecánico 34
8.2.2. Diseño del Resorte 34
8.3. Simulación en Rocksim 36
8.3.2. Aceleración total, velocidad y altura con respecto al tiempo 37
8.3.3. Activación de los sensores 39
8.4. Sistema de Recuperación completo 41
8.5. Selección de Materiales 42
9. Diseño de Paracaídas 44
9.1. Premisas para el diseño de paracaídas 44
9.2. Cálculo de tamaño de paracaídas 46
10. Proceso de Manufactura 47
10.1. Sistema mecánico 48
a. Base A 48
b. Base B 49
c. Resorte 50
d. Cápsula del Resorte 50
10.2. Sistema Neumático 51
a. Aguja 51
b. Cápsula de la botella de gas presurizado. 52
c. Inserto 52
d. Resorte 53
e. Tapa de compresión 53
11. Bahía electrónica 54
11.1. Estándar de calidad de circuitos impresos: 54
11.2. Inspección a los circuitos. 54
11.3. Circuito de sensórica*:* 55
a. Arduino nano 55
b. Acelerómetro 56
c. Fotocelda 60
d. Montaje del circuito 60

11.4. Circuito de ignición 62
a. Relé de 6 pines: 62
b. Estopines o ignitores: 63
11.5. Bahía de carga para electrónica 65
12. ANÁLISIS DE CONFIABILIDAD DEL SISTEMA 77
A. Subsistema Electrónico. 78
B. Subsistema mecánico principal. 87
C. Sistema neumático de respaldo. 90
13. PRESUPUESTO 94
14. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES 96
A. Recomendaciones 96
B. Conclusiones 96
15. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS 97

Lista de Tablas

Tabla 1. Tamaño del paracaídas de acuerdo con el peso y velocidad del cohete. (Westerfield, 2017)..... 4
Tabla 2. Criterios de Selección..... 25
Tabla 3. Calificación de cada sistema..... 26
Tabla 4. Parámetros geométricos del resorte según su forma final (Spring, 2006)..... 35
Tabla 5. Parámetros iniciales de simulación..... 36
Tabla 6. Selección de materiales para el sistema (Rochling, 2010)..... 43
Tabla 7. Selección de Paracaídas Circular. (Milligan, 2019)..... 46
Tabla 8. Pesos de componentes y peso total del USB Rocket I..... 47
Tabla 9. Disposición de los pines del acelerómetro (Analog Devices Inc., 2007)..... 58
Tabla 10. Parámetros de simulación para la bahía electrónica..... 68
Tabla 11. Propiedades del ABS..... 71
Tabla 12. Distribución de secciones de cohete..... 76
Tabla 13. Integridad del circuito luego de la aceleración..... 86
Tabla 14. Porcentaje de error de las lecturas del acelerómetro..... 86
Tabla 15. Fiabilidad del sistema de expulsión redundante..... 93
Tabla 16. Presupuesto final del proyecto..... 95

Lista de Figuras

Figura 1. Las serpentinas como sistema de recuperación. (Apogee Rockets, 2004) 5
Figura 2. Desarrollo Conceptual del Prototipo MARRS (Adam J. Yingling, 2011) 7
Figura 3. Configuración de un sistema dual típico. (Showkat Chowdhury, 2011) 8
Figura 4. Sistema de Recuperación Apolo 15 (Sforza, 2015) 8
Figura 5. Metodología de selección de paracaídas 11
Figura 6. Metodología de diseño 12
Figura 7. Fuselaje del cohete 14
Figura 8. Ubicación propuesta para el paracaídas. 16
Figura 9. Recuperación de vehículo y carga paga. 17
Figura 10. Sistema de recuperación de accionamiento químico. 18
Figura 11. Localización del sistema de recuperación. 19
Figura 12.Sistema de eyección mecánico. 19
Figura 13. Esquema general del pistón. 20
Figura 14. Contenedor para el pistón. 21
Figura 15. Funcionamiento del sistema de recuperación electromagnético. 21
Figura 16. Localización del sistema de recuperación electromagnético 22
Figura 17. Funcionamiento previsto para el sistema planteado 23
Figura 18. Montaje previsto para el subsistema neumático. 23
Figura 19. Concepción inicial, sistema neumático dentro de sistema mecánico. 29
Figura 20. Subsistema secundario - Sistema Neumático 30
Figura 21. Inserto y aguja en acero inoxidable. 30
Figura 22. Diseño conceptual subsistema neumático- Aguja de perforación, botella de $CO2$. 33
Figura 23. Sistema mecánico comprimido – extendido 34
Figura 24. Aceleración, velocidad y altura vs. Tiempo 39
Figura 25. Esquema de activación de los sistemas. 40
Figura 26. Primer diseño conceptual del sistema de eyección 42
Figura 27. Componentes del subsistema de eyección. 43
Figura 28. Partes del sistema de recuperación. 48
Figura 29. Pieza diseñada – Pieza mecanizada. 49
Figura 30. Pieza diseñada – Pieza mecanizada. 50
Figura 31. Pieza diseñada – Pieza mecanizada. 51
Figura 32. Pieza diseñada – Pieza mecanizada. 51
Figura 33. Pieza diseñada – Pieza mecanizada. 52
Figura 34. Pieza mecanizada – Pieza diseñada. 53
Figura 35. Tapa de compresión. 54
Figura 36. Presencia de imperfecciones varias en las conexiones de un circuito impreso. (ECSS, 2015).. 55
Figura 37. Distribución de pines del Arduino Nano (Arduino, 2003) 56
Figura 38. Diferentes disposiciones del acelerómetro (Analog Devices Inc., 2007) 57
Figura 39. Distribución de pines del acelerómetro (Analog Devices Inc., 2007) 58
Figura 40. Respuesta de salida del acelerómetro en cada una de sus posibles posiciones. (Analog Devices Inc., 2007) 59
Figura 41. Sensibilidad en los ejes X, Y del acelerómetro a 25°C. (Analog Devices Inc., 2007) 59
Figura 42. Mapa esquemático del montaje del circuito de sensórica. 60
Figura 43. Circuito de sensórica real; vista frontal y posterior. 61
Figura 44. Asignación de pines de los relés y vistas principales. (Multicomp, 2011) 62
Figura 45. Estopines comerciales (Tripoli Spain, 2004). 63
Figura 46. Mapa esquemático del montaje del circuito de ignición. 64
Figura 47. Circuito de ignición real; vista frontal y posterior. 65
Figura 48. Distribución inicial de espacios dentro del cohete. 65

Figura 49. Bahía de carga para electrónica. 66
Figura 50. Vistas generales y ensamble de la bahía electrónica. 67
Figura 51. Malla generada para el modelo. 68
Figura 52. Deformaciones máximas en la viga durante régimen máximo de aceleración. 69
Figura 53. Esfuerzos máximos en la viga durante régimen máximo de aceleración. 70
Figura 54. Sujeción de la bahía electrónica con el resto del sistema 72
Figura 55. Ubicación del sistema de recuperación dentro del cohete 73
Figura 56. Conexión de cada circuito impreso a su batería. 73
Figura 57. Conexión entre los circuitos impresos. 74
Figura 58. Ubicación general de los ignitores; En la bahía – Sobre el hilo de cáñamo. 74
Figura 59. Salida de conexión; Tarjeta de sensores a fotocelda 75
Figura 60. Ubicación y conexión de la fotocelda. 75
Figura 61. Sistema de recuperación completo 76
Figura 62. Configuración de espacio dentro del cohete. 76
Figura 63. Subsistemas del sistema de recuperación 77
Figura 64. Circuito de sensores (sensórica) alimentado por batería de 9v. 80
Figura 65. Potenciómetro; vista frontal. 81
Figura 66. Motor de pruebas y condensador 81
Figura 67. Bahía de carga para la electrónica 82
Figura 68. Lectura análoga del acelerómetro a 1g. Eje Y (mV) 83
Figura 69. Lectura de aceleración durante experimento. 84
Figura 70. Compresión del resorte. 88
Figura 71. Componentes utilizados para el montaje. 88
Figura 72. Montaje final 89
Figura 73. Secuencia de expulsión de la carga. 90
Figura 74. Método de sujeción de hilos de cáñamo a través de las piezas. 91
Figura 75. Botella de $CO2$ dentro de su cápsula. 91
Figura 76. Función de tapa de compresión. 92
Figura 77. Montaje final del subsistema secundario. 92

Lista de Ecuaciones

1. Presión mediante gases ideales
2. Área de un cilindro
3. Volumen de un cilindro
4. Factor de seguridad
5. Esfuerzo en tanques de presión
6. Número de espiras activas del resorte
7. Constante del resorte
8. Fuerza máxima ejercida por el resorte
9. Área mediante el coeficiente de arrastre (Manfredo, 2005)
10. Diámetro de paracaídas (Manfredo, 2005)
11. Aceleración radial máxima
12. Aceleración del sensor
13. Gravedad máxima del sensor
14. Promedio
15. Porcentaje de error

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1. Estado del arte.

Desde la primera y segunda guerra mundial, principalmente en los años 30, se crearon clubes de cohetería en Alemania, Estados Unidos, Rusia y otros países; en estos clubes fueron diseñados cohetes experimentales, algunos hacían uso del combustible líquido y posteriormente, se implementó el combustible sólido; el cual actuaba de manera similar a la pólvora utilizada previamente (Szabo, 2002).

En los años 50, la Unión Soviética desarrolló el primer satélite artificial llamado Sputnik (en español, compañero de viaje), el cual fue lanzado exitosamente el 4 de octubre de 1957 desde Kazajistán. Este satélite, que logró orbitar el planeta tierra a 938km, brindó información correspondiente a las capas altas de la atmósfera y la forma de propagación de ondas en la ionósfera, el satélite se incineró durante su reintegro a la tierra el 4 de enero de 1958 (History Channel, 2018). Gracias al acontecimiento histórico producido por el Sputnik, se populariza la cohetería experimental, abriendo paso a múltiples categorías de cohetería conocidas hoy en día como la cohetería de alta potencia.

El estudio en cohetería de alta potencia se viene desarrollando especialmente desde diciembre de 1964 en Norte América, cuando un grupo de estudiantes en Irwin, Pennsylvania crearon un club de ciencia especializado en astronomía y cohetería. A finales de la década de los 60' varios expertos en cohetería se unieron al club *Tripoli* siendo Francis Graham el líder; el club tendría intereses muy diversos que abarcan desde cohetería moderna avanzada hasta actividades de cohetería amateur (Tripoli, 2018).

El club *Tripoli* continuó trabajando en todas las áreas referentes a la cohetería durante los años 70' y durante inicios de los 80' el grupo progresó en modelos de cohetes más grandes y más seguros siendo Curt Hughes el líder. Conjuntamente en esta época también se realizaron aportes por parte del club en motores compuestos de diseño original y en motores comerciales multietapa de mayor impulso (Tripoli, 2018).

El concepto de cohetería de Alta Potencia nace debido a la similitud entre estos y la cohetería convencional ya que las diferencias radican en la potencia de propulsión y el peso del modelo; la cohetería de Alta Potencia fue designada para aquellos cohetes con un motor tipo G[1] o superiores. (Tripoli, 2018)

[1] Los motores utilizados en cohetería experimental se encuentran clasificados de acuerdo con el rango de impulso total del motor, donde la letra que acompaña el nombre indica el impulso total del mismo. En normativa *Tripoli*, para certificación nivel dos, se permiten los motores en el rango de impulso de J a L.

Para un cohete *single stage* o de un solo motor, existen generalmente cuatro fuerzas actuantes en el momento del despegue. La gravedad y las fuerzas de empuje (thrust) actúan a través del centro de gravedad; por otra parte, el arrastre (drag) y la sustentación (lift) actúan a través del centro de presiones de la aeronave. (Pryce Paulson, 2018)

Una de las partes más importantes de un cohete de alta potencia es la carga paga, esta depende de la misión del cohete; a lo largo de la historia, la carga paga de los cohetes ha ido variando con la necesidad del momento, al principio la carga paga o útil fue principalmente fuegos artificiales para celebrar ciertas festividades, posteriormente, durante la segunda guerra mundial, la Alemania nazi fue pionera en la implementación de explosivos y actualmente, los cohetes se utilizan para misiones como comunicaciones, monitoreos, espionaje, exploración y observación. (Gomez, 2016)

Por esta razón desde los inicios de la cohetería de alta potencia fue muy importante diseñar sistemas que contribuyan con la recuperación de la carga útil para que esta no se pierda por ningún motivo; existen varios sistemas de recuperación en cohetes de baja potencia como *streamers*, *recuperación autorrotatoria utilizada principalmente en helicópteros, recuperación tumble o gliders*; pero para cohetes de alta potencia son mayormente utilizados los paracaídas, esto debido a que este tipo de cohetes son mucho más pesados. (Westerfield, 2017)

Se debe tener en cuenta que la fuerza gravitatoria depende directamente de la masa del sistema, es decir, esta fuerza varia a medida que la masa incrementa o disminuye. Por esta razón, al construir un sistema de recuperación para un cohete de alta potencia, es muy importante tener en cuenta que el peso no debe ser variado significativamente, pues de lo contrario, la fuerza gravitatoria aumentará y posiblemente el centro de gravedad estipulado inicialmente tomará otra posición. (Pryce Paulson, 2018)

A lo largo de la historia de los sistemas de recuperación para cohetes han existido tres parámetros fundamentales que deben ser tenidos en cuenta, el primero es la velocidad del cohete en el momento del aterrizaje, este parámetro determina cuál deberá ser el diámetro del paracaídas; el segundo, es para los casos en los que se presenta un sistema dual[2], pues a pesar de que se desea que el cohete descienda rápidamente del apogeo[3] hasta el punto donde el paracaídas principal se despliegue, se debe tener en cuenta que si el cohete está sometido a un descenso excesivamente rápido el paracaídas puede romperse o el cohete puede separarse. Finalmente, el tercero, es el tamaño del cohete, pues de esto depende el tamaño del paracaídas, a esto se le llama *packing size*, que es la

[2] Se conoce como sistema dual, al sistema de recuperación que consta de dos paracaídas que se despliegan de un mismo cohete.

[3] Apogeo es la altura máxima que alcanza el cohete, es decir cuando su aceleración es cero y comienza la etapa de descenso.

cantidad de espacio en la que será empacado el paracaídas con su respectiva cuerda. (Westerfield, 2017)

El sistema de recuperación implementado en un cohete de alta potencia es tan importante que generalmente, en los grupos de investigación que desarrollan un cohete en su totalidad hay un grupo específico para el sistema de recuperación, el cual se encarga del tamaño del paracaídas, las pruebas y evaluación del sistema de eyección y el desarrollo de la recuperación de carga paga durante la operación del cohete. (Showkat Chowdhury, 2011)

Gracias a estudios que se han venido realizando, ha sido posible conocer dos formas diferentes para abordar los problemas nombrados anteriormente, el primero es que gracias a las personas que han venido volando este tipo de cohetes, se han diseñado ciertas tablas que muestran los parámetros de velocidades de descenso y *packing size*, esto para lograr las dimensiones razonables del paracaídas y el espacio de empaquetamiento; la segunda manera es hacerlo mediante los criterios matemáticos y geométricos del elemento para determinar los mismos parámetros. (Westerfield, 2017)

El sistema de recuperación es estructuralmente diseñado para ir atado mediante una cuerda a la nariz del cohete que contiene la carga paga; este sistema permite que cuando el paracaídas sea expulsado no se separe del cohete y mucho menos de la carga paga, de tal forma que no se tengan inconvenientes para recuperar la misma. Estos espacios deben ir contemplados dentro de las dimensiones correspondientes al espacio de empaquetamiento. (Cooper, 2011)

Con lo anterior, fue también posible determinar la ciencia específica para un paracaídas de cohete, esta se divide en dos grandes temas principales, el primero, la energía de un cuerpo en caída y el segundo, es la física y la matemática aplicada en las tablas estándar de velocidades y peso del cohete para hallar el tamaño más adecuado de paracaídas (ver Tabla 1). Para tratar el primer factor es posible decir que lo más importante es recuperar energía, pues el objetivo principal es evitar el daño a personas o lugares cuando el cohete este aterrizando y estos daños podrían ser ocasionados por la energía cinética debida a la velocidad de caída del cohete durante su descenso. (Westerfield, 2017)

Hablar de energía es importante, ya que para detener un cuerpo en movimiento también se requiere de energía y la cantidad necesaria para detenerlo es exactamente la misma que su energía cinética, por lo tanto, a medida que la velocidad de descenso del cohete aumenta, su energía de colisión aumenta también y si el aterrizaje se produce a grandes velocidades hay una gran posibilidad de causar daños al cohete o al entorno, por esta razón los paracaídas son meticulosamente diseñados como sistemas de recuperación para implementarse en cohetes de alta potencia y de esta forma reducir paulatinamente la energía cinética producida en el descenso y poder recuperar al final de la misión la carga paga intacta. (Westerfield, 2017)

Finalmente, es importante hablar de la carga paga, pues gracias a que este segmento del cohete existe surge la necesidad de implementar un sistema de recuperación que pueda llevar de regreso la carga útil después de un lanzamiento sin que esta sufra algún tipo de daño estructural. Generalmente, esta carga paga para cohetería experimental cuenta con dispositivos de medición como altímetros, medidores de gases atmosféricos, acelerómetros, cámaras, luces y otros dispositivos electrónicos; los cuales no se deben dejar perder para poder recopilar al final de la misión todos los datos obtenidos en el lanzamiento y posteriormente ser implementados en otro cohete para realizar una nueva misión. (Showkat Chowdhury, 2011)

Tamaño del Paracaídas	**Velocidad de Descenso**			
	15 ft/s	**20 ft/s**	**50 ft/s**	**75 ft/s**
12''	3 oz	5 oz	31 oz	70 oz
24''	11 oz	20 oz	124 oz	279 oz
36''	25 oz	45 oz	279 oz	628 oz
48''	45 oz	79 oz	496 oz	1116 oz
54''	56 oz	100 oz	628 oz	1412 oz
60''	70 oz	124 oz	775 oz	1744 oz

Tabla 1. Tamaño del paracaídas de acuerdo con el peso y velocidad del cohete. (Westerfield, 2017)

Actualmente, existen nuevas tecnologías en cuanto a los sistemas de recuperación utilizados para los cohetes de alta potencia gracias a que se ve una clara necesidad de implementación de nuevas tecnologías. Aunque existen algunas restricciones en cuanto a la utilización de estas nuevas alternativas, cumplen la misma función principal de un sistema que utilice paracaídas, la recuperación de la carga paga de un cohete de alta potencia.

Una de las nuevas implementaciones es la utilización de un sistema de serpentinas (ver Figura 1), esta implementación se viene realizando desde los inicios de la cohetería experimental como hobby, pero no fue hasta hace algunos años que este sistema comenzó a tomar fuerza dentro de los sistemas

de recuperación principales en competencias de cohetería experimental de alta potencia. (Apogee Rockets, 2004)

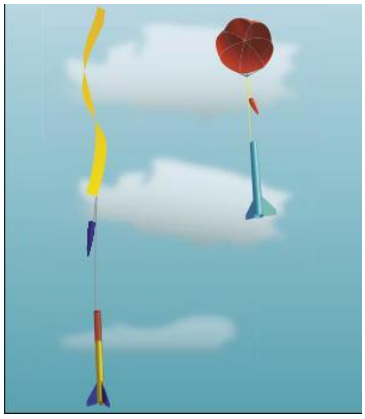


Figura 1. Las serpentinas como sistema de recuperación. (Apogee Rockets, 2004)

Este puede ser utilizado en cohetes de bajo peso, es decir, por debajo de los 30 gramos y de igual forma el lanzamiento del cohete debe contemplar una altura de más de 2000 ft sobre el nivel del suelo. Esta implementación de serpentinas también cuenta con sistema dual, el cual tiene el mismo principio de funcionamiento que el sistema dual de los paracaídas. Los materiales que pueden ser utilizados en este tipo de sistemas con serpentinas son muy variados, entre estos se encuentran varios tipos de papel, de cintas o telas; la selección del material dependerá de las características a tener en cuenta como la resistencia al calor, dureza, color, durabilidad, etc. (Apogee Rockets, 2004)

En cuanto al tamaño, es posible decir que entre más pequeña sea la serpentina utilizada menor será la relación de aspecto (aspect ratio – AR) de esta, mayores coeficientes de arrastre tendrá y, por lo tanto, el descenso será más lento. En cuanto a las serpentinas largas, su ventaja es la visibilidad, pues si el aterrizaje se presenta en área boscosa o en un árbol muy alto, es posible ver fácilmente donde se encuentra la carga paga recuperada, mientras que si la serpentina es demasiado pequeña no podrá ser fácilmente identificada. (Apogee Rockets, 2004)

La más reciente tecnología de sistemas de recuperación es la conocida como MARRS (Miniature Autonomus Rocket Recovery System), es la implementación de sistemas de recuperación autónomos en miniatura, estos se ven limitados por la dimensión de la carga paga a la cual va a ser implementado, es por esta razón que este tipo de sistema de recuperación es utilizado en cargas pagas pequeñas, esto refiere a aquellos cohetes que tienen un diámetro pequeño de su estructura tubular. (Adam J. Yingling, 2011)

Teniendo en cuenta que este sistema de recuperación es miniatura, el sistema de eyección debe tener a su vez componentes que sean pequeños, es por esta razón que, para este caso específico, se

implementa un sistema ADS (Aerial Delivery System) el cual se acciona mediante un sistema de navegación GNS (Guidance, Navigation and Control). (Adam J. Yingling, 2011)

Este sistema se compone de seis etapas durante el lanzamiento (ver Figura 2); en la primera etapa se produce el despegue, en este momento el sistema ADS implementado llamado ‘’snowflake’’ para comenzar a verificar la posición del cohete. En la etapa dos, la computadora de vuelo comienza a registrar el comportamiento del cohete y registra especialmente cuando este pasa de una aceleración negativa a una positiva hasta llegar a las cero gravedades y separa el motor de refuerzo[4] del cohete mediante un paracaídas para comenzar a reducir el peso de la aeronave; en la tercera etapa, el cohete se mantiene en su trayectoria y el combustible es completamente quemado hasta llegar a la etapa 4 que se entiende como el apogeo. (Adam J. Yingling, 2011)

La etapa cinco se presenta poco después del apogeo, alrededor de los 7500 ft sobre el nivel del suelo el primer paracaídas se acciona y este separa el motor restante del resto del cuerpo del cohete; finalmente, se encuentra la etapa seis, esta acciona el sistema Snowflake – R alrededor de los 3000 ft sobre el nivel del suelo el cual está compuesto por un paracaídas que separa el cuerpo del cohete en dos y expulsa la nariz en donde se encuentra la carga paga. Alrededor de los 1500 ft sobre el nivel del suelo se acciona el sistema Snowflake principal que recuperará la carga paga ubicada en la nariz certificando así la recuperación segura del cohete en su totalidad y su carga útil. (Adam J. Yingling, 2011)

[4] Se conoce como motor de refuerzo a cualquier motor que se encuentre en un módulo secundario, el cual cumple la función de brindar mayor empuje a la aeronave, pero no es de larga duración.

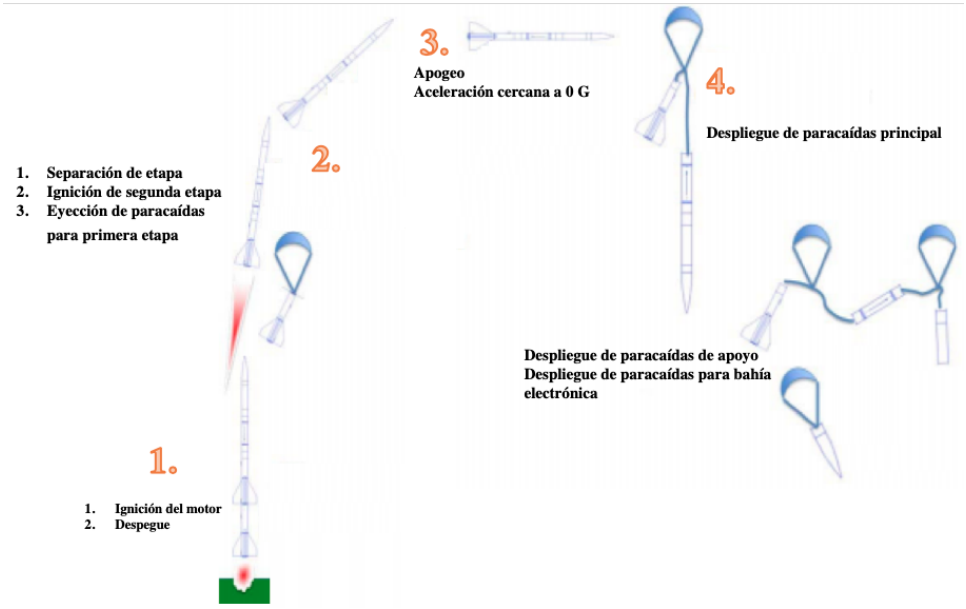


Figura 2. Desarrollo Conceptual del Prototipo MARRS (Adam J. Yingling, 2011)

1.2. Descripción y formulación de la pregunta o problema de investigación.

1.2.1. Descripción del problema

Un sistema de recuperación para cohetes de alta potencia nace a raíz de la necesidad de recuperar bien sea la carga paga del cohete o el cohete completo, esto con el fin de preservar los equipos importantes de cada misión o la totalidad de este para ser posteriormente adecuado y lanzado en otra misión. Existen diferentes tipos de sistemas de recuperación, el más comúnmente implementado en la cohetería de alta potencia es el sistema de paracaídas *Dual Deployment*, este se utiliza gracias a que por su configuración de paracaídas doble incrementa la probabilidad de recuperación segura de la carga paga.

Es importante tener en cuenta que el sistema de recuperación a implementar en el cohete no deberá depender de la combustión o los gases provenientes de esta ni operar con ellos, es por esta razón que se considera como un sistema autónomo; una de las opciones más recomendables es el sistema Dual Deployment, ya que este es un sistema comúnmente eléctrico que consiste en unos altímetros con sensor de presión, un paracaídas de frenado, un paracaídas principal, un encendedor eléctrico y una cuerda que soporte alrededor de 399,161 kg. (PyroData, 2008)

En sí, el sistema consiste en un altímetro que envía una señal eléctrica informando que se alcanzó el apogeo, este accionará el encendedor eléctrico que posteriormente desplegará el paracaídas de frenado, el segundo altímetro envía una señal posterior alrededor de los 60.96 m de altura recorridos para accionar el paracaídas principal, el cuál extraerá la carga paga del cuerpo del cohete y de esta forma se genera el aterrizaje seguro (Showkat Chowdhury, 2011).

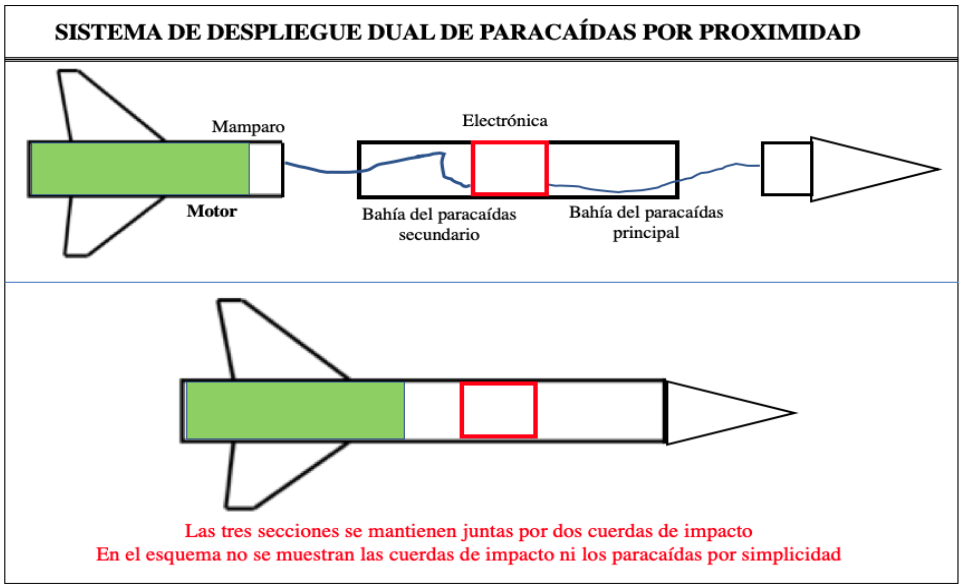


Figura 3. Configuración de un sistema dual típico. (Showkat Chowdhury, 2011)

El sistema de recuperación es considerado como principio de diseño, ya que todo vehículo que cuente con un alto polar Drag, -que es la relación de sustentación con respecto al arrastre aerodinámico conocida comúnmente como (L/D)-, requiere de un dispositivo aerodinámico que asista el descenso del cohete para evitar el daño de la estructura o de la carga paga. El sistema mayormente utilizado es el paracaídas, ya que cuenta con bajo peso, simplicidad y confiabilidad al brindar la recuperación de la estructura correspondiente. (Sforza, 2015).

Grandes misiones aeroespaciales como el Apolo 15 (ver Figura 4), han contado con este tipo de sistemas de recuperación y así mismo es posible implementar el mismo principio en cohetería de alta potencia, adecuando las dimensiones del sistema de recuperación para que sean acordes con el cohete.

Figura 4. Sistema de Recuperación Apolo 15 (Sforza, 2015)

Es por esta razón que el problema de investigación radica en el diseño y construcción adecuada de un sistema de recuperación que sea autónomo y redundante para implementarlo en el USB Rocket I, un cohete de alta potencia que será lanzado y del cual posteriormente, se necesitará recuperar la carga paga. Para esto, es necesario diseñar un paracaídas que logre contrarrestar la magnitud de la energía cinética con la que el cohete desciende mediante la resistencia al aire que este produce y de esta manera detenerlo para evitar daños estructurales irreversibles.

Este diseño, además del paracaídas y su sistema de eyección, deberá incluir el mecanismo de accionamiento del sistema, el cual deberá ser autónomo y preciso, pues lo que se busca es que comience a funcionar en el momento en que el cohete alcance su apogeo. Un accionamiento apresurado antes de este evento (el apogeo) puede interferir con la misión del lanzamiento y un accionamiento tardío conllevaría al daño estructural que se desea evitar.

1.2.2. **Pregunta de investigación**

¿Cómo recuperar los sistemas, la carga útil y la estructura misma del USB Rocket 1 mediante el diseño, construcción e implementación de un sistema de recuperación integro, autónomo y redundante, sin afectar las principales características del vehículo?

1.3. **Objetivos.**

1.3.1. **Objetivo general.**

Diseñar y construir un sistema de recuperación autónomo y redundante para el cohete USB Rocket I en fase de descenso.

1.3.2. **Objetivos específicos.**

1. Diseñar bajo los parámetros dimensionales del cohete USB Rocket I el sistema de recuperación de su estructura y su carga útil **bajo normativa Trípoli de alta potencia.**
2. Establecer los parámetros de funcionamiento del sistema de recuperación que aseguren la integridad estructural del vehículo USB Rocket I y su carga paga.
3. Construir el sistema de recuperación obtenido, sin afectar a la estructura aerodinámica actual del USB Rocket I.

1.4. **Alcances y limitaciones.**

1.4.1. **Alcances**

- Se sugerirán tres modelos conceptuales del sistema de recuperación que puedan ser adaptados en la estructura del USB Rocket I con el fin de escoger el más conveniente.

- Se realizará una validación experimental mediante el uso de una aeronave no tripulada, con el fin de obtener una aproximación del funcionamiento del sistema de recuperación en condiciones atmosféricas y de operación similares a las del USB Rocket I.
- Los tres modelos conceptuales diseñados contarán con un sistema de accionamiento independiente, estos serán: químico, mecánico y eléctrico.
- Se construirá el sistema de recuperación más adecuado para el USB Rocket I.
- Se seleccionará el tipo de paracaídas más adecuado para el USB Rocket I, de tal forma que se logre la recuperación total tanto de estructura como de carga útil.

1.4.2. **Limitaciones**

- Los tres modelos conceptuales que se diseñen deberán ser regidos bajo la normativa Trípoli para cohetería de alta potencia.
- El sistema de recuperación deberá ser adaptables de tal forma que no se vea afectada la estructura del USB Rocket I.
- El sistema de recuperación será autónomo, por lo tanto, este no deberá depender de los gases provenientes de la combustión producida en el motor; deberá contemplar cualquier tipo de sistema siempre y cuando sea independiente a los sistemas propios del USB Rocket I.
- De los tres modelos conceptuales propuestos, sólo se seleccionará uno para continuar con el proyecto.
- El presupuesto destinado para este proyecto deberá correr por cuenta de los estudiantes proponentes, para esto, se realizará el análisis de costos correspondiente a la construcción del proyecto.

2. METODOLOGÍA PROPUESTA.

Para cumplir con los objetivos propuestos anteriormente, se realizará una revisión bibliográfica con el fin de contextualizar los sistemas de recuperación existentes hasta el momento; dentro de esta revisión se buscará identificar aspectos importantes tales como sus aplicaciones, importancia en cohetería experimental, métodos de construcción y desarrollos futuros.

El primer parámetro a tener en cuenta será la selección del paracaídas, este debe ajustarse a los requerimientos de la misión y depende casi específicamente de la tarea a realizar, así de ser requerido un descenso rápido y controlado en un área reducida al punto de lanzamiento, será recomendado un sistema de paracaídas *dual deployment*, de ser otros los requerimientos, lo aconsejable es desarrollar un paracaídas convencional, esta labor tendrá su propia metodología que es ilustrada en el siguiente diagrama de flujo.

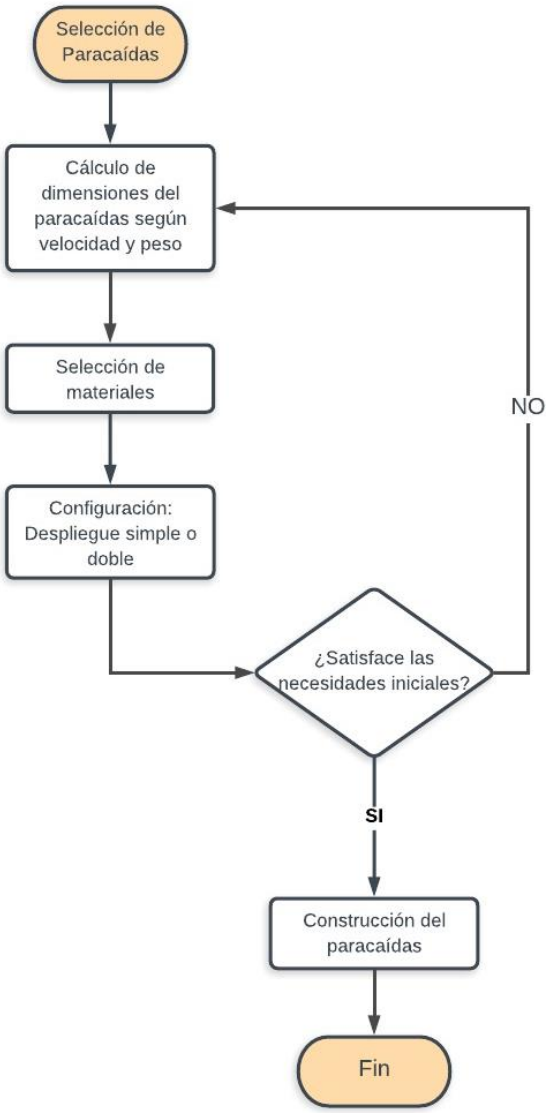


Figura 5. Metodología de selección de paracaídas

Posteriormente, se propondrá una serie de posibles diseños conceptuales con base en los encontrados en la revisión preliminar; estos diseños tendrán diferentes formas de operación, esto con el fin de proporcionar diferentes opciones y de esta manera encontrar el modelo más adecuado a la necesidad.

Con la metodología de selección inicial se descartarán algunos sistemas de recuperación que no cumplan con los requisitos planteados, los dispositivos no descartados serán evaluados mediante otro tipo de metodología. Posteriormente se preseleccionará un sistema de recuperación que se ajustará mejor a los requerimientos iniciales, gracias a esto, se construirá un primer prototipo con el fin de tener una validación a través de pruebas experimentales con las cuales se asegurará que el

dispositivo funciona correctamente y puede ser adaptado al cohete. La metodología del proyecto descrita anteriormente está contemplada en el siguiente diagrama de flujo.

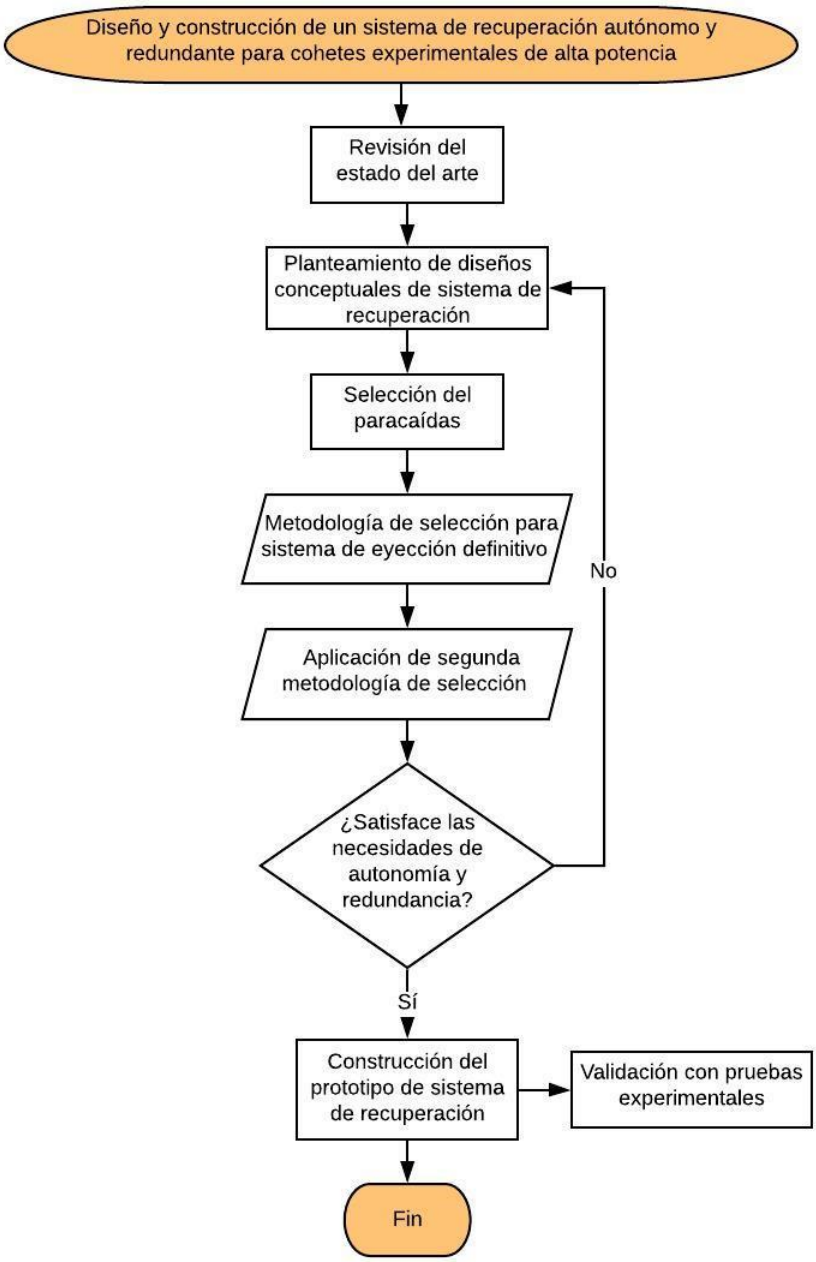


Figura 6. Metodología de diseño

3. MATRIZ DE MARCO LÓGICO

Objetivo General	**O.G**	**Diseñar y construir un sistema de recuperación autónomo y redundante para el cohete USB Rocket I en fase de descenso.**
Objetivos Específicos	O.E.1	Diseñar bajo los parámetros dimensionales del USB Rocket I el sistema de recuperación de su estructura y su carga útil **bajo normativa Trípoli de alta potencia** junto con otras normativas aplicables.
	O.E.2	Establecer los parámetros del sistema de recuperación que aseguren un funcionamiento confiable sin exponer la integridad estructural del vehículo y la carga paga.
	O.E.3	Construir el sistema de recuperación obtenido tras el estudio previo, sin afectaciones a la estructura aerodinámica del USB Rocket I.
Resultados Esperados	R1.O.E.1	Diseño de un sistema de recuperación autónomo para el USB Rocket I.
	R1.O.E.2	Un diseño de sistema de recuperación que cuente con un funcionamiento confiable y que no exponga de ninguna manera la integridad estructural del vehículo y la carga paga.
	R1.O.E.3	La construcción del diseño de un sistema de recuperación que sea apto para implementar en el USB Rocket I.
Actividades	A1.R1.O.E.1	Revisión de la normativa Trípoli de alta potencia.
	A2.R1.O.E.1	Realizar tres diseños conceptuales de diferentes tipos de sistemas de recuperación.
	A3.R1.O.E.1	Comparar las características de 3 diseños conceptuales para así entregar el más conveniente de los sistemas según peso, espacio, tasa de falla, dificultad en la construcción, etc.
	A4. R2.O.E.2	Realizar entornos de simulación aptos para cada uno de los diseños conceptuales elegidos.
	A5.R2.O.E.2	Comparar las simulaciones realizadas a cada uno de los diseños conceptuales de sistemas de recuperación
	A6.R2.O.E.2	Evaluar en su totalidad los diseños preliminares para lograr una comparación completa entre los sistemas.
	A7.R3.O.E.3	Estudiar la viabilidad y el método de instalación de sistemas redundantes de los diseños.
	A8.R3.O.E.3	Construir de manera sencilla los sistemas de recuperación seleccionados
	A9.R3.O.E.3	Realizar pruebas en cada uno de los sistemas preseleccionados para comprobar su fiabilidad y efectividad antes de ser instalados completamente en la aeronave.
	A10.R3.O.E.3	Construir el sistema de recuperación seleccionado finalmente, el cual debe ser apto para implementarlo en el USB Rocket I

4. CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES.

Cronograma de Actividades																				
Actividades	**Mes 1**				**Mes 2**				**Mes 3**				**Mes 4**				**Mes 5**			
	S1	**S2**	**S3**	**S4**	**S5**	**S6**	**S7**	**S8**	**S9**	**S10**	**S11**	**S12**	**S13**	**S14**	**S15**	**S16**	**S17**	**S18**	**S19**	**S20**
Revisión Bibliográfica																				
Desarrollo conceptual de propuestas y diseños preliminares																				
Análisis de Semejanzas de modelos existentes y modelos propuestos																				
Modelamiento del entorno de simulación en Rocksim																				
Comparación de los sistemas mediante criterios de selección y simulación																				
Construcción del prototipo																				
Pruebas experimentales																				
Redacción del documento final																				
Presentación del proyecto																				

5. CARACTERIZACIÓN DEL COHETE USB ROCKET 1

El cohete USB Rocket 1, es un cohete de alta potencia. El presente trabajo de investigación tiene como objetivo principal el diseño y construcción de un sistema de recuperación autónomo y redundante para este cohete. En la Figura 7 se puede apreciar el fuselaje del cohete y su espacio interior.

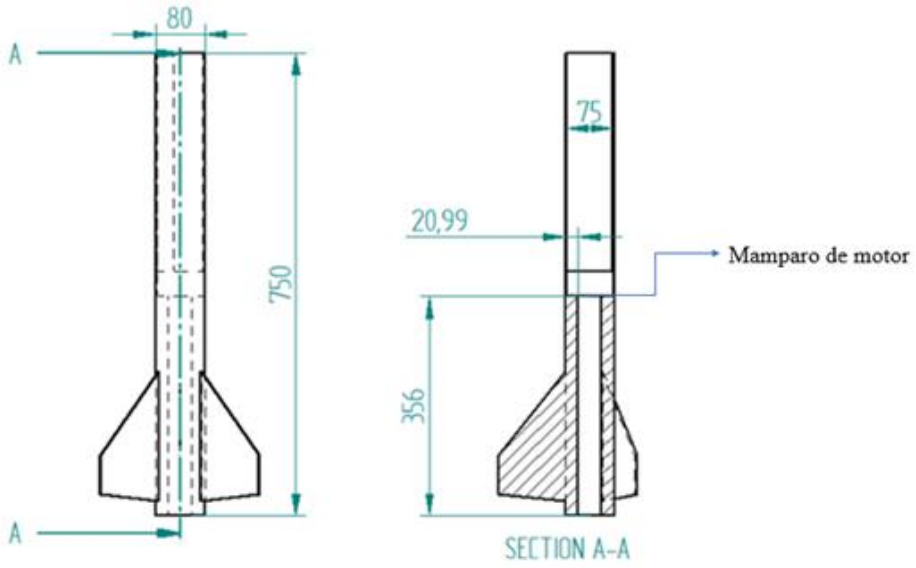


Figura 7. Fuselaje del cohete

Se instalará el sistema de recuperación diseñado sobre el mamparo del motor, este sistema debe ser compacto y ligero tanto como sea posible con el fin de no afectar notablemente la capacidad de vuelo

del cohete; en capítulos posteriores se indagará más a fondo en el tema, sin embargo, se espera una reducción del rango del cohete inferior al 5%.

El cohete tiene un diámetro nominal de 75 mm, con lo cual se tiene un espacio para el sistema de recuperación de 1787.365 cm^3. Este espacio disponible debe ser ocupado por el paracaídas, el sistema de eyección o subsistema mecánico y la bahía electrónica encargada de la activación de los sistemas o subsistema electrónico.

6. DESARROLLO CONCEPTUAL DE PROPUESTAS Y DISEÑOS PRELIMINARES

En este segmento se plantearán diferentes propuestas para el desarrollo del sistema de recuperación autónomo y redundante que será implementado en el USB Rocket I, esto se realiza con el fin de explorar diferentes opciones y al final elegir la opción que mejor se adapte a las necesidades particulares de recuperación del cohete. Cada una de las propuestas que se mencionarán a continuación cuentan con accionamientos totalmente diferentes, ya que lo que se busca es evaluar la implementación de diferentes tecnologías de accionamiento para al final encontrar aquella que cumpla con los requisitos de espacio, peso, autonomía, redundancia y funcionalidad; para estos diseños preliminares se seleccionaron diferentes metodologías de diseño y adicional a ello, todas contarán con el mismo sistema de empaquetamiento del paracaídas.

6.1. Empaquetamiento del Paracaídas

Para que el paracaídas se abra correctamente es necesario ubicarlo adecuadamente dentro del cohete; se propone ubicarlo justo debajo de la nariz del vehículo, esto debido a que en ese espacio no existirá ningún obstáculo que impida el despliegue adecuado del paracaídas cuando el sistema de recuperación sea activado. La nariz del cohete estará sujeta al paracaídas mediante una cuerda de kevlar al igual que el resto del fuselaje del cohete con el fin de que, al salir la nariz expulsada, provoque que la cuerda se desenrolle y libere el paracaídas, de esta forma se asegura la recuperación total del cohete (ver Figura 8).

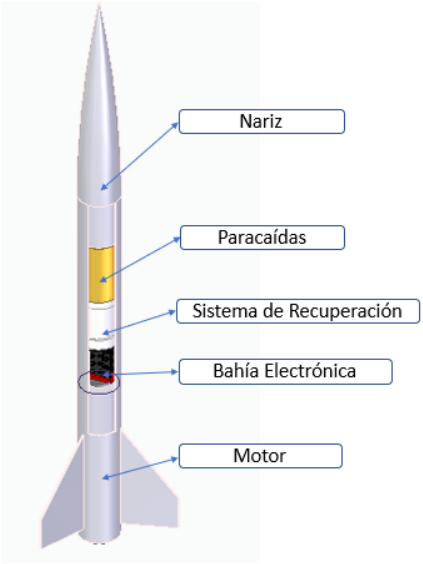


Figura 8. Ubicación propuesta para el paracaídas.

Para unir el fuselaje y la nariz del cohete se implementa una cuerda guía, evitando así que en el momento de la expulsión del paracaídas se desprendan dichas partes y caigan por separado. Al utilizar dicha cuerda guía, lo que se busca es aprovechar la fuerza con la que la nariz del cohete es expulsada y así desplegar el paracaídas de forma correcta; la longitud de la cuerda debe ser seleccionada de tal manera que permita la expulsión de la nariz y el despliegue total del paracaídas. Cabe aclarar que el sistema de recuperación que se está diseñando es para salvaguardar el cohete en su totalidad, razón por la cual el paracaídas además de estar unido a la nariz del vehículo también se encuentra conectado al cuerpo restante del vehículo; el usar un solo paracaídas para todo el cohete garantiza un menor peso, así como una menor complejidad en los sistemas y por lo tanto una mayor confiabilidad y más facilidad en posibles reparaciones. En la Figura 9 se da una representación del sistema planteado.

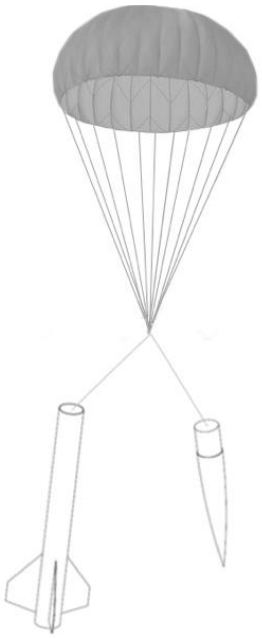


Figura 9. Recuperación de vehículo y carga paga.

Con el modelo de empaquetamiento presentado es necesario contar con un sistema que permita la eyección de la nariz del cohete; más adelante se presentarán cuatro propuestas que se basan en expulsar la nariz ejerciendo algún tipo de presión sobre esta.

6.2. **Diseños Conceptuales para Sistemas de Eyección**

Como premisa, es necesario decir que los materiales de construcción para los tipos de accionamiento propuestos a continuación deben ser fáciles de conseguir o pueden ser fácilmente reemplazados; es por esta razón que se plantearon estos diseños conceptuales que reúnen diferentes formas de activación, A continuación, se presentarán de manera breve los diseños conceptuales propuestos para la construcción del sistema de recuperación definitivo; están clasificados según su tipo de accionamiento como se especificó en los alcances del proyecto:

6.2.1. **Accionamiento Químico**

Este diseño consiste en la realización de una combustión controlada de una pequeña carga pirotécnica ubicada en una cámara y posteriormente transmitir el calor generado de dicha combustión hacía una cantidad determinada de azida de sodio ($N_a N_3$), esta sustancia, al entrar en contacto directo con el calor presenta una reacción química que libera grandes cantidades de nitrógeno a una alta presión; esta sustancia es usada principalmente para la activación de bolsas de aire para vehículos automóviles y puede ser adquirida con distribuidores autorizados; mediante la colocación de un ducto divergente se aprovecha este flujo másico de nitrógeno para que este expulse la nariz fuera del cohete en la fase de apogeo.

Para tener una combustión controlada y que la liberación de gases no afecte la integridad del cohete es necesario realizar pruebas en tierra para así constatar con datos experimentales cual es la cantidad idónea de azida de sodio que debe ser quemada al interior de la cámara.

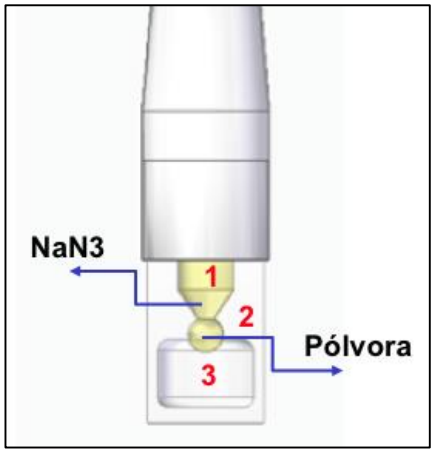


Figura 10. Sistema de recuperación de accionamiento químico.

En la Figura 10, se plantea el diseño del sistema anteriormente descrito. En la sección donde se ubica la carga pirotécnica (Figura 10, sección número 1) se debe instalar un ignitor que puede ser accionado por un temporizador o un sensor como un altímetro o un acelerómetro.

Por otra parte, la sección número 2 brinda soporte estructural al diseño y permite tener un compartimento, el cual se referencia como la sección número 3, lugar donde se ubicaría el ignitor y la electrónica necesaria.

En la cohetería no se han utilizado mecanismos con accionamiento similar al planteado, sin embargo, se propone este sistema porque se conoce de manera experimental la reacción química del azida de sodio y como esta reacción es aprovechada en las bolsas de aire de los vehículos automotores; tras iniciar la reacción química, la expansión del azida de sodio se realiza en pocos milisegundos por lo que se pretende que dicha expansión sea capaz de expulsar la nariz del cohete.

En la Figura 11 se muestra la ubicación parcial de este diseño conceptual; debe estar localizado bajo la nariz del cohete y bajo el paracaídas debidamente empaquetado – *(véase Empaquetamiento del Paracaídas)*

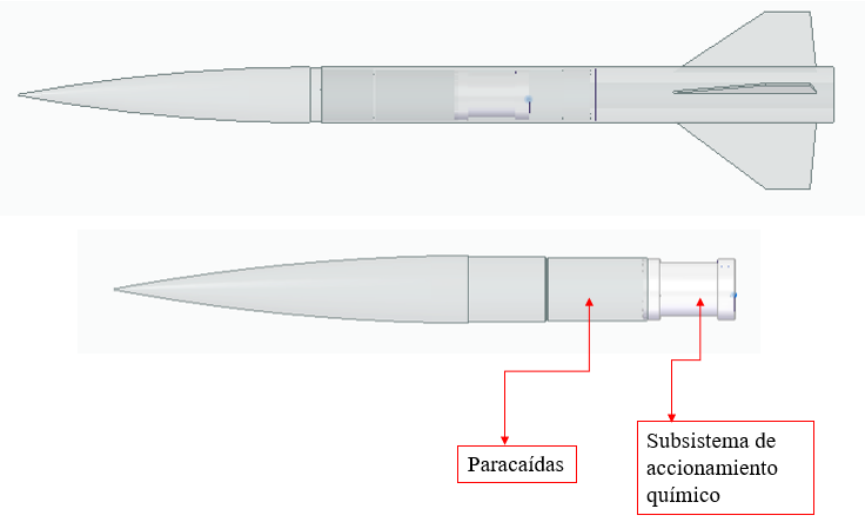


Figura 11. Localización del sistema de recuperación.

6.2.2. **Accionamiento Mecánico**

Este modelo conceptual se basa en un resorte axial ubicado al interior del fuselaje debajo del paracaídas; este resorte se encuentra comprimido hasta el momento del apogeo donde sea necesario que el resorte se extienda y golpee directamente a la nariz del cohete junto con el paracaídas expulsando ambos.

Para llevar a cabo el montaje anteriormente descrito, es necesario contar con una base o compartimento donde sea posible comprimir el resorte, mantenerlo en ese estado y luego a través de un comando sencillo, liberarlo en el punto de apogeo del cohete.

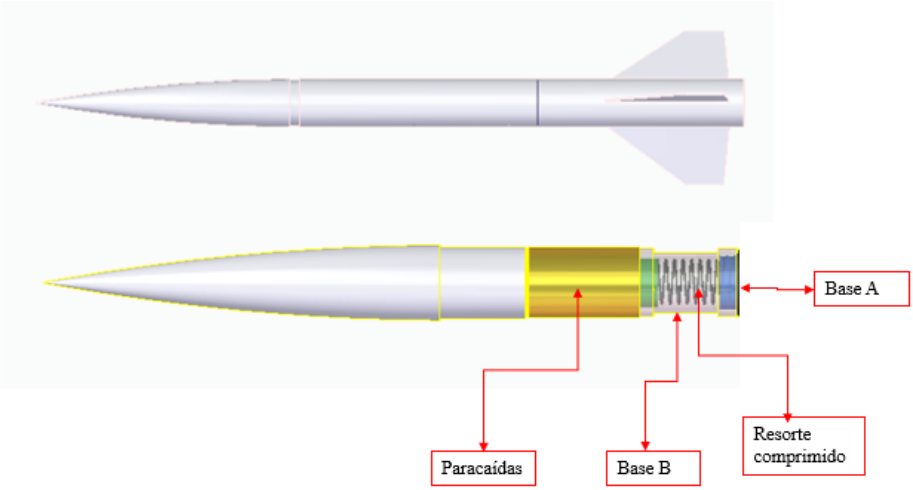


Figura 12.Sistema de eyección mecánico.

Este sistema de recuperación es compatible con el empaquetamiento del paracaídas antes propuesto, ya que empuja directamente a la nariz que a su vez está vinculada al paracaídas, permitiendo que este consiga abrirse al igual que con el modelo anteriormente presentado.

6.2.3. **Accionamiento Electromagnético**

La siguiente propuesta se basa en el accionamiento electromagnético para el sistema de eyección. Se suministra corriente a un embobinado de cobre, el cual posee un núcleo ferromagnético y a partir de esto, se produce una fuerza electromagnética en dicho elemento. Esta fuerza será capaz de mover un pistón, cuya función es empujar hacia el exterior la nariz del cohete junto con el paracaídas.

Se propone construir un sistema de pistón electromagnético que tendrá como base 4 componentes: el pistón que realizará el trabajo, un contenedor que tendrá como función sostener y mover el pistón, un embobinado al cual se le suministra corriente eléctrica para obtener un campo magnético y un sistema de temporizador que active y desactive el paso de corriente por el embobinado. El primer elemento por considerar será el pistón (ver Figura 13), su función es ser impulsado por la fuerza electromagnética producida por el embobinado.

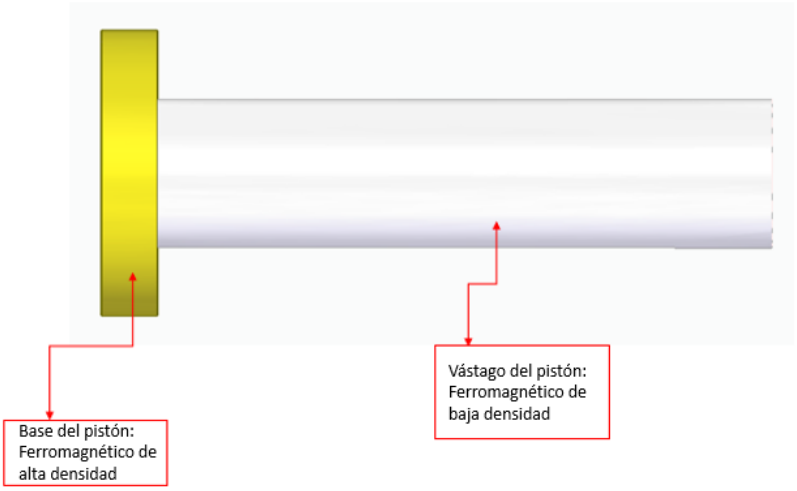


Figura 13. Esquema general del pistón.

El contenedor donde irá alojado el pistón juega un rol importante en la eyección; por esto, se propone la construcción de un contenedor cilíndrico en el cual el pistón sea ubicado de tal manera que la base amarilla mostrada en la Figura 13 esté en contacto directo con la bobina. Este contenedor, deberá ser fabricado en un material ferromagnético para que tenga influencia sobre la base del pistón y lo atraiga (ver Figura 14).

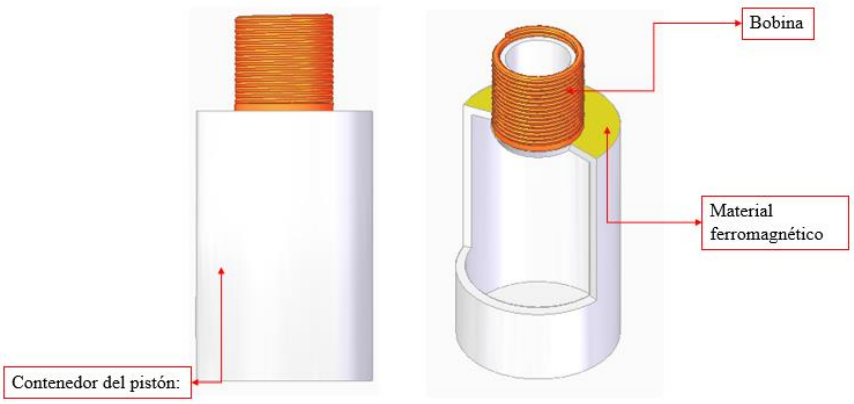


Figura 14. Contenedor para el pistón.

A continuación, se representa el sistema de eyección y recuperación basado en el accionamiento electromagnético propuesto:

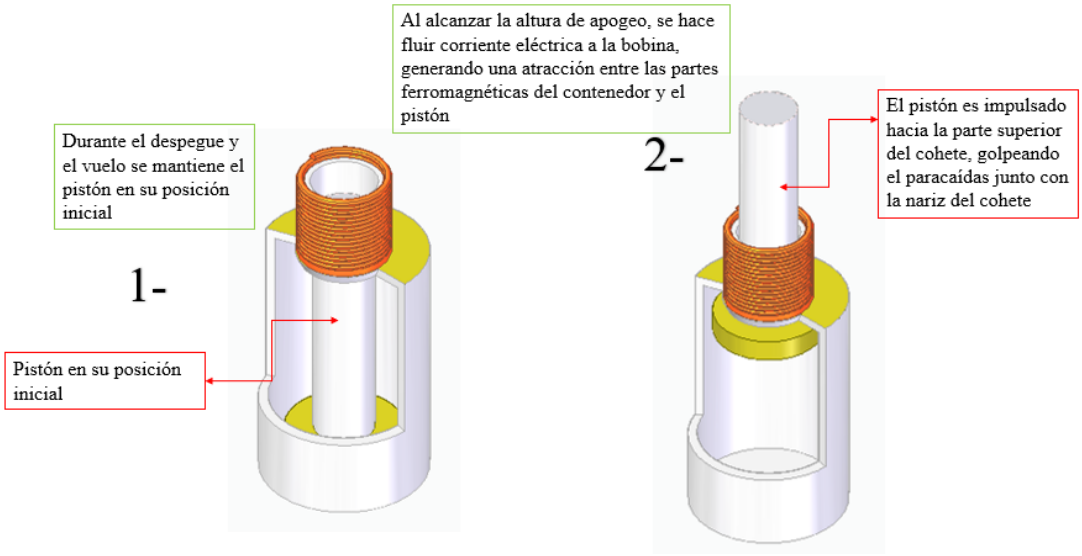


Figura 15. Funcionamiento del sistema de recuperación electromagnético.

En la Figura 16 se puede observar la localización parcial que tendría el dispositivo electromagnético de ser seleccionado, al igual que con los otros diseños preliminares aquí expresados, este se localiza bajo el paracaídas debidamente empaquetado.

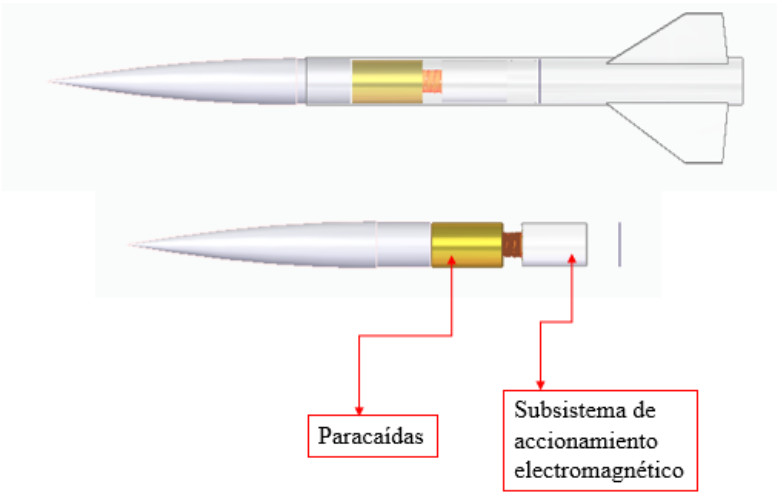


Figura 16. Localización del sistema de recuperación electromagnético

Cabe resaltar que todos los modelos conceptuales propuestos anteriormente fueron diseñados pensando en ser reutilizables para varias misiones, así como para recuperar en su totalidad el vehículo.

6.2.4. **Accionamiento Neumático**

Este sistema consta de una base que permite alojar en su interior un resorte pequeño en estado de compresión, el cual se mantiene en dicho estado con la ayuda de un hilo de cáñamo que se encuentra anudado en la parte inferior de la base mencionada como se ve en la Figura 18.

El resorte en compresión se encuentra alineado con una botella de gas presurizado, que a su vez dista solo milímetros de un punzón dirigido a perforar la boquilla de la botella de CO_2, lo que se pretende realizar con este modelo conceptual es explicado en siguiente diagrama de flujo:

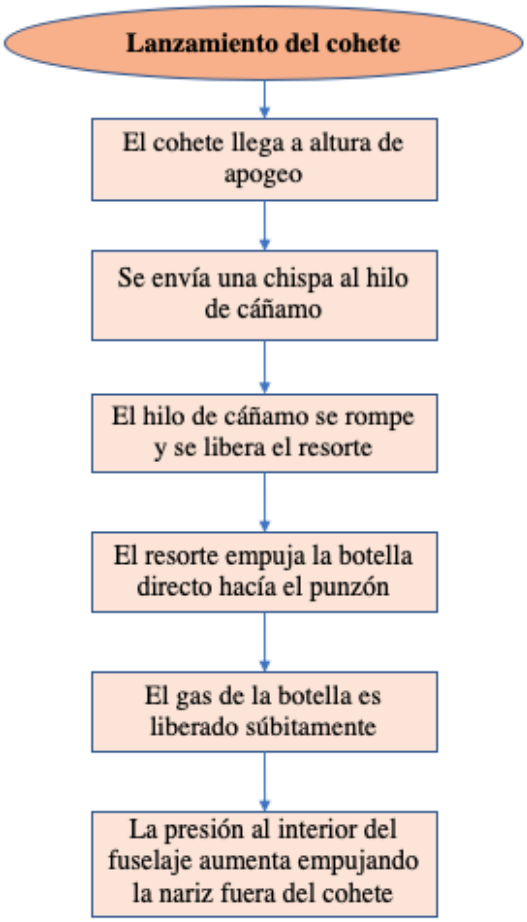


Figura 17. Funcionamiento previsto para el sistema planteado

En la Figura 18 se puede observar mejor el montaje necesario para este sistema conceptual planteado.

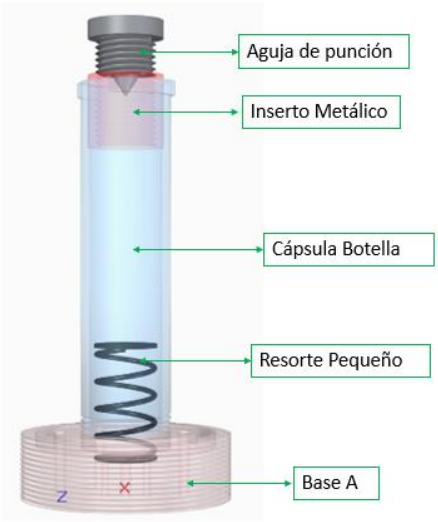


Figura 18. Montaje previsto para el subsistema neumático.

Por su parte, las botellas de CO_2 presurizado, son de fácil acceso comercial y los componentes anteriormente descritos son diseñados en función del tamaño de la botella.

7. METODOLOGÍA DE SELECCIÓN PARA SISTEMA DE RECUPERACIÓN

7.1. Procesos de Diseño de Ingeniería

7.1.1. Criterios de selección:

Se deben seleccionar de manera adecuada los componentes que harán parte del sistema de recuperación con el fin de llevar a cabo el objetivo principal de esta investigación que es la recuperación total del USB Rocket I. Para esto, se determinaron una serie de criterios necesarios para cumplir con dicho objetivo y de esta forma, se comienzan a discriminar los diferentes sistemas de acuerdo a su aplicabilidad y funcionamiento adecuado dentro del sistema (Seyyed Khandani, 2005).

1. Redundancia.
2. Autonomía.
3. Espacio disponible dentro del cohete.
4. Velocidad de accionamiento
5. Reutilización en futuras misiones.
6. Facilidad de construcción.
7. Costos de construcción.

Tanto la redundancia como la autonomía deben ser garantizadas para cumplir con los objetivos del proyecto, por esta razón se toman medidas adicionales con base en cada parámetro y son las siguientes:

a. Redundancia: Con el fin de tener un sistema definitivo que sea redundante, se decide que tanto la electrónica como los subsistemas mecánicos serán redundantes en sí mismos, esto con el fin de asegurar la redundancia del sistema final cuyos subsistemas son probados en tierra en diferentes condiciones, esto es mostrado en el presente documento en capítulos posteriores.
b. Autonomía: se debe a la independencia de sistemas de accionamiento, para esto, se utiliza una bahía electrónica, redundante en sus entradas de información, la cual se encargará de recibir la señal de entrada del sensor utilizado para de esta forma activar el sistema de eyección.

De esta manera, por su relevancia a cada criterio de selección se le dio un valor numérico para identificar de mejor manera que dispositivo cumple en mayor medida con los requerimientos. Para realizar una selección adecuada del sistema mediante la evaluación de ciertos criterios relevantes, se le dará un puntaje a cada criterio como se muestra en la Tabla 2, estos puntajes se asignarán de

acuerdo con la importancia del criterio; la suma de todas las puntuaciones debe dar un total de 100, por lo tanto, el sistema que cuente con el puntaje más cercano a 100 será seleccionado. A continuación, se muestran los valores de relevancia de cada parámetro.

CRITERIO DE SELECCIÓN	PUNTUACIÓN
(C1) Tiempo de accionamiento: El sistema de eyección debe estar en la capacidad de expulsar la nariz junto con el paracaídas en el menor tiempo posible (1-3 segundos) para que este último pueda desplegarse a tiempo.	30
(C2) Espacio disponible dentro del cohete: El dispositivo deberá ocupar el menor espacio posible dentro del cohete, se considera aceptable un dispositivo que utilice alrededor de 700 $\boldsymbol{cm^3}$ del espacio disponible al interior del cohete.	25
(C3) Facilidad de construcción: La construcción del dispositivo deberá ser sencilla y contar con materiales de fácil acceso comercial, así como con métodos convencionales de mecanizado.	20
(C4) Costos de construcción: Los materiales y/o implementos para desarrollar el dispositivo deberán tener una buena relación de precio – calidad.	20
(C5) Reutilización en misiones futuras: La vida útil del dispositivo deberá ser suficiente para realizar un mínimo de 10 misiones futuras, de tal forma que se puedan realizar varios lanzamientos del cohete con el mismo sistema de recuperación.	15
PUNTUACIÓN TOTAL	100

Tabla 2. Criterios de Selección

A continuación, se analizarán los diseños conceptuales planteados anteriormente bajo los criterios de evaluación mencionados antes.

a. Accionamiento químico: Este dispositivo ocupa un espacio considerable en el cohete por los elementos que lo componen. Debido a que su accionamiento depende de la ignición de una carga de combustible, de ajustar un ignitor de buena calidad se puede conseguir una alta fiabilidad, sin embargo, por su naturaleza expansiva puede que sufra desgaste y por lo tanto el número de misiones en las que puede trabajar es limitado. Presenta cierta dificultad en la construcción ya que se trabaja con materiales complejos, con esto se entiende que los materiales implementados como la pólvora para hacer ignición, son materiales que requieren de personal especializado y certificado para su manipulación; de igual forma este tipo de elemento químico es comercializado de forma restringida.
b. Accionamiento mecánico: De los dispositivos presentados este es el que necesita un menor espacio dentro del cohete. Por su naturaleza básica no es propenso a fallas, las posibles fallas se pueden presentar en el ignitor, pero con una fabricación adecuada y las suficientes pruebas se puede

garantizar una alta confiabilidad en el sistema. Este sistema puede ser utilizado en varias misiones sin problemas notables. Por último, este sistema destaca por la facilidad de su construcción y su bajo costo debido a la simplicidad de sus elementos.

c. Neumático: El dispositivo consta de una botella de 12 gramos de CO_2 presurizado, estas botellas son comercializadas sin restricción, deben permanecer a condiciones de temperatura estándar; se selecciona este tamaño de botella debido a que es el menor tamaño encontrado comercialmente. Esta botella será accionada mediante el contacto en su tapa superior con una aguja. Este sistema es bastante sencillo y su simplicidad lo hace uno de los sistemas más propicios, gracias a su bajo costo, su sencilla construcción y su efectividad en el momento de ser accionado, sin embargo, su fiabilidad experimental debe ser medida en varias pruebas en tierra.

d. Electromagnético: Este dispositivo necesita un espacio considerable debido a la complejidad de su instalación y además es el dispositivo que podría tener un peso más alto por la presencia de metales ferromagnéticos. Al tener una buena instalación eléctrica se tiene una alta confiabilidad con este dispositivo. Este dispositivo también podría ser reutilizado varias veces mientras su bobina y sus piezas ferromagnéticas se mantengan libres de corrosión ya que al existir esta condición química no es posible asegurar el funcionamiento de este sistema. De los dispositivos presentados este es el más complejo de construir debido a la necesidad de maquinar metales y formas específicas que no se venden comercialmente, este hecho también hace que los costos de construcción sean elevados.

TIPO ACCIONAMIENTO	C1	C2	C3	C4	C5	Total
Químico	17	30	8	13	9	77
Mecánico	25	15	10	20	12	82
Electromagnético	17	30	10	10	8	75
Neumático	25	30	2	20	15	92

Tabla 3. Calificación de cada sistema

Con la metodología anteriormente descrita y la información consignada en la Tabla 3, se observa que los dispositivos que reúnen hasta el momento más cualidades para integrar el sistema de recuperación definitivo son: dispositivo neumático y dispositivo mecánico.

7.1.2. Seis Sombreros para Pensar

Para el desarrollo del proyecto se utilizó además una metodología de selección adicional que analiza diferentes parámetros importantes en la construcción del dispositivo, esta metodología es conocida como “Seis sombreros para pensar” (Bono, 2003).

Esta es una metodología que permite agrupar diferentes aspectos para realizar una selección adecuada en cualquier tipo de proyecto mediante la asignación de un sombrero de determinado color para describir cualquier aspecto de este mediante sus virtudes o defectos. Se decidió implementar esta metodología para corroborar la anterior y asegurar el buen funcionamiento y redundancia del sistema, es muy importante que, para este último aspecto, la redundancia, los sistemas deben ser compatibles entre sí, aspecto que influyó bastante en la decisión de implementar una metodología de selección adicional.

7.1.2.1. Sombrero Blanco: cómo abordar el problema

Para esta investigación, es necesario considerar dos factores importantes, los cuales son la eyección del paracaídas y la velocidad con la que esta se realiza. Teniendo en cuenta los sistemas anteriormente planteados, es posible determinar que todos están diseñados para eyectar tanto la nariz como el paracaídas.

Sin embargo, la velocidad con la que la eyección es realizada jugará un papel importante en la selección del dispositivo, ya que una velocidad adecuada garantiza un correcto despliegue del paracaídas, pero una velocidad baja de eyección puede conllevar al fracaso de la misión. Gracias a la información anterior y debido a que el sistema electromagnético no ha sido utilizado previamente en cohetería es posible descartarlo.

7.1.2.2. Sombrero Rojo: intuición

Se parte de la premisa de que el sistema no puede fallar por ningún motivo, por esta razón, es necesaria la selección de un sistema que durante su operación no tenga ningún inconveniente. De los sistemas planteados, el sistema neumático es el más sencillo debido a: un menor número de componentes y a que estos cuentan con una fácil operación; a diferencia de los otros sistemas que involucran una mayor complejidad desde su construcción hasta su propia operación.

7.1.2.3. Sombrero Negro: aspectos negativos

Ninguno de los sistemas conceptuales es completamente ideal, ya que carecen de redundancia en sí mismos. Debido a esto, es necesario, escoger dos para lograr una redundancia entre ellos, razón por la cual, los sistemas que en su construcción sean más complejos debe ser descartados. Los_sistemas químico y electromagnético sobresalen de los demás por la dificultad en su manufactura y operación, debido a esta complejidad, no es posible adicionar un sistema que sirva como redundancia, ya que no se cuenta con el espacio suficiente y además el aumento de peso en el cohete a causa del sistema de recuperación no debe modificar el centro de gravedad lo cual puede ser verificado en Rocksim.

7.1.2.4. Sombrero Amarillo: beneficios

Un aspecto fundamental en este proyecto es cumplir con los objetivos propuestos en el tiempo propuesto, los sistemas neumático y mecánico se caracterizan por su facilidad en la construcción ya que son las que menos horas de trabajo requieren; adicionalmente es posible determinar que, por los factores de espacio y peso, cualquiera de estos sistemas permite la adición de un sistema más para obtener la redundancia.

7.1.2.5. Sombrero Verde: innovación

Actualmente, en el ámbito de la cohetería experimental de alta potencia únicamente existe como sistema de eyección el sistema neumático, razón por la cual, es posible decir, que todos los demás sistemas propuestos son innovadores, ya que recopilan varias ideas propuestas en diferentes campos para diferentes tareas, pero no son idénticas a su concepto original.

7.1.2.6. Sombrero Azul: complejidad

En cuanto a complejidad, los sistemas químico y electromagnético son los más complejos en el momento de construir y operar, debido a:

- El sistema electromagnético requiere de piezas estrictamente elaboradas en materiales ferromagnéticos para tener una buena conducción de la corriente y este material no puede ser mecanizado. Por otra parte, la presencia de pólvora en el sistema químico induce medidas de seguridad adicionales con el fin de evitar accidentes.
- El sistema químico en su mayoría requiere ser elaborado en materiales compuestos debido a su geometría compleja y estos procesos toman más tiempo que el mecanizado convencional.
- En estos dispositivos la redundancia no es posible debido al espacio que ocupan dentro del cohete y por esta razón, si el dispositivo llegase a fallar no hay un sistema de respaldo que logre completar la misión.

7.2. Sistemas Seleccionados

Al implementar las dos metodologías de selección anteriores (ver sección 7.1 y 7.1.2), fue posible determinar que los dos sistemas de accionamiento seleccionados para realizar el sistema de recuperación autónomo y redundante fueron el neumático y el mecánico; ambos sistemas cuentan con características importantes para cumplir con los criterios de selección y adicionalmente son compatibles entre sí, aspecto importante al hablar de adaptabilidad, pues el sistema principal puede contener un segundo sistema sin interferir con el adecuado funcionamiento del sistema complementario.

8. DESARROLLO DE INGENIERÍA

De acuerdo con la normativa Trípoli para cohetería experimental de alta potencia, se requiere para todo cohete que desee una certificación un sistema de recuperación, el cual le permita al vehículo tener un descenso controlado que no afecte su integridad; así mismo se requiere que el sistema de recuperación a utilizar cuente con un paracaídas adecuado (ver sección 9). Por otra parte, la normativa indica claramente que todos los componentes del cohete incluyendo el sistema de recuperación deben permanecer juntos durante su etapa de descenso, esto quiere decir que se debe evitar a toda costa que en el momento de desplegar el paracaídas se desprendan componentes del cohete, de incurrir en dicho falla, se pueden acarrear sanciones y/o no certificarse en el nivel Trípoli deseado (Tripoli, 2018).

En primera instancia, los subsistemas seleccionados fueron diseñados independientemente, cada uno de ellos tiene su forma propia de activación y por ende un diseño que integre ambos subsistemas debe tener estas consideraciones en cuenta. Anteriormente se determinó la selección de dos sistemas, esto con el fin de obtener en primera instancia una redundancia del sistema desde los subsistemas de eyección (ver sección 1.3.1). La disposición inicial de los sistemas consistirá en un resorte con un diámetro nominal que permita contener en su interior la botella de gas presurizada con su respectivo sistema de punzonamiento; en la Figura 19 se puede observar una concepción inicial del montaje que se pretende conseguir para ser llevado a pruebas de confiabilidad.

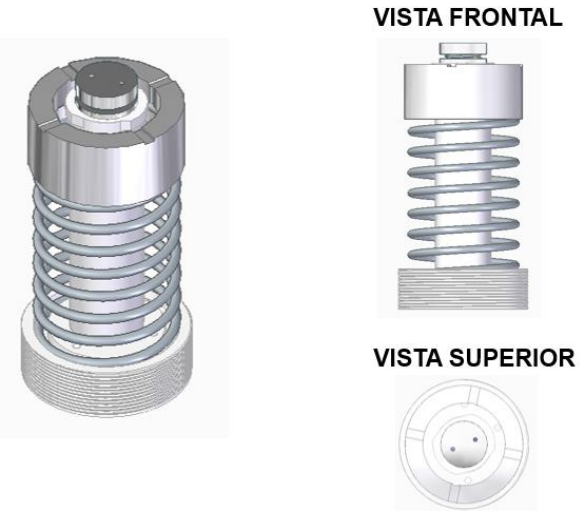


Figura 19. Concepción inicial, sistema neumático dentro de sistema mecánico.

8.1. Sistema Neumático

Este sistema cuenta con las partes mencionadas en la sección 6.2.4, pero se diseñaron unas partes adicionales para realizar un encapsulamiento adecuado del sistema. Dentro del encapsulamiento se tiene, un cilindro hueco que contendrá la botella de CO_2 de tal forma que no se mueva en ninguna

dirección y a su vez, actuará como empaque de la botella para evitar el escape del gas. De igual forma, se tiene una tapa en la parte superior del cilindro, la cual tendrá en ella la aguja para realizar la perforación de la botella metálica y de esta forma liberar adecuadamente el gas (ver Figura 20).

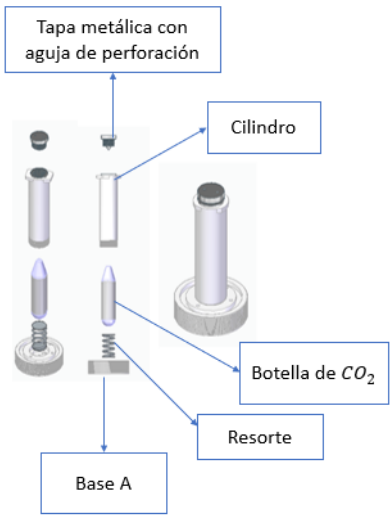


Figura 20. Subsistema secundario - Sistema Neumático

La segunda parte del sistema consiste en una sección superior que cuenta con una aguja la cual va roscada a un inserto metálico que tiene el cilindro hermético, esto se realiza con la finalidad de lograr la adaptabilidad adecuada de la aguja metálica al cilindro y así mismo permitir el cambio de esta cuando exista algún tipo de daño o desgaste como se muestra en la Figura 21; este inserto metálico se diseña con la finalidad de ser un soporte para que ni la botella ni la aguja sean expulsada fuera del cohete al ser empujada por el resorte y para sostener firmemente la aguja de perforación. Por otra parte, la aguja está diseñada para ser la herramienta que penetre la parte superior de la botella de CO_2, realizando así la expulsión del gas y por medio de la fuerza dada por la presión del gas se expulse el paracaídas.

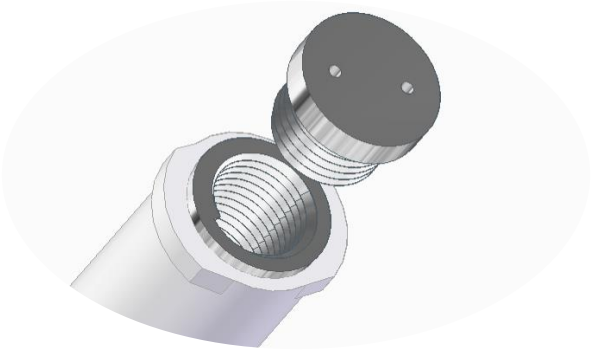


Figura 21. Inserto y aguja en acero inoxidable.

8.1.1. Estimación del espesor del cilindro hermético

Para realizar la estimación del espesor del cilindro que va a contener la botella de dióxido de carbono presurizada, es necesario contar con la presión interna de dicho cilindro. Para esto se realizó una aproximación teórica por medio de la ley de gases ideales ya que bajo condiciones constantes de presión y temperatura el dióxido de carbono puede tomarse como un gas ideal, se tuvo en cuenta la masa contenida en la botella, su volumen, la constante de gases para este gas y la temperatura estándar de la atmósfera.

$$P = \frac{mRT}{V} \quad (1)$$

Dónde:

- P: presión de la botella
- m: masa de la botella
- R: constante de gases CO_2
- V: volumen de la botella
- T: temperatura estándar de la atmósfera

Para encontrar el volumen de la botella, fue necesario remitirse al volumen de un cilindro, donde se tuvo en cuenta el diámetro y la longitud de la botella (ver planos anexos).

$$A_o = \frac{\pi}{4}(d^2) \quad (2)$$

$$A_o = \frac{\pi}{4}(0.019^2)$$

$$A_o = 2.835 * 10^{-4} m^2$$

$$V = A_o * L \quad (3)$$

$$V = (2.835 * 10^{-4}) * 0.085$$

$$V = 2.409 * 10^{-5} m^3$$

Ya teniendo el volumen del cilindro de gas presurizado y teniendo en cuenta que la temperatura de la atmósfera estándar es de 288.15K y en este caso, para la constante de gases del CO_2 se tiene que es igual a $0.189 kJkg/K$; es posible calcular la presión interna de la botella (CAIMI, 2010).

$$P = \frac{(0.012)(189)(288.15)}{(2.409 * 10^{-5})}$$

$$P = 27.128\ MPa$$

Posteriormente, se escogió un factor de seguridad para el material de 1.5 y como material base para el cálculo se determinó utilizar Nylon Sustamid C, el cual cuenta con un esfuerzo de fractura de 76 MPa, por lo que es posible remitirse a la ecuación de factor de seguridad para determinar el esfuerzo interno máximo a causa de la presión.

$$\eta_s = \frac{\sigma_y}{\sigma_L} \quad (4)$$

Dónde:

- η_s: factor de seguridad
- σ_y: esfuerzo de fractura
- σ_L: esfuerzo interno máximo

$$\sigma_L = \frac{\sigma_y}{\eta_s}$$

$$\sigma_L = \frac{76}{1.5}$$

$$\sigma_L = 50.667\ MPa$$

Y finalmente, mediante el análisis de resistencia de materiales correspondiente a tanques de presión, es posible determinar el espesor a utilizar en dicho cilindro, teniendo en cuenta que este espesor debe soportar la presión del gas comprimido en la botella de CO_2 sin llegar a la fractura ni presentar deformaciones o cualquier tipo de daño estructural.

$$\sigma_L = \frac{P_i * r_i}{t} \quad (5)$$

Dónde:

- σ_L: esfuerzo interno máximo
- P_i: presión de la botella
- r_i: radio del cilindro hermético (ver planos anexos)
- t: espesor del cilindro hermético (ver planos anexos)

$$t = \frac{P_i * r_i}{\sigma_L}$$

$$t = \frac{27.128 * 10}{50.667}$$

$$t = 3.354\ mm$$

8.1.2. Diseño de la aguja de perforación

Para el diseño adecuado de la aguja de perforación se requiere que el área de contacto entre esta y la botella sea pequeña, con ello se obtiene la perforación justo en la parte blanda del recubrimiento metálico que la botella tiene en la parte superior.

Adicionalmente es posible decir, que al igual que la botella este implemento de perforación debe estar hecho en metal, para la manufactura de este elemento se decidió implementar acero inoxidable tipo SAE 403, lo que le da una alta resistencia al componente contra el impacto y no es tan propenso a deformarse al momento de perforar la botella.

En cuanto a esto, también es posible decir que este implemento de perforación debe tener una longitud no mayor a media pulgada, esto debido a que el espacio dentro del cohete es muy reducido y teniendo en cuenta también que entre más longitud se tenga en dicho implemento, mayor será el riesgo de deformación o de fractura del material; así mismo, el caudal de este implemento de perforación deberá ser el suficiente para permitir la salida adecuada de un gas tan expansivo como el CO_2 dentro del sistema de recuperación sin afectar otras partes del dispositivo (BRAUN, 2014).

El comportamiento de este sistema obedece a un comportamiento críticamente amortiguado ya que una vez el resorte secundario empuja a la botella es necesario que la botella no regrese a su posición inicial, en su lugar debe quedar completa y súbitamente punzada por la aguja de perforación que es diseñada a medida para que el gas en su interior sea capaz de expulsar la nariz del cohete junto con el paracaídas.

Este sistema al ser íntegramente mecánico debe ser probado múltiples veces en tierra con el fin de conocer el tiempo medio de activación requerido para llevar la tarea a cabo y así enviar la señal de activación en el momento correcto, siendo este cuando la nariz del cohete se ubica a un ángulo positivo sobre el eje horizontal para que el régimen turbulento del viento no afecte notablemente el despliegue del paracaídas.

Para el montaje experimental se plantea la mecanización de un punzón diseñado a la medida de la boquilla a perforar que estarán localizados a pocos milímetros entre sí.

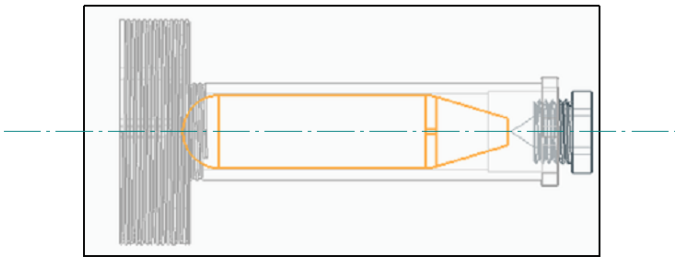


Figura 22. Diseño conceptual subsistema neumático- Aguja de perforación, botella de CO_2.

8.1.3. Diseño del Resorte

El resorte que impulsará la botella será diseñado bajo los mismos parámetros utilizados para el resorte mecánico, lo cual indica el número de espiras que deberá tener para impulsar

adecuadamente la fuerza ejercida por el peso mismo de la botella (ver sección 8.2.1Diseño del Resorte).

8.2. Sistema Mecánico

Este sistema es el más sencillo, ya que no requiere de tantas partes, consta de un resorte a compresión, el cual se mantiene en ese estado por una cuerda de cáñamo que es amarrada en la parte inferior del sistema. Para accionar el sistema, la cuerda será quemada por un ignitor a base de magnesio, permitiendo así que el resorte se expanda en su totalidad y con la fuerza de dicho resorte se empuje la sección donde se encuentra el paracaídas para realizar el despliegue. Este resorte cuenta con un cilindro adherido en su parte superior, el cual genera una mayor área de contacto para permitir la expulsión del paracaídas (ver Figura 23).

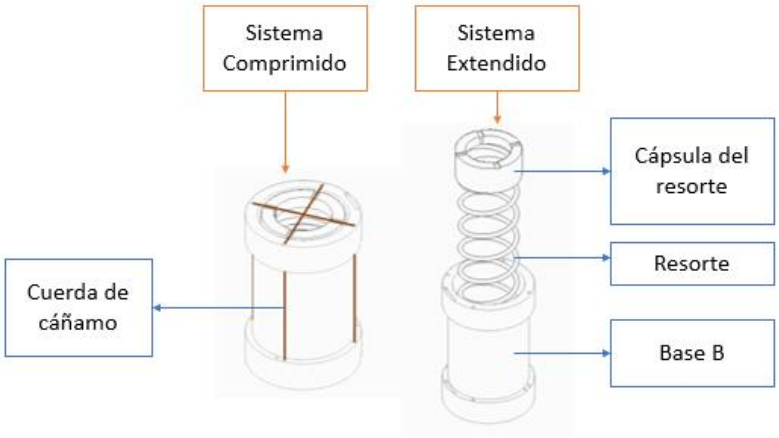


Figura 23. Sistema mecánico comprimido – extendido

8.2.1. Diseño del Resorte

Para el diseño del resorte, es necesario estandarizarlo mediante el tipo de material a utilizar, esto teniendo en cuenta que cada material dependiendo de sus propiedades cuenta con un módulo de rigidez diferente. Seguido de esto, es posible realizar el cálculo de la constante del resorte mediante ciertos parámetros geométricos entre los que se incluyen el número de espiras, esta estandarización es realizada por los fabricantes mediante información concreta como se observa en la siguiente tabla: (Spring, 2006)

Características del resorte	**Tipo de terminaciones**			
	Abierto	**Abierto y al piso**	**Cerrado**	**Cerrado y al piso**
Longitud Sólida	d(N+1)	d x N	d(N+1)	d x N
Espiras activas (n)	N	N-1	N-2	N-2

Espiras totales (N)	n	N	n+2	n+2
Longitud libre (L)	(p x N) +d	p x N	(p x n) +3d	(p x n) +2d

Tabla 4. Parámetros geométricos del resorte según su forma final (Spring, 2006)

En la Tabla 4 se puede observar que, para encontrar las espiras activas del resorte, es necesario tener en cuenta la forma en la que se diseñó inicialmente, para lo que se eligió la configuración 'cerrado y plano', por lo tanto, según la tabla el número de espiras activas que se utilizará en el cálculo será mediante la expresión:

$$n = N - 2 \quad (6)$$

Dónde:

- n: número de espiras activas
- N: Número total de espiras (16 según diseño)

Posteriormente, se eligió como material de fabricación del resorte acero al carbono ASTM A-228, el cual cuenta con un módulo de rigidez de $10x10^6$ PSI. Con esta información y las medidas consignadas en los planos (ver anexos), es posible, finalmente determinar la constante del resorte y la fuerza máxima que este ejercerá mediante el siguiente procedimiento (Spring, 2006):

$$R = \frac{G*d^4}{8*n*D^3} \quad (7)$$

Dónde:

- R: constante del resorte
- G: módulo de rigidez del material
- d: diámetro del alambre
- n: número de espiras activas del resorte
- D: diámetro medio del resorte

$$R = \frac{(68947.6 * 10^6) * (0.003^4)}{8 * 14 * 0.045^3}$$

$$R = 547.203\ N/m$$

La constante del resorte encontrada es de 1.788 kN/m y esta a su vez es utilizada para encontrar la fuerza máxima ejercida, al relacionarlo con la distancia a la que se comprime, de la siguiente manera (Spring, 2006):

$$R = \frac{P}{\Delta} \quad (8)$$

Dónde:

- R: constante del resorte
- P: fuerza máxima ejercida por el resorte
- Δ: longitud comprimida del resorte

$$P = \Delta * R$$

$$P = 0.14 * 547.203$$

$$P = 7.809\ kg_f$$

8.3. **Simulación en Rocksim** (Apogee Components, 2006)

Para esta simulación, fue necesario elaborar esquemáticamente el cohete en el software con cada una de sus partes y secciones en tamaño real, adicional a eso se incluyó el motor Aerotech J270W – 14A a la biblioteca de simulación del software; posteriormente, se establecieron los parámetros de simulación que son:

Parámetro	**Valor**
Humedad Relativa	40%
Intensidad del viento	8 – 14 mph
Nubosidad	35%
Ángulo de lanzamiento	5°
Altitud	2600 m
Longitud de la guía de lanzamiento	1 m

Tabla 5. Parámetros iniciales de simulación

Los datos consignados en la Tabla 5 evidencian las condiciones en las que se utilizaría el cohete al ser probado con el sistema de recuperación, como se muestra, las condiciones estándar asumidas para la simulación son a nivel de Bogotá.

Al efectuar la simulación, se encontraron criterios como: el tiempo de apogeo, altura estimada de apogeo, aceleración máxima, velocidad de ascenso, entre otras; estos resultados son de suma importancia para la programación de la bahía electrónica, ya que se obtiene un rango de aceleración promedio con la cual se programarán las lecturas del acelerómetro y, por otra parte, el Arduino es programado de tal forma que, al no recibir lectura de luz por parte de la fotocelda en un rango de 1

a 3 segundos después de la primera ignición, se debe realizar la segunda ignición (sistema redundante) y así asegurar la activación del sistema de recuperación. .

Este estudio mediante simulación se realiza con el fin de verificar que el cohete sea completamente estable teniendo en cuenta que el centro de gravedad puede variar dependiendo del peso del sistema de recuperación implementado, cuyo peso fue adicionado a la simulación. Es importante tener en cuenta que el peso del cohete comprende tres factores fundamentales: peso del sistema propulsor, peso del sistema de recuperación y el peso de la carga paga.

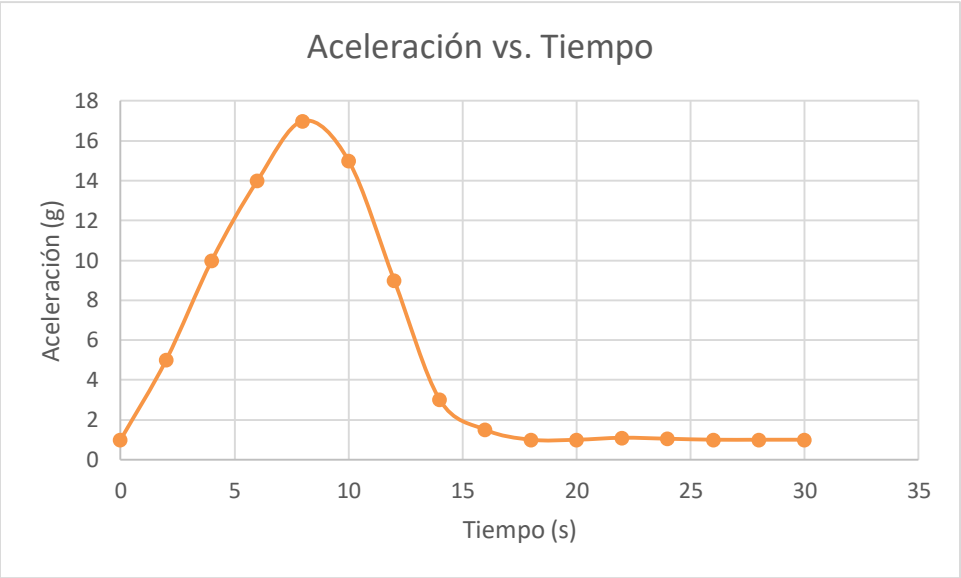
A continuación, se mostrarán las gráficas obtenidas de la simulación realizada al cohete con los datos reales del sistema. Cada una de las gráficas muestra el comportamiento de la aeronave mediante diferentes aspectos como la aceleración, el rango de altura y la velocidad.

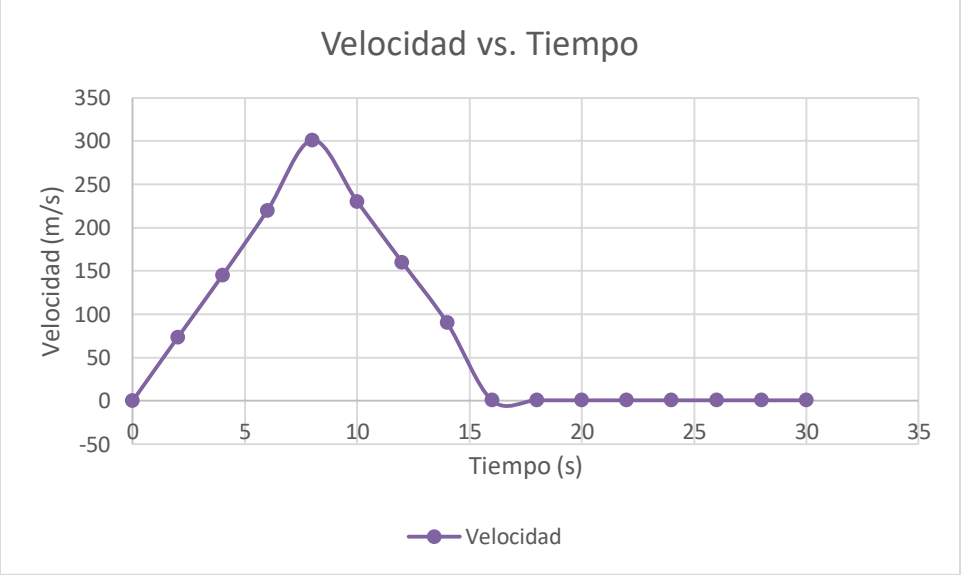
8.3.1. Aceleración total, velocidad y altura con respecto al tiempo

La siguiente gráfica se realizó comparando los parámetros de velocidad, altura y aceleración total con respecto al tiempo. En esta gráfica se muestra claramente que la altura total a la que este cohete es capaz de llegar teniendo en cuenta su peso total es de aproximadamente 2 km (6500 ft – 1981.2 m), lo cual indica que, con la modificación realizada mediante el nuevo sistema de recuperación diseñado en este proyecto, es posible cumplir con el apogeo inicialmente planteado.

En cuanto a la velocidad se verifica igualmente que tiene la velocidad máxima en la etapa inicial del lanzamiento y comienza a disminuir significativamente cuando se sobrepasa el apogeo, es decir cuando se le indica al programa que despliegue el sistema de recuperación, lo cual corrobora que el cohete es completamente funcional incluso teniendo en cuenta el peso inducido por el sistema de recuperación diseñado.

Finalmente, la gráfica muestra que la aceleración total presenta su valor máximo en un tiempo cercano al punto de apogeo, alrededor de 17 segundos, y disminuye paulatinamente a medida que el cohete desciende, esta aceleración máxima es de 17.475 g y conocer esto es de suma relevancia a la hora de seleccionar los sensores correctamente ya que sensores como acelerómetros, son sensibles a altas aceleraciones y si son sometidos a aceleraciones fuera de su rango de diseño, es posible que terminen entregando mediciones incorrectas.


Aceleración vs. Tiempo
Aceleración (g)
18
16
14
12
10
8
6
4
2
0
0
5
10
15
20
25
30
35
Tiempo (s)


Velocidad vs. Tiempo
Velocidad (m/s)
350
300
250
200
150
100
50
0
-50
0
5
10
15
20
25
30
35
Tiempo (s)
Velocidad

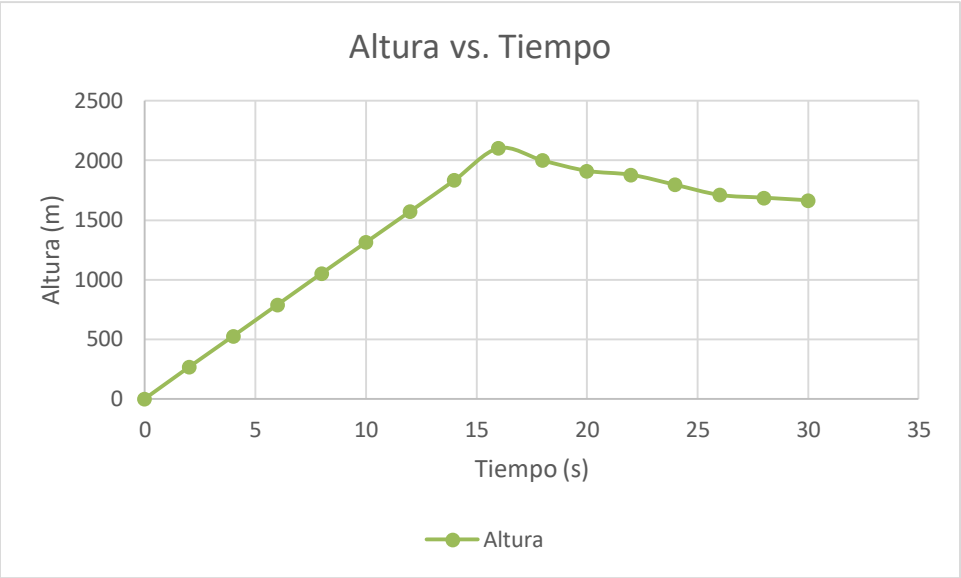


Figura 24. Aceleración, velocidad y altura vs. Tiempo

8.3.2. Activación de los sensores

Acorde a los resultados de la graficas que se muestran en la Figura 24, se determinó que el punto de apogeo ocurre a una altitud cercana a los 2000 metros a 17 segundos de efectuar el despegue, así pues, en la Figura 25 se indica la forma en la cual se activará el sistema de recuperación a través de la toma de datos de vuelo; en el capítulo titulado -Bahía electrónica- del presente documento se da una descripción a fondo sobre los componentes electrónicos y su instalación

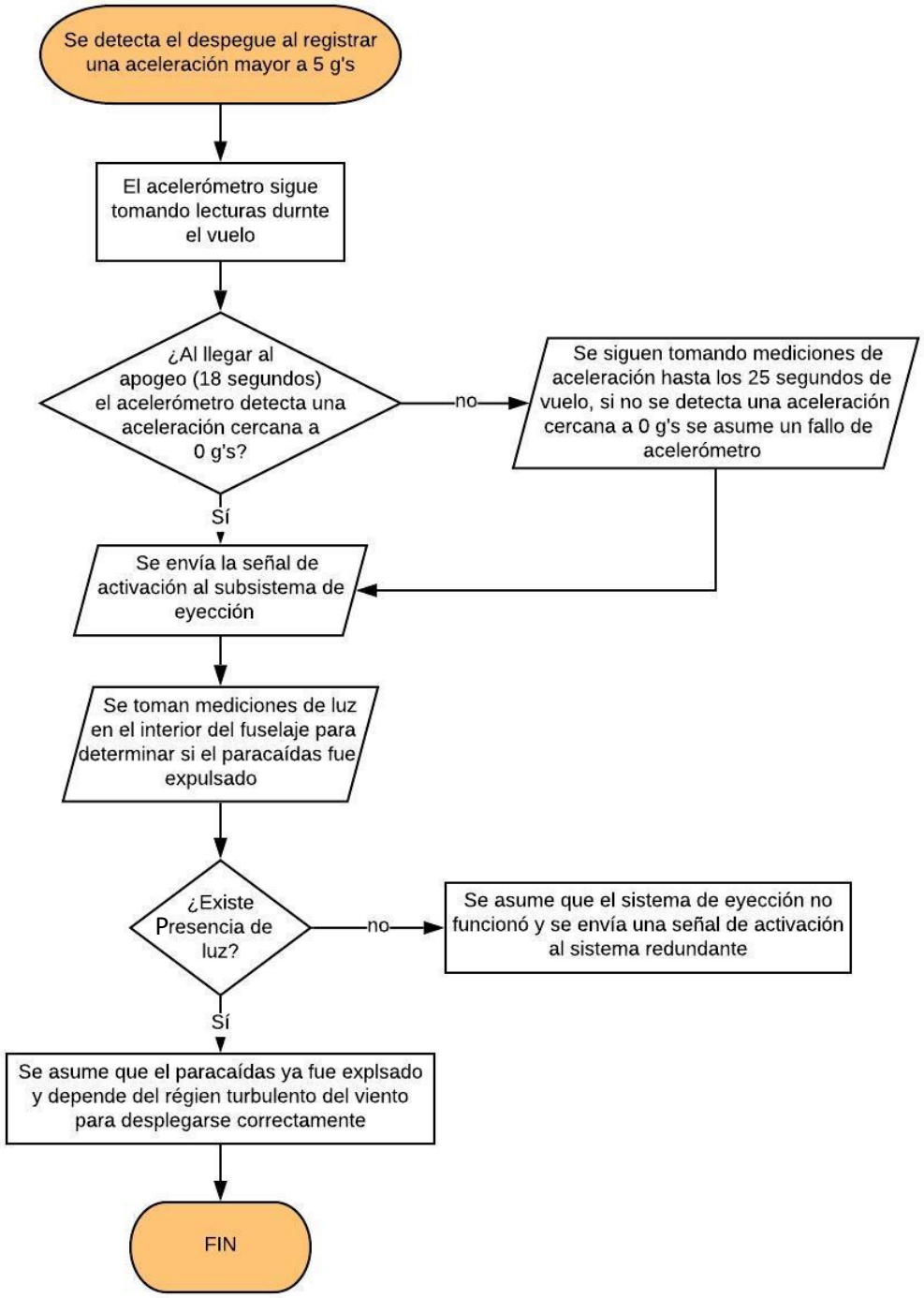


Figura 25. Esquema de activación de los sistemas.

8.4. Sistema de Recuperación completo

Teniendo en cuenta los sistemas nombrados anteriormente (ver secciones 8.1 y 8.2), fue posible obtener el sistema de recuperación final para este cohete. Al integrar estos dos sistemas se obtiene como resultado final un sistema completamente autónomo, ya que no requiere del uso de los gases provenientes del motor ni de ningún elemento del cohete; adicional a esto, es un sistema redundante, ya que se cuenta con un sistema principal mecánico y un sistema redundante que es neumático en caso de que el sistema de eyección del paracaídas no funcione, con esto es posible cumplir el objetivo general del proyecto (ver sección 1.3.1).

Así mismo, para cumplir a cabalidad con el objetivo específico número 1 (ver sección 1.3.2,1), se requiere que el peso del cohete se encuentre a partir de 1500 g con un empuje que se encuentre entre 320 N s y 5120 N s. Por esta razón, el diseño de los sistemas seleccionados, la selección de materiales y el diseño del paracaídas deben realizarse bajo las condiciones de peso y empuje nombradas anteriormente y estipuladas en la normativa Tripoli de alta potencia para categorías 1 y 2 en las que se encuentra certificado el USB Rocket I. (Tripoli, 2018)

Es importante tener en cuenta que por ningún motivo la implementación del sistema de recuperación debe modificar en gran medida el rango de altura obtenido (1900m). Como se podrá ver en la sección 9 el paracaídas a utilizar debe estar completamente estandarizado para ser implementado en el sistema de recuperación; la normativa Tripoli hace énfasis en que los cohetes que son certificables deben tener sistemas de recuperación con paracaídas convencionales, estando el sistema y todas las piezas debidamente sujetadas al fuselaje para evitar desprendimientos después de la activación del sistema de recuperación. (Tripoli, 2018)

Se requiere que este sistema sea compacto, esto para aprovechar el espacio dentro del cohete, también es importante tener en cuenta que entre más pequeño sea el espacio ocupado menos modificación se verá en el centro de gravedad de la aeronave. Este sistema, a su vez, se encuentra encapsulado por motivos de seguridad, lo que permite que pueda ser transportado sin necesidad de que se encuentre al interior del cohete, esto también evita que exista una activación del sistema en un momento inesperado (planos de ensamble anexos).

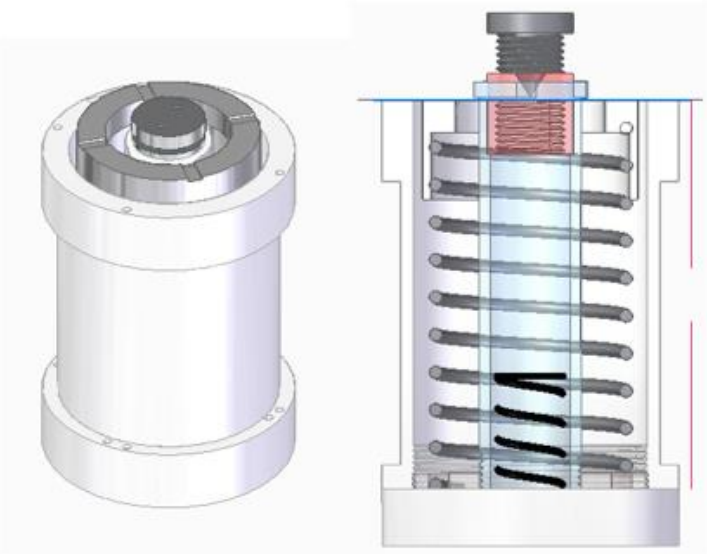


Figura 26. Primer diseño conceptual del sistema de eyección

.

8.5. Selección de Materiales

La apropiada selección de materiales es de gran importancia ya que se desea construir un dispositivo duradero y resistente que pueda soportar varios vuelos y las cargas de aceleración que cada uno de estos conlleva. En la Figura 27, se mencionarán las partes que serán componentes del subsistema de eyección:

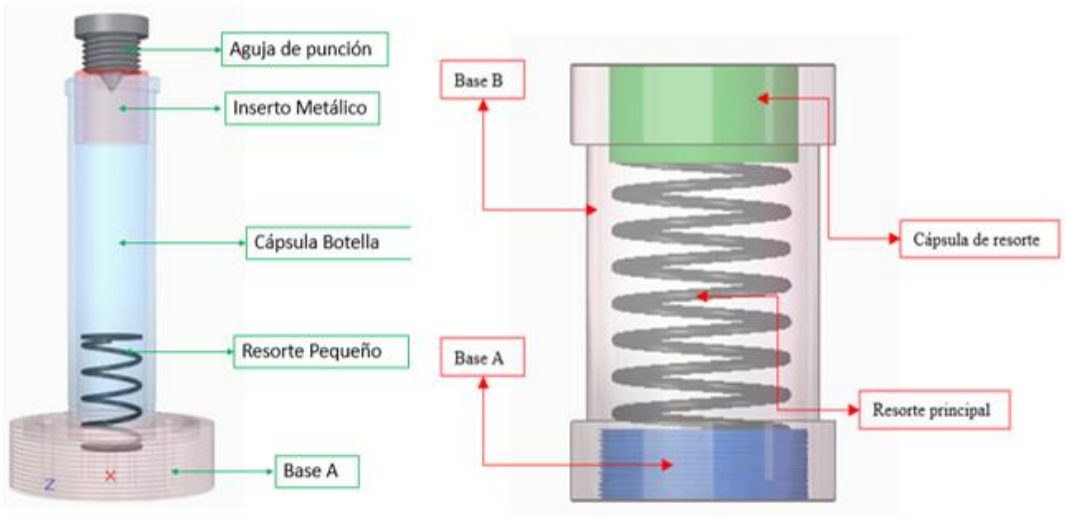


Figura 27. Componentes del subsistema de eyección.

Parte	Material	Propiedades
Base A Base B Cápsula Botella	Nylon Sustamid C	• Excelente rigidez • Baja deformación bajo cargas de presión • Alta resistencia al desgaste
Resortes	Acero Inoxidable	• Alto módulo de elasticidad • Alta Ductilidad
Aguja de punción	Acero Inoxidable SAE 403	• Buena resistencia al impacto • Alta dureza • Alta rigidez
Cuerda de Seguridad	Hilo de Cáñamo	• Resistencia al desgaste • Resistencia a la tensión
Paracaídas	Nylon Ripstop	• Alta resistencia a la tracción • Alta resistencia a la tensión • Alta impermeabilidad
Cuerda de Paracaídas	Kevlar	• Alta resistencia al impacto • Alta resistencia a la tensión • Baja elongación antes de rotura
Inserto metálico	Acero Inoxidable SAE 403	• Buena resistencia al impacto • Alta dureza • Alta rigidez

Tabla 6. Selección de materiales para el sistema (Rochling, 2010)

9. Diseño de Paracaídas

La cohetería de alta potencia se recupera generalmente con paracaídas a diferencia de la cohetería de baja potencia que se recuperan también con elementos tipo helicóptero o serpentina. Es por esta razón que el paracaídas se hace muy importante en el momento de diseñar un sistema de recuperación, ya que se deben tener en cuenta una serie de requerimientos mínimos para poder operar adecuadamente la recuperación de cualquier tipo de cohete de alta potencia como el que es objeto de investigación (Westerfield, 2017)

Para obtener una apertura segura de paracaídas es importante tener en cuenta factores como la magnitud de la energía que deberá soportar el paracaídas, esta está relacionada directamente con la masa de este, por otra parte, es importante conocer la velocidad de apertura de paracaídas, la cual dependerá directamente de la velocidad de descenso del cohete; para de esta forma realizar un proceso de frenado en dicha condición y lograr recuperar adecuadamente la carga paga y el cohete mismo. (Westerfield, 2017)

9.1. Premisas para el diseño de paracaídas

El diseño de paracaídas depende de varios factores propios del comportamiento mismo del cohete en el cual se va a implementar, es decir, para realizar un diseño previo de paracaídas, se deben tener en cuenta una serie de premisas, esto debido a que el comportamiento real del vehículo no se conocerá hasta el momento en que se ponga en operación, pero el cohete, en este caso, no puede iniciar una operación sin la implementación de un sistema de recuperación adecuado.

Premisa 1: El coeficiente de arrastre del paracaídas se tomará como 0.75. (Milligan, 2019)

El coeficiente de arrastre es un valor adimensional que indica la eficiencia del paracaídas al generar resistencia al aire. Esta resistencia también puede conocerse como la fuerza que intenta contrarrestar la gravedad cuando el vehículo se encuentra descendiendo. Este valor ha sido obtenido a través del tiempo y de numerosas pruebas experimentales llevadas a cabo con paracaídas de igual configuración geométrica. (Milligan, 2019)

Cabe aclarar, que algunos paracaídas son más eficientes que otros, esto depende de su geometría, material, peso del cohete, etc.; para este cálculo preliminar se decidió tomar un valor estandarizado, el cual es un promedio proveniente de vuelos de cohetes con las mismas características; así mismo, es importante aclarar que el modelo de paracaídas a analizar en este caso es estándar, es decir, circular con despliegue en una sola etapa, lo cual es un requisito que se pide en la normativa Tripoli para considerarse un sistema de recuperación apto en un cohete de alta potencia certificado; este tipo de paracaídas tiene las cuerdas guía atadas en sus extremos. (Milligan, 2019)

Premisa 2: Día de vuelo con atmósfera estándar

La NASA utiliza esta premisa bastante cuando van a iniciar los cálculos para los lanzamientos respectivos de sus cohetes porque les permite tener un valor estándar, el cual muy rara vez se respeta en el momento de un lanzamiento, pues los parámetros atmosféricos varían bastante de una estación del año a otra y mucho más en este caso específico donde las condiciones climáticas de Bogotá varían todos los días, pero al asumir un valor estándar se obtiene una aproximación adecuada para efectos del cálculo. (Milligan, 2019)

Premisa 3: Lanzamiento al nivel del mar

Al igual que en la premisa anterior, es posible decir, que uno de los parámetros más importantes a tener en cuenta en cuanto al rendimiento del paracaídas a diseñar es la densidad del aire, pues las alturas hacen que el aire sea más o menos denso.

Como se conoce, el aire al nivel del mar es mucho más denso que cuando se tiene una altura como la de Bogotá donde el aire es un poco más ligero, teniendo en cuenta esto, es posible decir que a menor densidad en el aire el cohete tendrá una clara tendencia a caer más rápido, por esta razón, se decidió estandarizar la medida al nivel del mar. (Milligan, 2019)

Premisa 4: Resistencia estructural del cohete

Es la premisa más importante, ya que indica que tan resistente es el cohete al impacto y en realidad, la única forma de saberlo es con un lanzamiento. Para encontrar la respuesta a esta premisa, fue necesario remitirse a los datos obtenidos del vuelo previo (ver anexos) en donde se encuentra la velocidad de descenso. Para este caso, al ser un cohete de alta potencia se toma la premisa de que su descenso es rápido, lo cual indica que el cohete está en la capacidad de resistir un impacto desde 3 pies de altura (Milligan, 2019). Teniendo en cuenta el peso total del cohete (ver Tabla 8), es posible tener una aproximación del diámetro del paracaídas según la Tabla 7, para lo que se decide tomar el valor inmediatamente inferior del peso y así asegurar que teóricamente el paracaídas sea el adecuado. (Milligan, 2019)

Diámetro (in)	Diámetro (m)	Área (m^2)	Masa - descenso lento (gr)	Masa - descenso rápido (gr)
8	0.20	0.0324	19	31
12	0.30	0.0730	41	69
15	0.38	0.1140	65	108

18	0.46	0.1642	94	156
24	0.61	0.2919	167	277
30	0.76	0.4560	262	432
36	0.91	0.6567	377	623
42	1.07	0.8938	512	848
48	1.22	1.1675	670	1107
58	1.47	1.7046	978	1616
72	1.83	2.6268	1506	2491

Tabla 7. Selección de Paracaídas Circular. (Milligan, 2019)

9.2. Cálculo de tamaño de paracaídas

Los paracaídas son utilizados para todos los tipos de cohetería como parte del sistema de recuperación, ya que, por su geometría y diferentes diseños, están en la capacidad de reducir la velocidad de descenso del cohete hasta el punto de aterrizaje y de esta forma recuperar la carga paga del mismo. Existen diferentes tipos de materiales que pueden ser empleados para la fabricación de estos paracaídas, entre los que se encuentran los plásticos que son comúnmente utilizados para cohetes con peso de descenso no mayor a 300 gramos; para este caso específico, se calcula que el peso aproximado de descenso es de 2355.3 gramos, razón por la cual, es necesario implementar un material tipo tela como algodón, seda, poliestireno o nylon. (Manfredo, 2005)

Para un diseño adecuado de paracaídas, fue necesario tomar los datos del peso total del cohete consignados en la Tabla 8, así como los datos obtenidos previamente del vuelo realizado con el USB Rocket I (ver anexos). En primera instancia, se calculará mediante la ecuación del coeficiente de arrastre el área ideal para el paracaídas:

$$S = \left(\frac{2 \times g \times m}{\rho \times C_d \times V^2}\right) \quad (9)$$

Dónde:

- S: Área de Paracaídas
- g: Aceleración debida a la gravedad ($9.81\ m/s^2$)
- m: Masa total del cohete sin tener en cuenta la masa del combustible (motor vacío)
- ρ: densidad del aire estándar a nivel del mar ($1225\ g/m^3$)
- C_d: coeficiente de arrastre, el cual para efectos del cálculo se toma un estandarizado de 0.75 para un paracaídas redondo
- V: velocidad de descenso, la cual se encuentra alrededor de $26\ ft/s \rightarrow 7.925\ m/s$ (según los datos obtenidos del vuelo previo, ver anexos)

Lo cual da como resultado final un área de paracaídas de 0.801 metros para que sea efectiva y acorde a las dimensiones y las condiciones de descenso del USB Rocket I. Posteriormente a esto, se realizó un cálculo del diámetro de paracaídas teniendo en cuenta el área mediante la ecuación 10.

$$D = \sqrt{\frac{4 \times S}{\pi}} \quad (10)$$

Dónde:

- D: diámetro de paracaídas
- S: área de paracaídas (obtenida mediante la ecuación 9)

Lo que da como resultado un diámetro efectivo de paracaídas de 1.009 metros. Seguido a esto, se decidió tomar como referencia la Tabla 1, los datos de vuelo del cohete y la masa de este sin tener en cuenta el combustible para encontrar una segunda aproximación del tamaño adecuado de paracaídas y así corroborar que se esté realizando la selección adecuada.

Componente	Peso
Nariz	345.8 gr
Electrónica	245.6 gr
Fuselaje	963.9 gr
Sistema de Recuperación	800 gr
Total	2355.3 gr

Tabla 8. Pesos de componentes y peso total del USB Rocket I

Teniendo el peso total del cohete en gramos, es posible determinar que a una velocidad de descenso de 20 ft/s, la cual se acerca mucho a la velocidad de descenso real (26 ft/s), el tamaño apropiado de paracaídas a utilizar es de 36 pulgadas.

10. Proceso de Manufactura

Para la fabricación de las partes del sistema de recuperación (ver Figura 28), se implementaron diferentes procedimientos, los cuales serán explicados de manera más detallada a continuación.

Figura 28. Partes del sistema de recuperación.

10.1. Sistema mecánico

El sistema mecánico es el sistema principal que compone el dispositivo de recuperación del cohete debido a que su probabilidad de fallo es bastante baja (ver sección B). Este sistema se compone de cuatro partes, las cuales fueron sometidas a procesos de manufactura diferentes dependiendo de su funcionamiento.

a. Base A

Es la base inferior encargada de soportar el resorte principal y el sistema redundante, fue fabricada en Nylon Sustamid C; todas las piezas fueron diseñadas en Catia para luego ser mecanizada a través de procesos de torneado, teniendo en cuenta las medidas originales del cohete. (ver planos anexos)

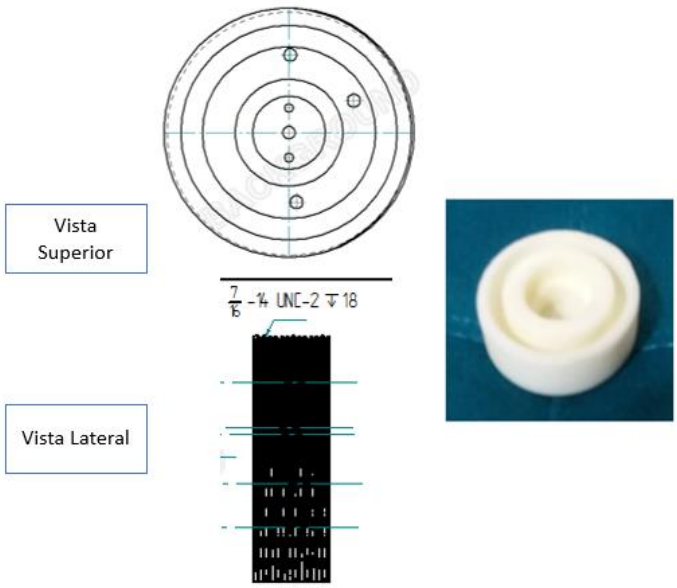


Figura 29. Pieza diseñada – Pieza mecanizada.

b. Base B

La base B es aquella que encapsula en su totalidad el sistema mecánico y el neumático. La pieza fue fabricada en Nylon Sustamid C y sometida a un proceso de cilindrado en torno para remover material hasta darle la medida adecuada (ver planos anexos), posteriormente se le realizó un taladrado con brocas de diferentes diámetros para darle su geometría completamente hueca y luego se cilindró internamente hasta obtener una pared delgada que permitiera ubicar todos los componentes del subsistema de eyección al interior de esta. El producto final que se observa en la Figura 30.

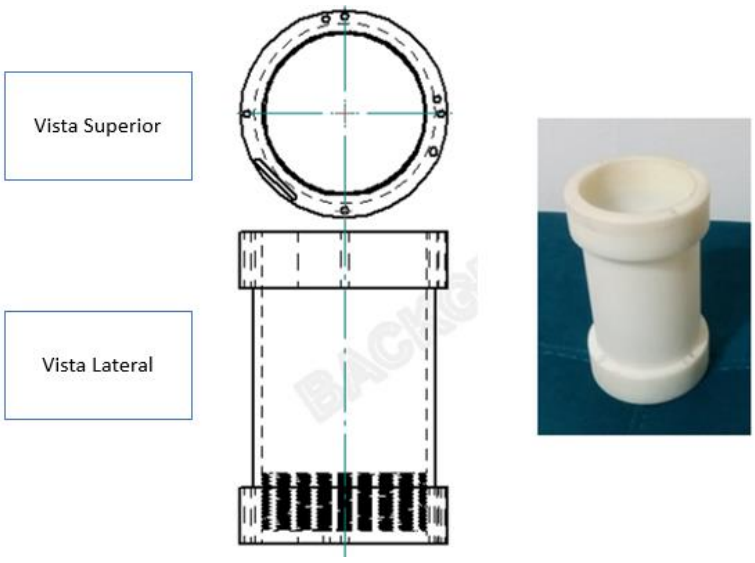


Figura 30. Pieza diseñada – Pieza mecanizada.

c. Resorte

El resorte principal se diseñó como se observa en la sección 8.2.1,teniendo en cuenta las espiras efectivas del resorte y el diámetro que por diseño se deseó darle (ver planos anexos), se manufacturó en alambre de acero al carbono ASTM A-228 debido a que cuenta con propiedades mecánicas importantes como la resistencia a largo plazo, es decir su vida útil es extensa; y por otro lado, es capaz de soportar altos niveles de tensión. (BEKAERT, 2015)

d. Cápsula del Resorte

Esta cápsula se diseña con el fin de aumentar el área de contacto del resorte con el paracaídas, para de esta forma asegurar que, en el momento del impacto, este cumpla adecuadamente la función de expulsar el paracaídas fuera del cohete y así recuperar la carga paga. Fue manufacturado en aluminio 1020, el cual tiene propiedades mecánicas importantes como su alta maquinabilidad, dureza y ductilidad, lo que lo convierte en el material apropiado para ser unido al resorte y soportar el impacto de este contra el paracaídas sin darle un mayor peso. Fue una de las piezas de manufactura más sencilla, ya que únicamente se cilindró interna y externamente para darle la medida adecuada (ver planos anexos) para que encajara con el resorte y con la base B; posteriormente se refrentó para darle un acabado superficial adecuado y remover bordes con filo.

Finalmente, se le realizaron unos agujeros en su parte superior con la fresa, los cuales sirven para acomodar la cuerda de compresión adecuadamente y no le permiten

moverse para lograr que el resorte quede comprimido en su totalidad (ver pieza final en la Figura 31).

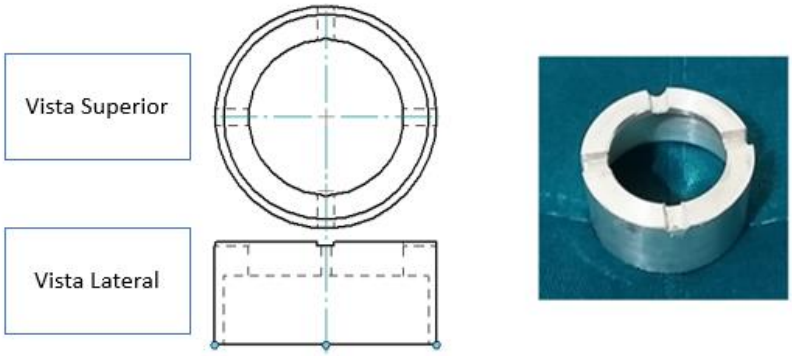


Figura 31. Pieza diseñada – Pieza mecanizada.

10.2. Sistema Neumático

a. Aguja

La aguja fue mecanizada en acero inoxidable SAE 403 para darle una alta resistencia mecánica, así como también una dureza superior a la del aluminio presente en el sello de seguridad de la botella de gas. La geometría de la aguja se eligió de forma cónica debido a que le aporta resistencia al momento de impactar y perforar el material de la botella; de igual forma, la geometría se debe al proceso de mecanizado, ya que en un proceso de torneado es una estructura fácilmente moldeable.

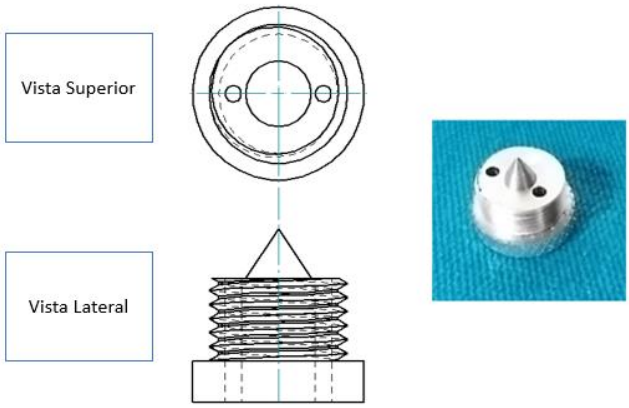


Figura 32. Pieza diseñada – Pieza mecanizada.

b. Cápsula de la botella de gas presurizado.

Fue fabricada en Nylon Sustamid C según el diseño preliminar que se puede observar en la sección 8.1.1. Su proceso de manufactura consistió básicamente en un cilindrado en su parte externa para remover material hasta conseguir la medida adecuada (ver planos anexos), posteriormente se taladró hasta obtener un cilindro completamente hueco, fue refrentada para darle un buen acabado superficial en sus extremos y finalmente, se le realizó una rosca de tipo $\frac{7}{16}$ $14\ UNC\ 2\ \downarrow 9.2$ en su parte inferior para permitirle el ajuste adecuado con la Base A. Se elige este tipo de rosca con el fin de lograr un ajuste adecuado entre las piezas, así mismo, al implementar una rosca fina el material no se deforma al ser mecanizado y finalmente, este tipo de ajuste no permite que debido a la presión ejercida por la perforación de la botella y la expulsión del gas las piezas se separen y el sistema se dañe.

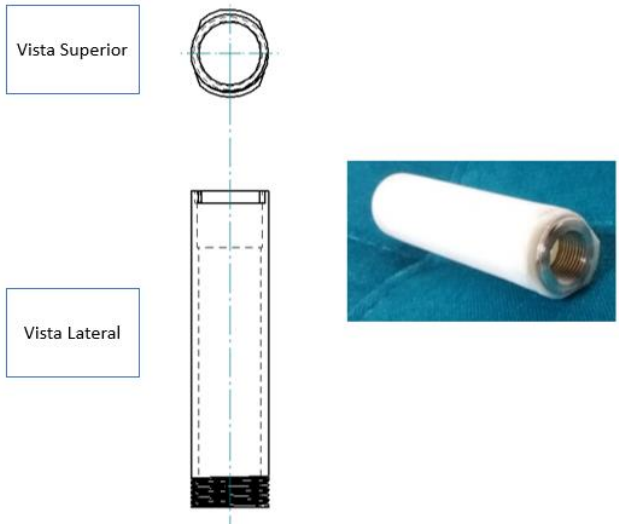


Figura 33. Pieza diseñada – Pieza mecanizada.

c. Inserto

Este inserto se realizó con el fin de ajustar adecuadamente la aguja metálica a la cápsula del resorte hecha en Nylon; como se sabe, los materiales no son compatibles para realizar este tipo de sujeción mecánica ya que el plástico no tiene la misma resistencia que el metal, por esta razón se implementó un inserto en acero inoxidable SAE 403.

Para este inserto se tomó un cilindro macizo de acero inoxidable el cual fue cilindrado en su parte externa y taladrado en su interior para conseguir una geometría hueca, posteriormente a esto, se le realizó una rosca externa para sujetarlo a la cápsula del resorte y una externa para que permitiera la sujeción adecuada de la aguja. Para adherir el inserto a la cápsula de la botella se le aplicó un pegamento de referencia comercial

Loctite 268, el cual actúa como trabador de roscas, permite la adhesión adecuada entre plásticos y metales, brindando una alta resistencia a las vibraciones, sello anti fluidos y anticorrosivo (Henkel, 2019).

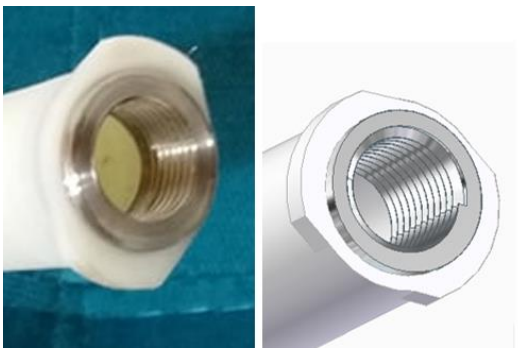


Figura 34. Pieza mecanizada – Pieza diseñada.

d. Resorte

El resorte fue diseñado bajo los mismos parámetros que el resorte utilizado en el sistema mecánico, la única diferencia entre estos es el tamaño y el número de espiras efectivas. Fue manufacturado de igual forma en acero tipo cuerda de piano para brindarle altas propiedades mecánicas y larga vida útil (BEKAERT, 2015).

e. Tapa de compresión

Esta tapa fue diseñada para permitir la fácil compresión del resorte pequeño ubicado en el sistema neumático, aprovechando el inserto metálico y la fuerza que ejerce la botella sobre el resorte mismo; es importante aclarar que la fuerza del resorte pequeño es bastante ya que este debe empujar adecuadamente la botella, por esta razón no puede ser comprimido de la misma forma que el resorte principal (sistema mecánico) y se requirió de la fabricación de esta tapa para garantizar que el resorte se comprima lo suficiente para poder accionar el sistema mediante la perforación adecuada de la botella.

Esta tapa fue fabricada en acero inoxidable SAE 403 para brindarle buena resistencia. Se fabricó bajo la misma metodología que la aguja metálica, es decir, un cilindrado externo, roscado y finalmente grafilado para la sujeción del operario. Esta tapa se diferencia de la aguja porque no tiene ningún tipo de punzón al final para no perforar la botella en momentos indeseados, de igual forma su sección roscada es más larga para permitir que el resorte pequeño se comprima en su totalidad.

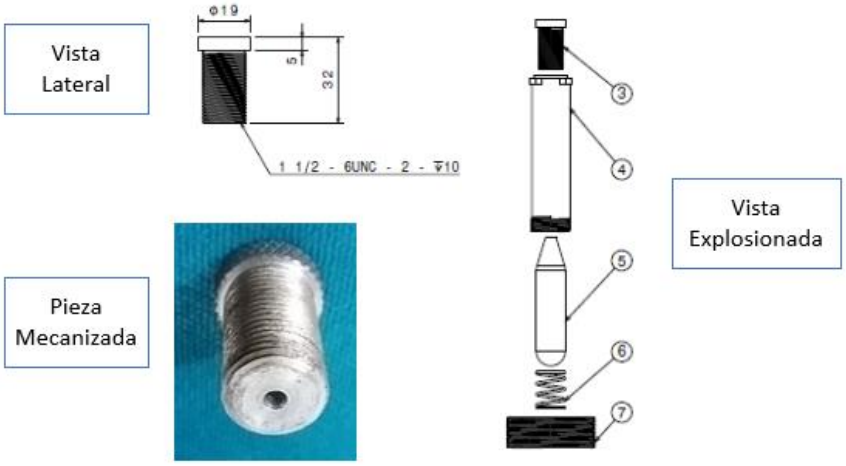


Figura 35. Tapa de compresión.

11. Bahía electrónica

La bahía electrónica estará compuesta por dos circuitos (circuito de sensórica – circuito de ignición) alimentados independientemente; contar con dos circuitos independientes trae consigo varias ventajas, entre ellas una mejor acomodación de los componentes, se facilita la alimentación independiente para cada parte electrónica mejorando además la confiabilidad del sistema (ver sección 12), disminuyen las vibraciones presentes sobre los sensores debido a un menor tamaño de las tarjetas.

11.1. Estándar de calidad de circuitos impresos:

El estándar ECSS-Q-ST-70-10C es uno de los estándares dados por la *Cooperación Europea para la Estandarización espacial*, que tienen como propósito estipular los requerimientos necesarios de organización y desarrollo para la impresión, montaje y ensamble de circuitos impresos (PCB) que tienen como propósito ser utilizados en vehículos espaciales. Teniendo en cuenta que los trabajos de impresión y ensamble de los circuitos será efectuada por un tercero, este debe operar de conformidad con el estándar mencionado esto con el fin de asegurar el funcionamiento y durabilidad del circuito operando este último en vehículos espaciales; dentro del estándar de calidad a los circuitos electrónicos se realiza la siguiente inspección:

11.2. Inspección a los circuitos.

El fabricante del circuito impreso realiza las siguientes tareas de inspección sobre los circuitos:

- Cada circuito debe ser inspeccionado con un aumento mínimo x10 con condiciones favorables de luz para verificar que la construcción y el montaje cumpla los requerimientos.

- En caso de encontrar alguna irregularidad, la zona debe ser examinada nuevamente con un aumento mínimo de x20.
- Se detecta que no hay contaminación visible que no sea removible con un producto de limpieza estipulado por la ECSS-Q-ST-70-08.
- Verificar los posibles problemas presentes en el sustrato que pueden ser
    - Los materiales utilizados en el sustrato no fueron los requeridos en el diseño de la PCB.
    - Hay presencia de rasguños en la fibra de vidrio o en la lámina dieléctrica.
    - Presencia de grietas bajo la vista aumentada al 10x.
    - El sustrato no presenta un color homogéneo o presenta una opacidad parcial.
    - Presencia de material desconocido o de burbujas de aire.
    - Delaminación.
- Verificar que las conexiones sean totalmente constantes, sin ensanchamientos ni obstrucciones de los caminos, ver Figura 36 (ECSS, 2015).

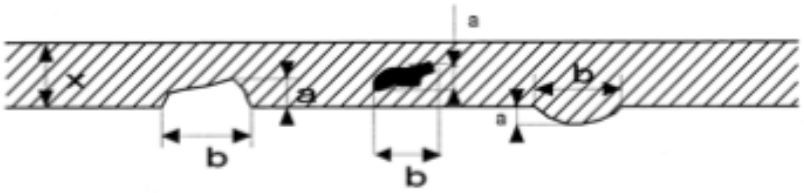


Figura 36. Presencia de imperfecciones varias en las conexiones de un circuito impreso. (ECSS, 2015)

11.3. Circuito de sensórica*:*

Este circuito contiene los sensores encargados de medir condiciones de aceleración en el cohete, y de intensidad lumínica en la sección de unión del fuselaje con la nariz para determinar la presencia o no del paracaídas en su posición normal de vuelo.

Además del acelerómetro y la fotocelda, este circuito contiene una tarjeta Arduino nano encargado de registrar y analizar la información entregada por los sensores con el fin de enviar la señal de activación al *circuito de ignición* generando la detonación y con ello la activación de los subsistemas primario y/o redundante.

Los componentes presentes en este circuito son descritos a continuación:

a. Arduino nano

Es necesario contar con una placa de procesamiento ligera que sea capaz de realizar la lectura de los sensores de manera eficiente, en equipos de telemetría de precisión se utilizan mayoritariamente placas de procesamiento con una velocidad en la lectura de datos mínima de 16 MHz, este valor es

tomado como referencia para el actual proyecto. Otra característica a tener en cuenta es que el equipo estará sometido a una aceleración máxima aproximada de 17 g por lo que la placa no debe ser propensa a fallas por altas aceleraciones.

Teniendo en mente esta información, se preseleccionaron unas placas de procesamiento del mercado las cuales son: Pickit, Mc Atmel, Arduino nano. Estas tres placas ofrecen una alta fiabilidad de operación bajo altas aceleraciones como lo indican cada uno de sus fabricantes; sin embargo debido a su diseño compacto y su tamaño ligero se opta por la implementación de un arduino Nano que opera con un lenguaje de programación convencional, y de los tres es el que presenta el menor consumo por hora.

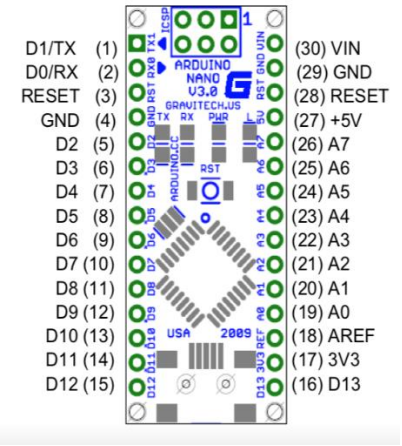


Figura 37. Distribución de pines del Arduino Nano (Arduino, 2003)

Se seleccionó la tarjeta Arduino Nano para ser el controlador del dispositivo ya que es un dispositivo ligero, portable y de fácil adquisición. Esta tarjeta es capaz de registrar la información entregada por los sensores y analizarla para posteriormente enviar las respectivas señales de activación al subsistema de eyección; además según la información entregada por el datasheet del producto, este no es sensible bajo condiciones de altas aceleraciones por lo que a primera vista tiene una buena aplicabilidad en este proyecto. Cuenta además con 8 puertos analógicos de entrada con lo cual es posible registrar las lecturas tanto del acelerómetro como de la fotocelda

b. Acelerómetro

Para la selección del acelerómetro se tuvieron en cuenta factores como la integridad a altas aceleraciones, un tamaño ligero, una fácil adquisición y un bajo costo; entre los sensores analizados están el gimbal Gs 75c, gimbal Gy 8, acelerómetro ADXL321jcp, acelerómetro ADXL353; sin

embargo debido a que los gimbal integran un acelerómetro y un giróscopo y en ambos casos el giróscopo tiene una aceleración máxima de trabajo de 7 gravedades, fueron rechazados para el proyecto. Por su parte el acelerómetro ADXL353 presenta un costo más elevado y es más difícil de obtener comercialmente.

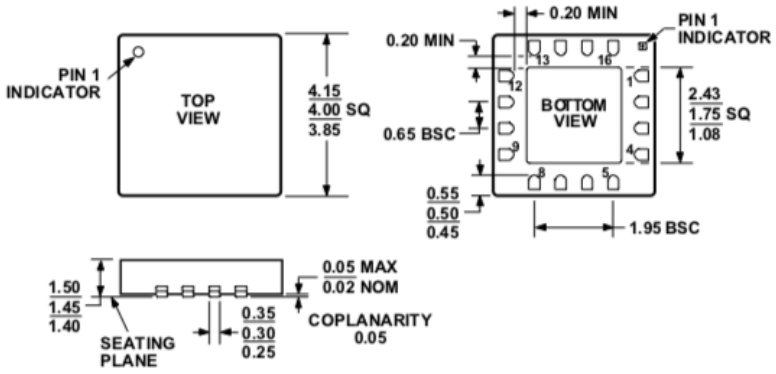


Figura 38. Diferentes disposiciones del acelerómetro (Analog Devices Inc., 2007)

El acelerómetro seleccionado para integrar el circuito es el ADXL321jcp, el cual es un acelerómetro pequeño, delgado y de bajo consumo, capaz de realizar mediciones de aceleración en dos ejes; este producto soporta aceleraciones nominales de 18 gravedades y es capaz de medir aceleración dinámica (vibracional) y aceleración estática (gravedad).

Se seleccionó este tipo de acelerómetro debido a dos características importantes: la primera es las gravedades que soporta, es el único acelerómetro comercial que logra soportar más de 9 gravedades sin sufrir daños en los lectores electrónicos que posee, característica fundamental a tener en cuenta ya que, el cohete se encuentra en un rango de 18 a 21 gravedades. La segunda característica importante es la conexión con el Arduino, ya que es completamente compatible con las lecturas que el circuito puede arrojar sin sufrir ningún tipo de interferencia, de igual forma, en el datasheet de este acelerómetro (Analog Devices Inc., 2007), se encontraban las diferentes posiciones en las que puede ser conectado con el Arduino según la finalidad de la conexión, de estas especificaciones se eligió la más adecuada para lograr el accionamiento del sistema de recuperación mediante la electrónica implementada.

El ruido típico del acelerómetro es de 320 $\mu g/\sqrt{Hz}$, esta medida indica que en comparación con otros acelerómetros como el ADXL 335 o el ADXL 345 cuyos niveles de ruido e interferencia son mucho mayores, el acelerómetro seleccionado tiene mayor precisión en sus lecturas y así garantiza la ignición del sistema en el momento propicio.

En cuanto a su consumo, es de $350\mu Ah$, se evidencia que es muy bajo el consumo de corriente de este tipo de acelerómetro al ser comparado con los acelerómetros anteriormente nombrados, los cuales requieren de mayor cantidad de amperios para funcionar y las baterías que pueden suplirlo superan el reducido espacio que se tiene para ubicar la bahía electrónica al interior del fuselaje del cohete. (Analog Devices Inc., 2007)

La configuración de los pines es mostrada a continuación:

Figura 39. Distribución de pines del acelerómetro (Analog Devices Inc., 2007)

No. Pin	Descripción	Destino
1,4,8,9,11,13,16	No conectar	
2	Self-Test	No conectar
3,5,6,7	Common	3 a tierra
10	Eje Y (Acc)	A2 (Arduino)
12	Eje X (Acc)	A1 (Arduino)
14,15	Alimentación	Salida 3V (Arduino)

Tabla 9. Disposición de los pines del acelerómetro (Analog Devices Inc., 2007)

Se determina conectar el acelerómetro de superficie con soldadura tipo throughole con estaño y antisolder de una capa debido a que es la forma más segura de realizar una conexión que logre soportar las gravedades que impactarán las conexiones del circuito de ignición; al implementar un acelerómetro que tenga conexión con pines no se asegura que la soldadura logre aguantar el esfuerzo sobre estos, producto de la aceleración en gravedades ni las vibraciones excesivas a las que el sistema electrónico se encontraría sometido.

Es importante conocer la orientación que tendrá el acelerómetro para determinar la respuesta de salida de cada uno de sus ejes, lo que es mostrado a detalle en la Figura 40.

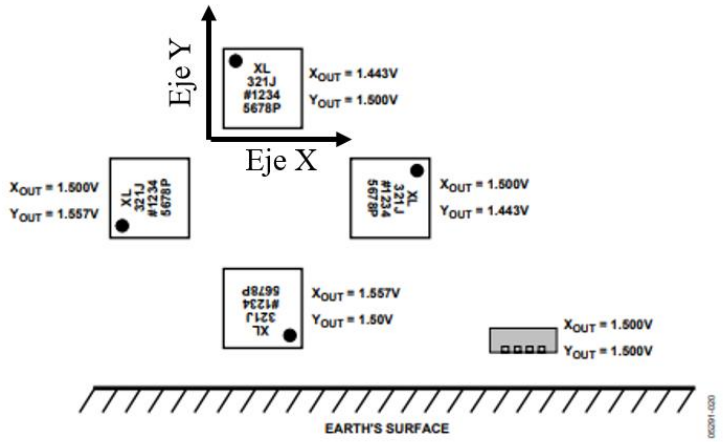


Figura 40. Respuesta de salida del acelerómetro en cada una de sus posibles posiciones. (Analog Devices Inc., 2007)

Así mismo, es importante conocer la sensibilidad del dispositivo en cada uno de sus ejes, ya que el principio de operación del acelerómetro se basa en una salida análoga de voltaje proporcional a la aceleración que experimenta.

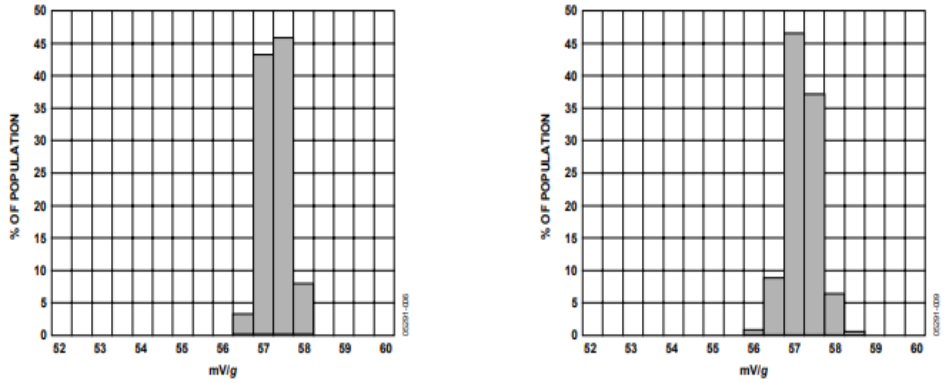


Figura 41. Sensibilidad en los ejes X, Y del acelerómetro a 25°C. (Analog Devices Inc., 2007)

En el anterior esquema, se observa que el acelerómetro presenta una sensibilidad típica de 57 mV/g y una variación de sensibilidad de 0,01%/C; teniendo en cuenta que la variación de temperatura que tendrá el cohete debida al aumento de la altura puede variar entre 24 a 32 ºC, se tendrá una variación máxima de la sensibilidad de un 0,32% que será tenida en cuenta a la hora de realizar el código para obtener una mayor precisión en los datos.

En la sección anexos del presente documento se presenta el manual de operación del dispositivo para más información. Sin embargo, con la información mostrada ya es posible establecer las conexiones del circuito y desarrollar el código de programación.

c. Fotocelda

Una fotocelda es un dispositivo fotosensible lo cual quiere decir que es capaz mediante unidades de *lúmenes*, de medir condiciones de luz o ausencia de esta.

La fotocelda surge como respuesta a la pregunta ¿Cómo detectar si el paracaídas fue expulsado del interior del cohete? Al medir condiciones de luz sobre el sistema de recuperación se puede detectar si la luz del exterior puede entrar al cohete o si por el contrario la nariz no fue expulsada e impide la entrada de luz y con esta información activar o no la redundancia del sistema.

Este dispositivo no es sensible a las aceleraciones elevadas del vehículo ni requiere mayor consideración operacional en el proyecto por lo cual se selecciona una fotocelda convencional de 7mm.

d. Montaje del circuito

El montaje del circuito de sensórica puede ser visto en el mapa esquemático de la Figura 42.

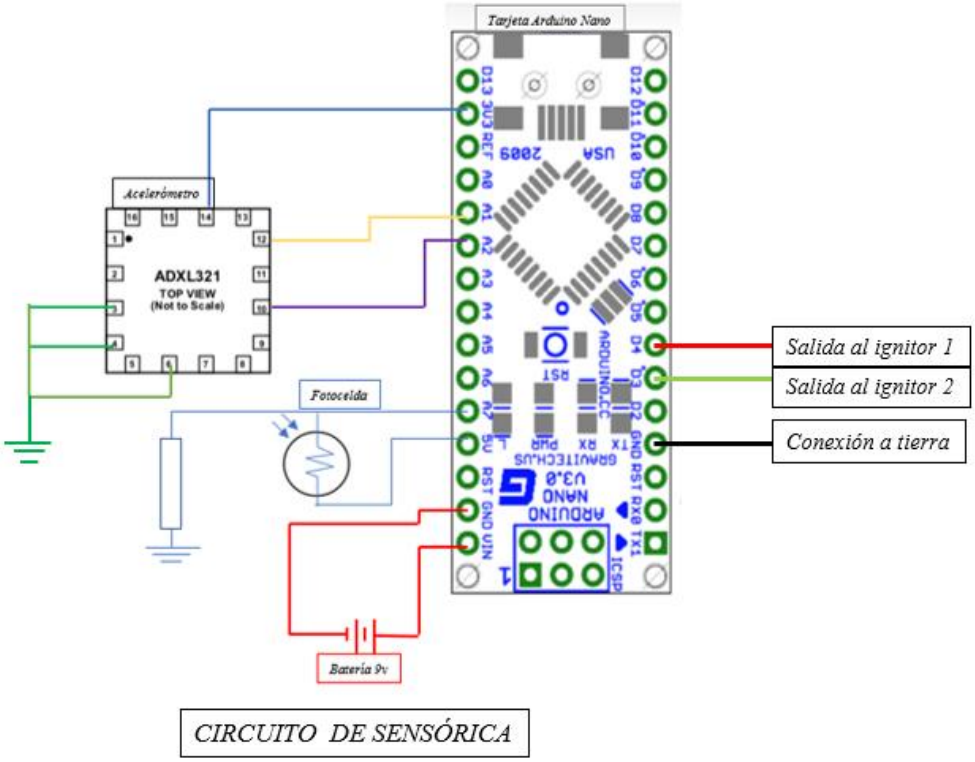


Figura 42. Mapa esquemático del montaje del circuito de sensórica.

Las dos tarjetas impresas (Circuito de sensórica y circuito de ignición) fueron diseñadas en el Software Eagle Autodesk acorde a los requerimientos del proyecto. Se determina la utilización de este software debido a que posee la interfaz más amigable y permite que las tarjetas PCB puedan ser impresas debidamente en cualquier dispositivo.

En el mapa esquemático del montaje (Figura 42), se pueden observar tres conexiones (Salida al ignitor 1, salida al ignitor 2 y conexión a tierra); estas conexiones van directo hacia una segunda tarjeta denominada tarjeta de ignición, que tiene por función generar un estado de corto circuito con el fin de realizar la ignición y posterior activación del subsistema mecánico. Los detalles de funcionamiento de esta tarjeta, así como sus componentes son explicados más adelante.

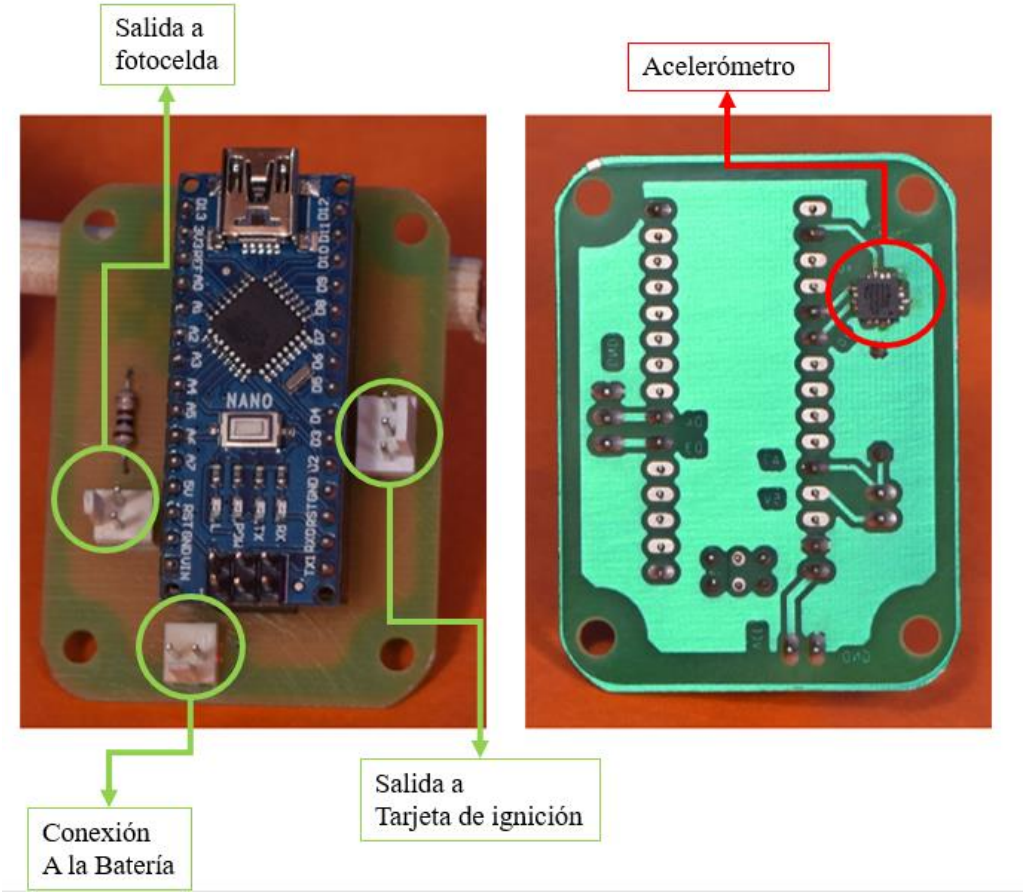


Figura 43. Circuito de sensórica real; vista frontal y posterior.

11.4. Circuito de ignición

Este circuito es el encargado de permitir la ignición y por ende la activación del subsistema mecánico. Este circuito cuenta con dos relés que actúan como interruptores, una batería de níquel-metal hidruro de 9V, 300mAh y dos Ignitores conocidos comercialmente como estopines que son activados independientemente. El principio de activación del circuito de ignición fue abordado en la sección 8.3.1 acorde a los datos obtenidos de la simulación desarrollada.

a. Relé de 6 pines:

Se ha demostrado la fiabilidad de los relés mecánicos convencionales en proyectos de cohetería a nivel nacional en misiones como algunas de las diversas misiones Seneca efectuadas por la universidad de los Andes donde estos son utilizados para permitir o denegar el paso de corriente hacía los sistemas auxiliares de propulsión; esto debido a que estos dispositivos no son propensos a fallar ante altas aceleraciones, son de fácil adquisición comercial e intercambiabilidad.

Estos dispositivos operan bajo una corriente máxima de 3 A y permiten el paso de un voltaje nominal máximo de hasta 220 V.

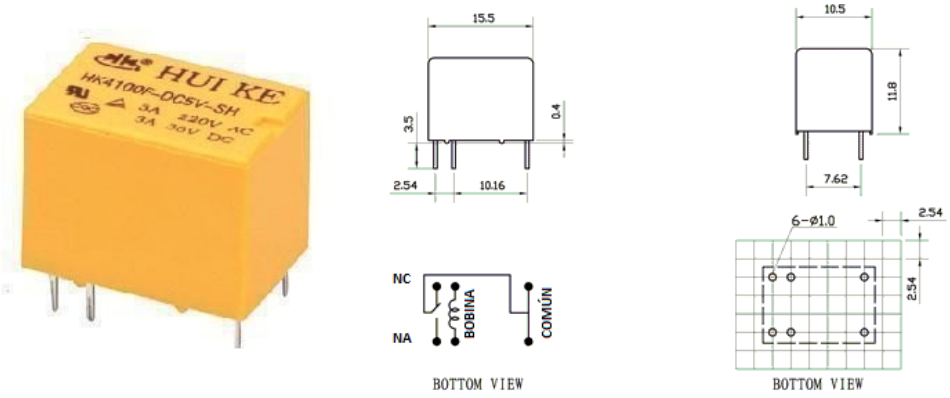


Figura 44. Asignación de pines de los relés y vistas principales. (Multicomp, 2011)

El relé de 6 pines actúa como un interruptor permitiendo un estado de corto circuito por un tiempo controlado en el cual, la corriente fluirá libremente desde la batería de ignición hasta los Ignitores o estopines. En la Figura 44 se puede observar la disposición de los respectivos pines de un relé convencional, sin embargo, en la Figura 46 se muestra el respectivo mapa esquemático de conexiones del circuito de ignición. Sin embargo, a través de las respectivas pruebas de funcionamiento al circuito en tierra se comprueba un tiempo de accionamiento aceptable para el proyecto

Para proteger el circuito de corrientes parásitas, se selecciona una batería con un voltaje de 9 v con 1500 mA, que aseguran una rápida carga y descarga permitiendo realizar pocas aunque suficientes igniciones (más de dos) además de conectarla tarjeta de ignición directamente al plano común de tierra del circuito de sensórica.

b. Estopines o ignitores:

Los ignitores son conocidos comercialmente como estopines; se llama estopín a un artificio de iniciación para las cargas de artillería. Este artificio se enciende muy fácilmente ante la presencia de una corriente eléctrica y propaga el fuego con gran rapidez. En la Figura 45 se muestra el estopín vendido comercialmente para fines pirotécnicos y que será empleado en el presente proyecto.

Figura 45. Estopines comerciales (Tripoli Spain, 2004).

c. Montaje del circuito:

En la Figura 46 se puede observar el mapa esquemático de conexiones del circuito de ignición el cual contiene la información necesaria para el montaje de este.

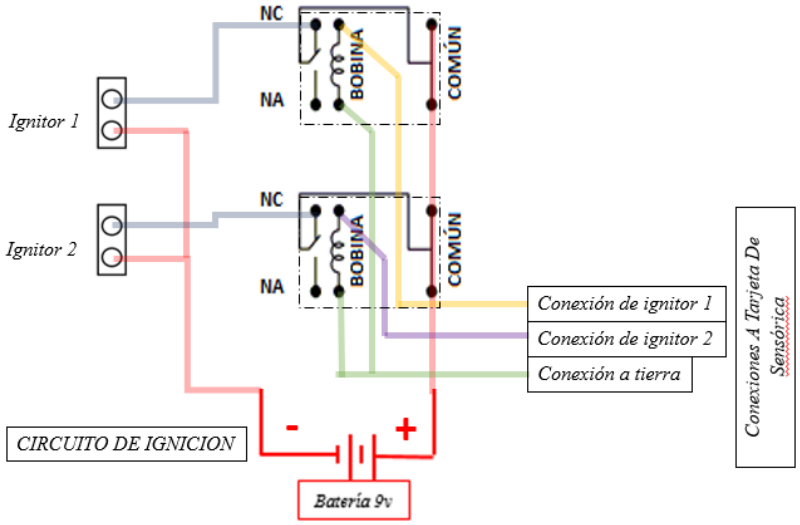


Figura 46. Mapa esquemático del montaje del circuito de ignición.

A continuación, en la Figura 47 se presenta el circuito impreso obtenido acorde a los componentes y conexiones establecidas con anterioridad. En la fotografía del lado derecho se muestran tres conexiones diferentes, se estableció que no se dejarían las conexiones unificadas debido a que los dispositivos conectados (batería, ignitor 1, ignitor 2 y tarjeta de sensórica) son completamente independientes e intercambiables, esto evita que:

- Se termine rápidamente la carga de la batería debido a múltiples conexiones.
- Se activen los dos ignitores al mismo tiempo o no se active ninguno en ningún momento.
- La tarjeta de sensórica se dañe, es decir, que presente interrupciones en la lectura o en su defecto que no presente ninguna lectura.

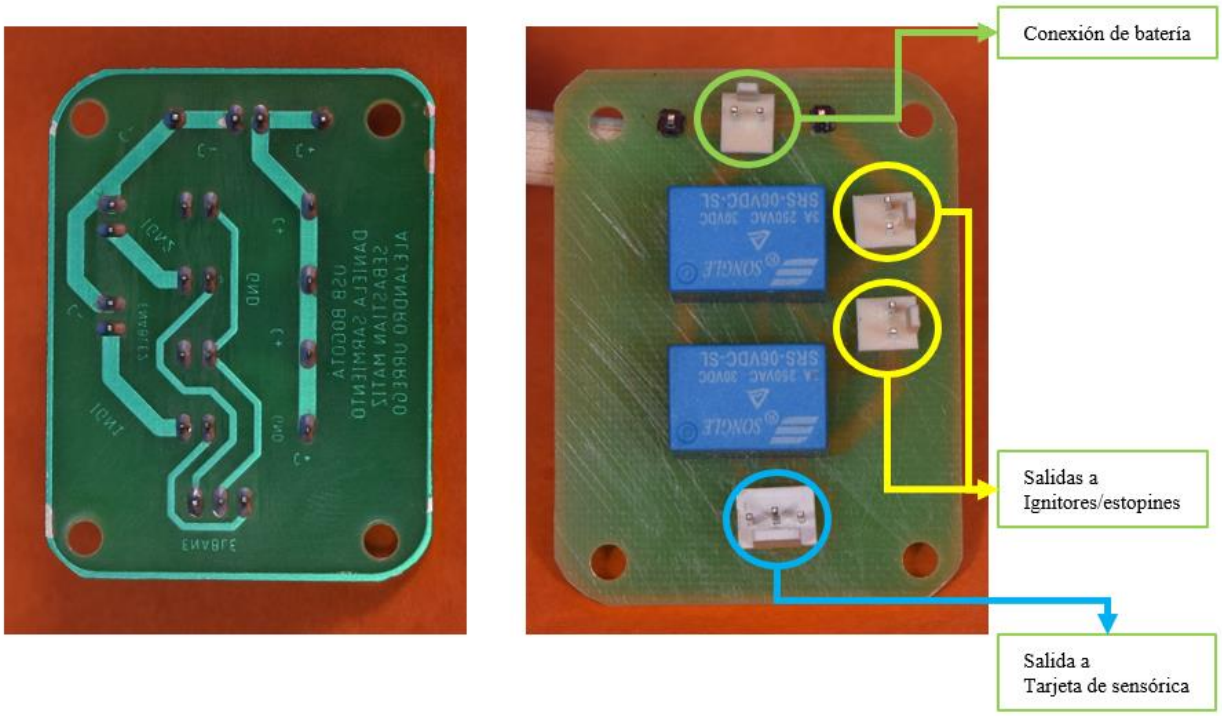


Figura 47. Circuito de ignición real; vista frontal y posterior.

11.5. Bahía de carga para electrónica

Los circuitos electrónicos, junto con sus respectivas baterías, deben ser asegurados al interior del cohete de forma compacta, asegurando la integridad de los dispositivos, aislándolos de vibraciones indeseadas y aprovechando al máximo el reducido espacio disponible que se encuentra sobre el motor del cohete y bajo el subsistema mecánico desarrollado (Figura 48).

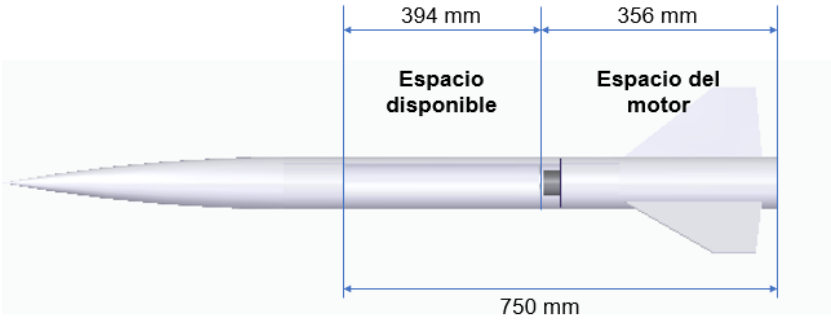


Figura 48. Distribución inicial de espacios dentro del cohete.

El espacio disponible está destinado a contener:

a. El subsistema mecánico

b. La bahía de carga de electrónica (con sus respectivos circuitos y baterías).

c. El paracaídas.

Con el fin de obtener un montaje compacto de los circuitos electrónicos y que tanto estos como los demás componentes sean fácilmente accesibles e intercambiables, se propone el siguiente diseño que consta de una viga en H (Figura 49).

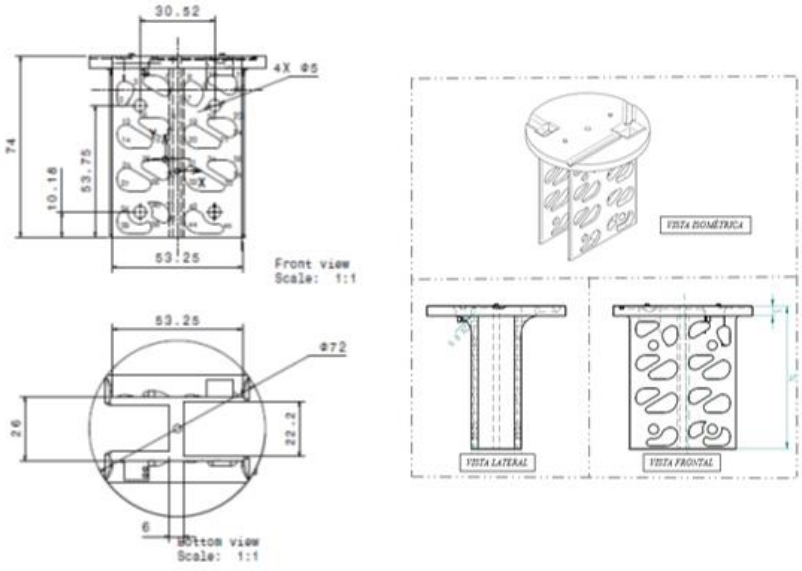


Figura 49. Bahía de carga para electrónica.

Con esta geometría es posible ubicar en las caras, frontal y posterior, los circuitos de sensórica e ignición, mientras que en los compartimentos formados en las caras laterales es posible ubicar las baterías independientes de cada circuito. La Figura 50 muestra la ubicación y ensamble de los circuitos dentro de la Viga en H siendo todos en conjunto denominados de ahora en adelante como *Bahía electrónica*.

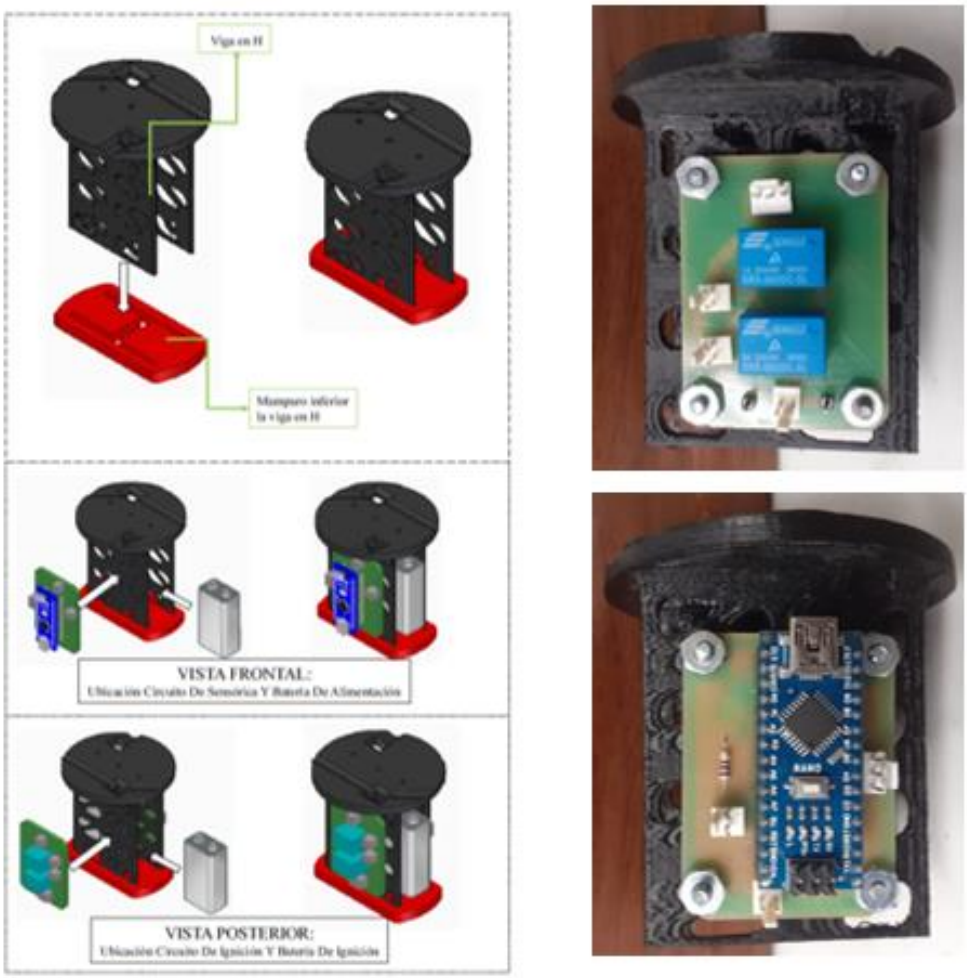


Figura 50. Vistas generales y ensamble de la bahía electrónica.

La viga en H, componente de la bahía electrónica, debe soportar el peso del subsistema mecánico y del paracaídas; teniendo en cuenta que en el momento de mayor aceleración del cohete habrá un régimen cercano a las 18g, significa que el peso sobre la bahía de carga será el peso del subsistema mecánico y del paracaídas multiplicado por 18.

Para comprobar si el modelo de viga en H puede soportar esa carga, se realizó una simulación en Solid Edge en el módulo simulation, el cual permite realizar simulaciones de carga, esta se realizó con los siguientes parámetros:

Tamaño de malla	0.58mm
Tipo de malla	Tetraédrica
Carga aplicada en la cara superior ver Figura 51	200 N
Material	Plástico ABS de alto impacto
Tipo de estudio	Lineal estático

Tabla 10. Parámetros de simulación para la bahía electrónica

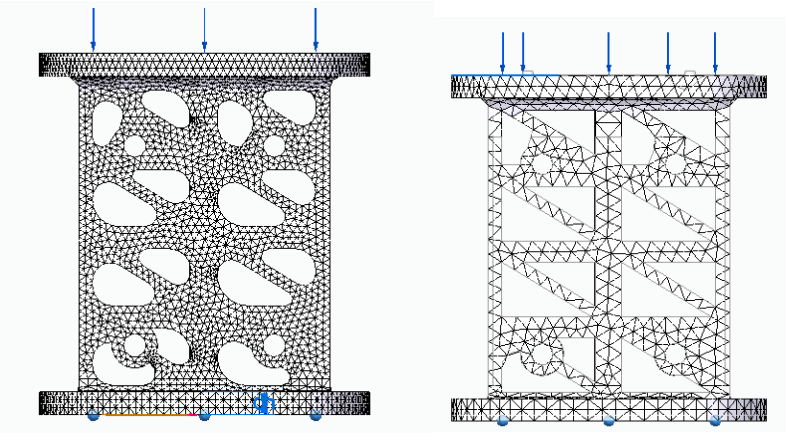


Figura 51. Malla generada para modelo con agujeros redondeados (izquierda) y agujeros con ángulos rectos (derecha)..

Una vez generada la malla, es posible iniciar el solucionador, este se basa en un método iterativo de resolución de ecuaciones diferenciales que toma en cuenta a la vez, las propiedades mecánicas del material seleccionado, la fuerza aplicada y la geometría sobre la que recae dicha fuerza. De esta manera es posible conocer la deformación total que tendrá la bahía, y los esfuerzos máximos presentes sobre esta. La bahía electrónica fue diseñada en un inicio con agujeros triangulares cuyos ángulos eran rectos como se puede constatar en la Figura 51. Sin embargo debido a las altas aceleraciones se optó por simular este mismo modelo aplicando unos redondeos a los ángulos rectos de los agujeros para disminuir los concentradores de esfuerzo y con esto también el riesgo de fractura de la pieza.

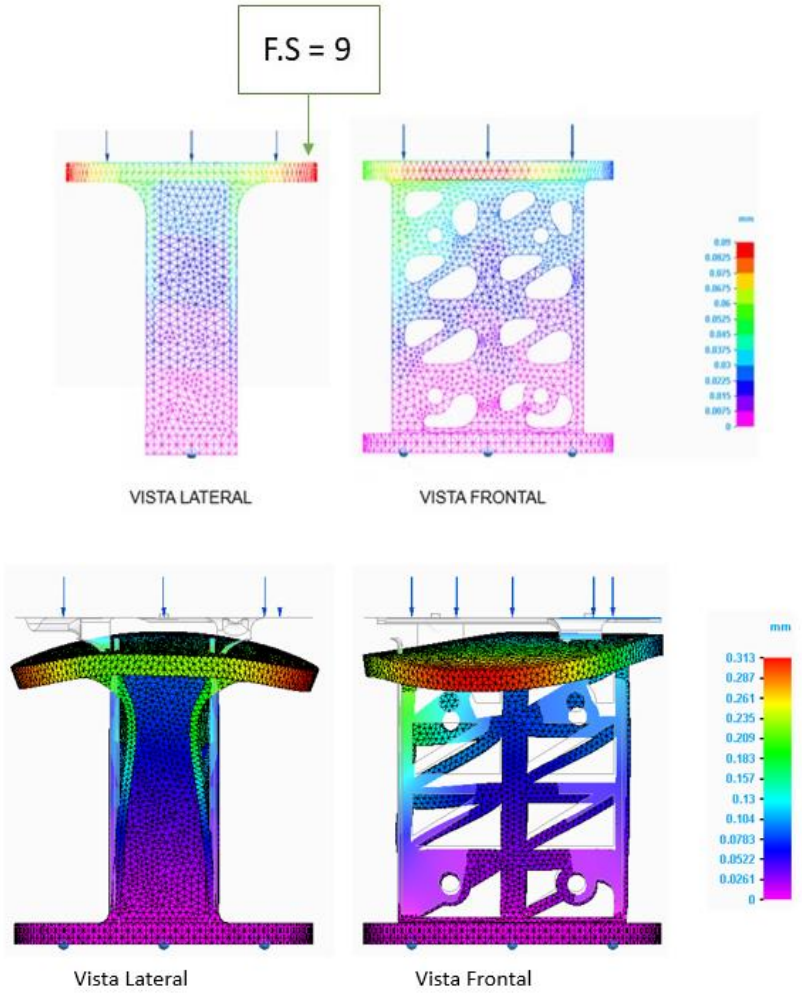


Figura 52. Deformaciones máximas en la viga durante régimen máximo de aceleración (Viga con agujeros redondeados vs Viga con agujeros de ángulos rectos)..

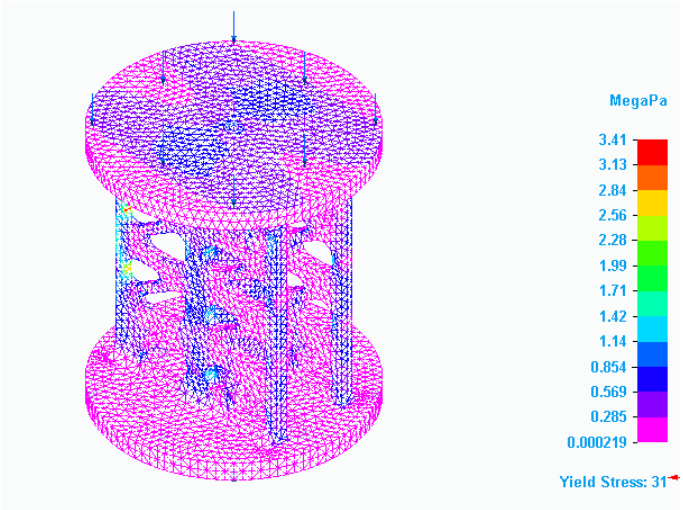


Figura 53. Esfuerzos máximos en la viga durante régimen máximo de aceleración (Viga con agujeros redondeados vs Viga con agujeros de ángulos rectos)..

Se observa que la deformación máxima de la pieza redondeada es de 0,09 milímetros, mientras que el esfuerzo máximo presente solo en algunas zonas muy específicas es de 3.41 MPa; siendo el esfuerzo máximo 31 MPa, se cuenta con un factor de seguridad de 9. Por otra parte la deformación máxima de la pieza sin redondear es de 0,313 milímetros, mientras que el esfuerzo máximo es de 10.4 MPa.

Al comparar ambas posibilidades, se determinó que la opción más válida para implementar agujeros en la bahía electrónica es la de agujeros redondeados, esto debido a que en la simulación de deformaciones se evidenció que esta condición es mucho mayor en el caso de los agujeros de ángulos rectos, pues al ser comparada con el modelado de agujeros redondeados se reduce tres veces el valor de deformación máxima presente. Por otro lado, es posible determinar que al no tener concentradores de esfuerzos, el diseño con los agujeros redondeados es menos propenso a la deformación, pues se logra soportar una mayor cantidad de esfuerzo con dichos agujeros sin presentar fallas que en el caso en que se presenten agujeros de ángulos rectos.

Esta viga será construida por medio de un proceso de manufactura aditivo tipo Fused Deposition Modeling (FDM), utilizando como material de construcción el polímero ABS que cuenta con las siguientes propiedades:

Densidad	1024 $\frac{Kg}{m^3}$
Coeficiente de expansión térmica	0,0001 C^{-1}
Conductividad térmica	0,00kW/m*°C
Módulo de elasticidad	1378,951 MPa
Relación de Poisson	0,4
Esfuerzo de deformación	31,026 MPa
Elongación	0,00

Tabla 11. Propiedades del ABS

Debido a que la bahía electrónica se localizará sobre el motor del cohete, la bahía debe aislarse térmicamente para que la temperatura alcanzada por el motor no afecte de ninguna manera los circuitos electrónicos que son el controlador de todo el sistema.

Para aislar la temperatura en esta zona, se ubica debajo de la bahía de carga un laminado compuesto por una sección de papel cerámico tipo RCF que es capaz de soportar hasta 1950K aislando la temperatura (Morgan Advanced Materials, 2019) y otra sección que consiste en una pieza en aluminio que se ubica sobre el motor del cohete y actúa como aislante térmico para evitar la deformación del sistema por el calor que emite el motor; acorde a datos obtenidos mediante múltiples pruebas experimentales efectuadas al motor del cohete, se conoce que el punto más alto de temperatura es de 1400 °C aproximadamente, sin embargo este margen solo se da por instante muy corto de tiempo, por lo cual la protección debe ser instalada pero debe a su vez ser lo más ligera posible; todo el montaje se da con la ayuda de una barra roscada de acero inoxidable de 1/8" que actúa como un eje principal de sujeción. (ver Figura 54)

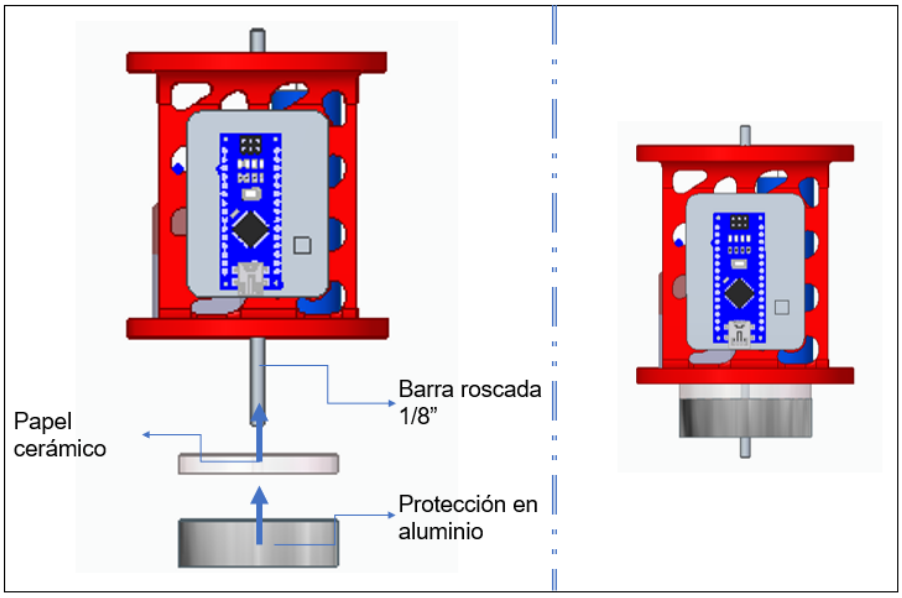


Figura 54. Sujeción de la bahía electrónica con el resto del sistema

De la misma manera, la barra roscada es de gran utilidad para sujetar la bahía de carga para la electrónica al subsistema mecánico, así se tiene un sistema compacto, fácil de instalar e intercambiar sus piezas y a la medida del USB Rocket 1.

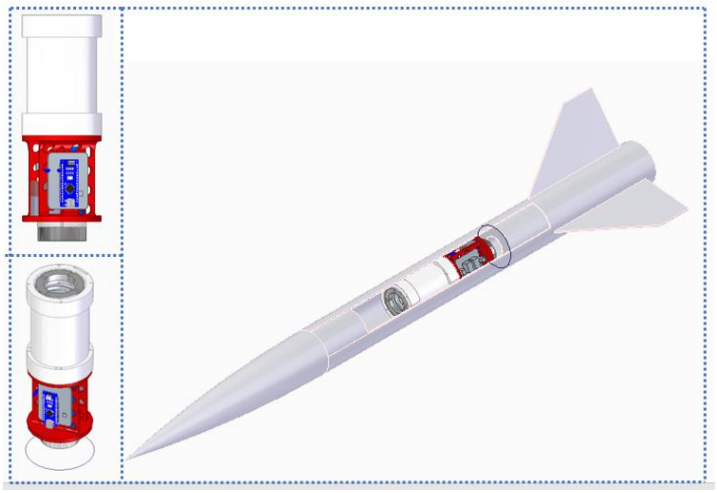


Figura 55. Ubicación del sistema de recuperación dentro del cohete

Otra consideración de gran importancia para tener en cuenta son las debidas conexiones que deben tener entre si los circuitos, así como las conexiones a la fotocelda y los ignitores. La bahía por su diseño permite una fácil conexión de cada circuito con su batería (ver Figura 56).

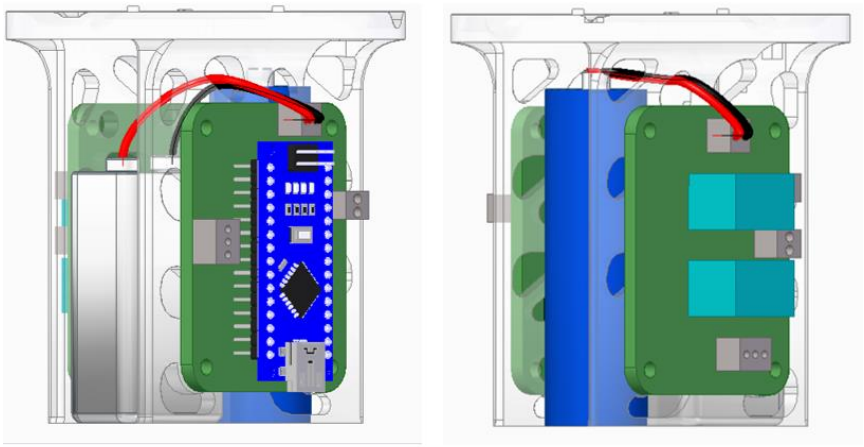


Figura 56. Conexión de cada circuito impreso a su batería.

La conexión entre las dos tarjetas impresas también puede ser llevada a cabo sin dificultad. En la Figura 57 los cables tienen la siguiente disposición: verde: tierra, amarillo: ignitor 1, azul: ignitor 2.

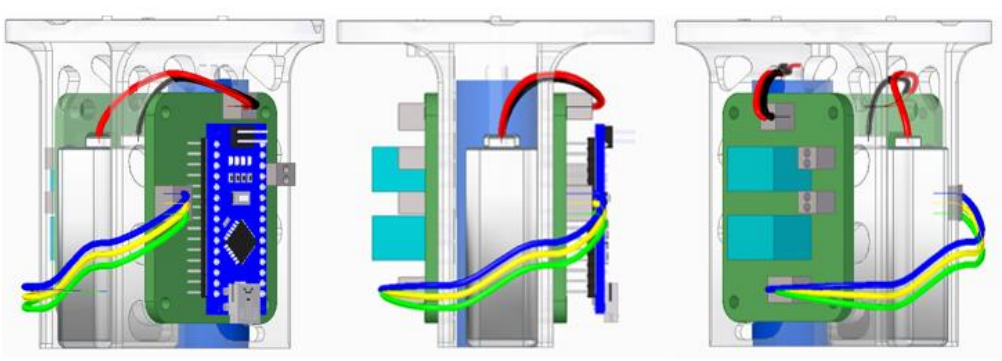


Figura 57. Conexión entre los circuitos impresos.

Por su parte, la tarjeta de ignición provee la conexión a los ignitores; estos estarán alojados sobre el mamparo superior de la bahía, ubicados justo sobre el hilo de cáñamo que se pretende quemar.

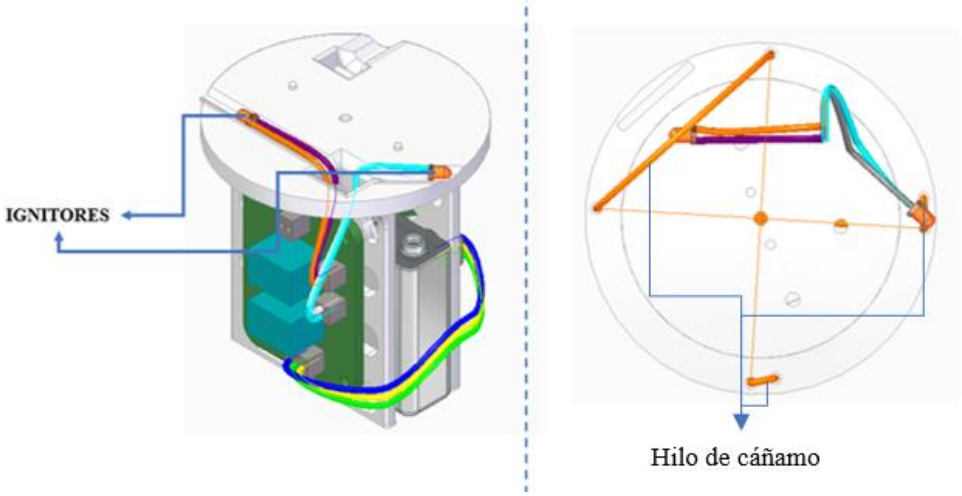


Figura 58. Ubicación general de los ignitores; En la bahía – Sobre el hilo de cáñamo.

El último elemento que debe ser instalado es la fotocelda, la bahía electrónica cuenta con una salida en su mamparo superior para realizar esta conexión, el cable cruza por el mamparo y asciende a través de un agujero presente en la base B del subsistema mecánico hasta llegar a la fotocelda.

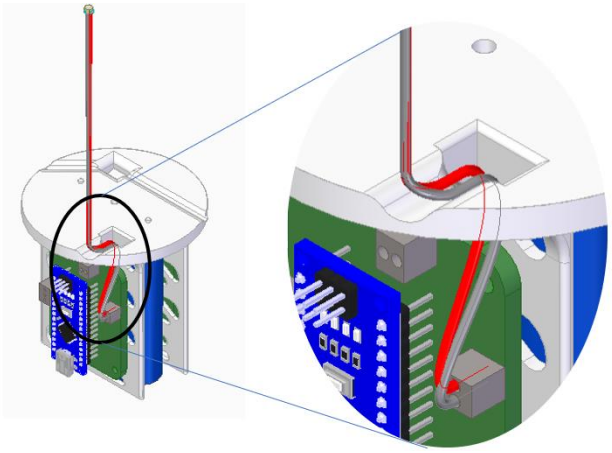


Figura 59. Salida de conexión; Tarjeta de sensores a fotocelda

En la siguiente imagen se muestra la ubicación de la fotocelda teniendo en cuenta la información anterior; la fotocelda se ubica en este punto para que sea capaz de medir los cambios de intensidad lumínica que son esperados una vez es activado el sistema principal, de no detectar el cambio de luz, se enviará una señal al segundo ignitor y así activar la redundancia.

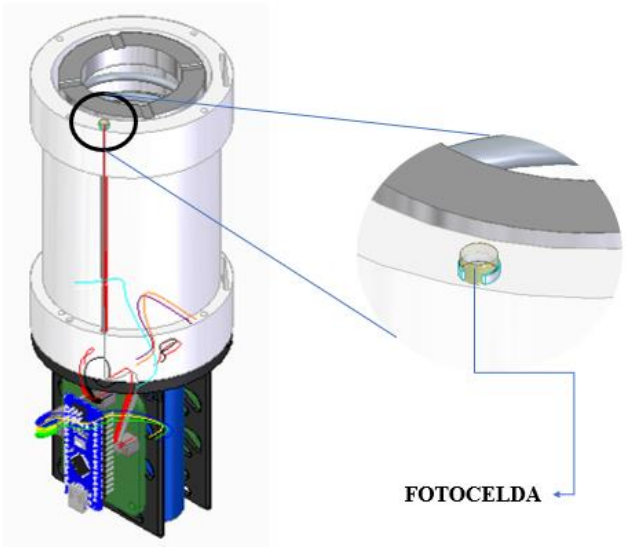


Figura 60. Ubicación y conexión de la fotocelda.

.

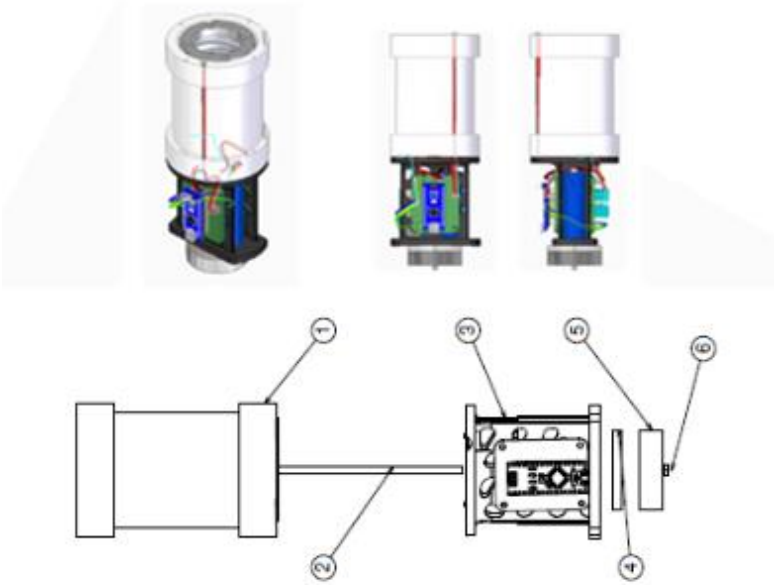


Figura 61. Sistema de recuperación completo

.

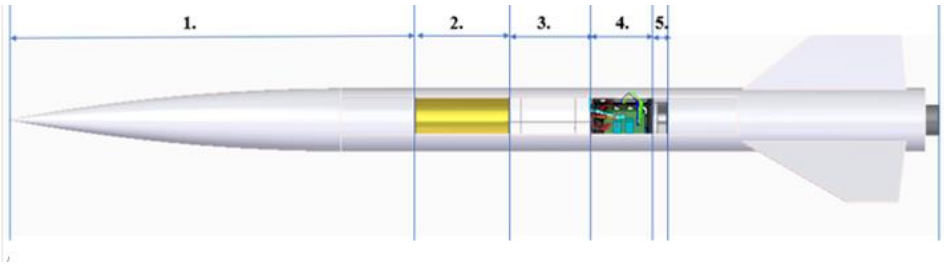


Figura 62. Configuración de espacio dentro del cohete.

Número de Sección	Descripción
1	Nariz
2	Paracaídas
3	Subsistema mecánico
4	Subsistema electrónico
5	Aislante térmico

Tabla 12. Distribución de secciones de cohete

12. ANÁLISIS DE CONFIABILIDAD DEL SISTEMA

Uno de los objetivos del proyecto es garantizar la confiabilidad del sistema presentado; el análisis de confiabilidad debe contener un registro detallado de las posibles fallas del sistema, dado de forma imparcial y objetiva para poder efectuar medidas preventivas desde el diseño de los dispositivos.

Como primera medida, se determina que el equivalente al Mean Time Before Failure (MTBF) equivalente en vuelos para el sistema se estandariza en 50 sin necesidad de realizar un mantenimiento que implique reparaciones mayores, esto debido a que los componentes no están expuestos a fallas mayores y a que los cohetes vuelan en promedio una vez al año. Es importante aclarar que cada que exista un vuelo, el componente deberá ser extraído del interior del cohete y posteriormente revisado para verificar la integridad del mismo.

A continuación, se expone un diagrama de bloques que contiene cada uno de los subsistemas que conforman el sistema de recuperación:

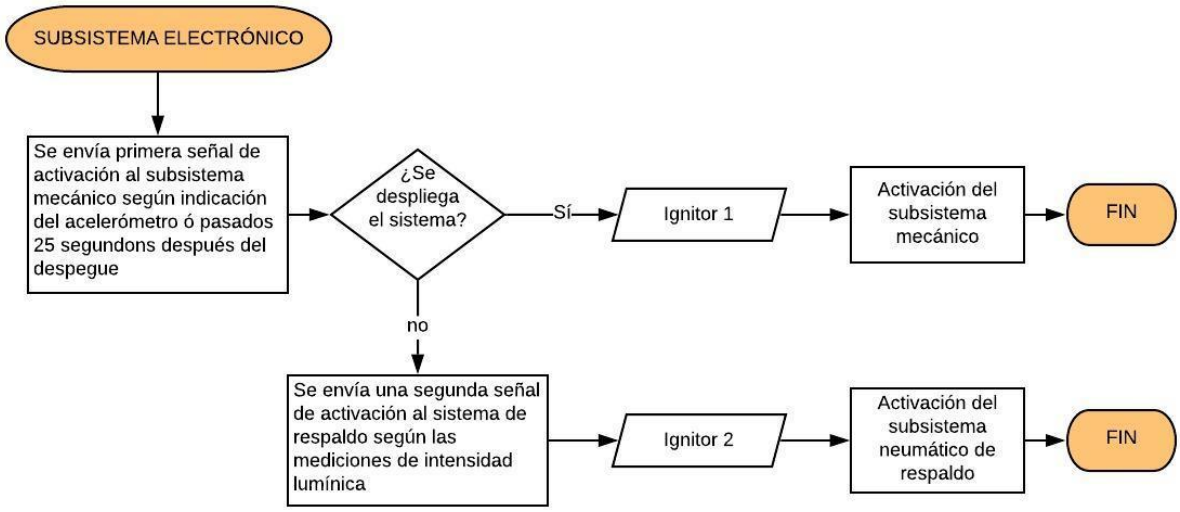


Figura 63. Subsistemas del sistema de recuperación

El modelo planteado anteriormente corresponde a un sistema en paralelo debido a su redundancia lo cual implica que es necesario que al menos un componente del sistema funcione (subsistema

primario o subsistema redundante), la redundancia de los sistemas es uno de los métodos utilizados para mejorar la fiabilidad de un sistema.

Para el presente caso se dice que se tiene una redundancia secuencial donde el subsistema redundante únicamente es activado cuando se le da la orden debido al fallo del subsistema primario. A continuación, se planteará el análisis de posibles fallos de cada uno de los componentes del sistema, las acciones preventivas llevadas a cabo y como a través de la experimentación, se garantiza el buen funcionamiento de cada componente.

A. Subsistema Electrónico.

a. Posibles fallos:

i. Falta en el suministro de energía, fallo en las baterías.

ii. Fallo de los componentes o la desconexión de estos debido al régimen de aceleración que soportará el sistema.

iii. Fallo en las mediciones de la sensórica (acelerómetro y fotocelda)

b. Acciones preventivas llevadas a cabo:

i. La bahía electrónica cuenta con dos baterías, una de las baterías alimenta únicamente a la tarjeta Arduino y a los sensores, mientras que la otra batería está encargada de las igniciones, esto con el fin de evitar una descarga prematura de las baterías antes de la ignición.

ii. Selección del acelerómetro, el acelerómetro seleccionado para efectuar las tareas de medición debe ser un dispositivo capaz de operar bajo las condiciones máximas de aceleración del sistema (18.5g) el acelerómetro seleccionado es el ADXL321JCP que fue caracterizado anteriormente.

iii. En la elaboración del circuito electrónico, se han de tener en cuenta las buenas prácticas de soldadura de cada uno de los componentes; debido a que este trabajo será efectuado por un tercero, este debe operar de acuerdo a la normativa ECSS-Q-ST-70-10, *véase*

sección 11.1, esta normativa de calidad es aplicable al montaje, ensamble y producción de PCB (*Printed Circuit Boards*) y certifica que los procesos de soldadura e impresión serán llevados a cabo teniendo en cuenta la limpieza y buena disposición de los equipos así como la capacitación necesaria de los operarios involucrados en este fin. Según la norma, el circuito será capaz de soportar vuelos espaciales, cargas vibracionales altas y otras condiciones asociadas al ambiente de operación de este, de igual manera disminuir el ruido blanco y la interferencia electromagnética.

iv. Se diseña una bahía compacta que tiene como propósito aislar el circuito de vibraciones indeseadas que puedan interferir con las mediciones de la sensórica.

v. El sistema está diseñado para no operar únicamente haciendo uso de los sensores, sino que se cuenta con una redundancia basada en el tiempo; de no ser detectado en ningún momento el espacio propicio para realizar la ignición por parte de los sensores, la ignición principal será llevada a cabo a los 25 segundos después de detectar el despegue, ya que, sobre este tiempo, en teoría, el cohete ha alcanzado ya su altura de apogeo. Con anterioridad este tema es tratado a profundidad en la sección 8.3.2.

c. Fiabilidad experimental:

i. ¿Cuánto tiempo de alimentación ofrece la batería cargada a la tarjeta Arduino con los sensores por sí misma? -Se determinó que a pesar de que el vuelo del cohete puede tomar como máximo de 25 a 30 minutos teniendo en cuenta las posibles demoras en el lanzamiento, la batería del circuito de sensórica debe ser capaz de ofrecer un mínimo de 2 horas de alimentación al circuito esto con el fin de evitar posibles fallos del sistema en su totalidad debido a un fallo de suministro eléctrico al subsistema electrónico.

Prueba Experimental 1:

Se alimentará el circuito de sensórica con su respectiva batería de alimentación de 9V, sí la batería con su carga completa es capaz de suministrar energía al circuito

por 2 horas, la prueba será satisfactoria. Esta prueba se repitió 20 veces y fue satisfactoria en su totalidad.

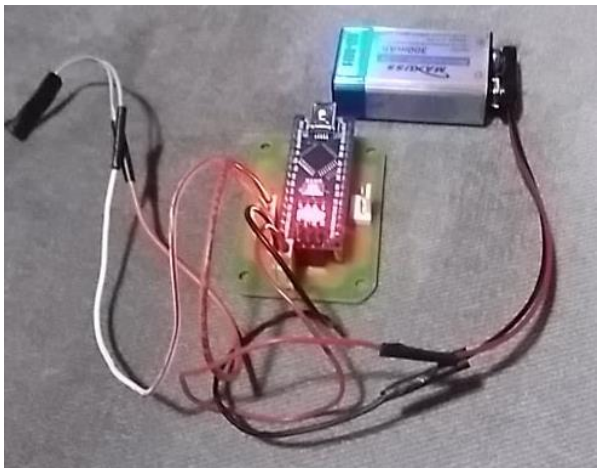


Figura 64. Circuito de sensores (sensórica) alimentado por batería de 9v.

ii. ¿Cuántas igniciones se pueden hacer con la batería de ignición? -La batería de ignición seleccionada debe ser capaz de realizar más de dos igniciones en el 100% de los casos para asegurar que se envía de manera adecuada la señal de activación al subsistema de eyección determinado, para ello se efectúa la prueba experimental 2.

Prueba Experimental 2:

Con la batería de ignición determinada en su estado de carga completa se debe realizar la ignición de dos estopines. Esta prueba se repitió 20 veces y fue satisfactoria en su totalidad.

iii. ¿Continúa siendo funcional el circuito y constante la lectura de sus sensores luego de ser sometido a altas aceleraciones? -El circuito debe ser sometido en tierra a altas aceleraciones con el fin de determinar posteriormente su integridad, buen funcionamiento y que las mediciones entregadas por los sensores se mantengan constantes, para se efectúa la prueba experimental 3.

Prueba experimental 3:

La bahía electrónica en su totalidad será sometida a un experimento de aceleración centrífuga en un banco de pruebas. Es complejo conseguir un régimen de aceleración igual al que tendrá el cohete en su momento de mayor velocidad, sin embargo, a través del banco de pruebas centrífugo se consigue una aceleración cercana a las 4 gravedades. El banco de pruebas consta de un motor comercial de 10kW de potencia, controlado por un potenciómetro con el cual es posible regular la velocidad de rotación.

Figura 65. Potenciómetro; vista frontal.

Figura 66. Motor de pruebas y condensador

El motor de pruebas está conectado a un condensador de arranque de 16 μF cuya función es la de suministrar un par de arranque al motor, una vez el motor es encendido, el condensador se desactiva.

El motor, según el fabricante, es capaz de entregar una velocidad de rotación de 7800 RPM. Con el uso del potenciómetro anteriormente mostrado, se obtuvo esta velocidad máxima en aproximadamente 3 segundos, así la aceleración centrífuga máxima es de:

$$a_{centrífuga} = \left(\frac{7800\ rev}{1\ min} \times \frac{1\ min}{60\ seg}\right) \times \frac{1}{3\ seg} \quad (11)$$

$$a_{centrífuga} = 43.33\ {}^{rev}/_{seg^2}$$

La distancia que hay entre el acelerómetro y el eje de rotación es de 0.15 m, así es posible estimar la aceleración que debería ser medida por el sensor.

$$a_{sensor} = \left(0{,}15\ \times\ (2\pi)\right) \times\ 43{,}33\ {}^{rev}/_{seg^2} \quad (12)$$

$$a_{sensor} = 40{,}562\ {}^{m}/_{s^2} \rightarrow 4{,}13g$$

Para someter los circuitos electrónicos al experimento, estos fueron soportados en la bahía de carga para la electrónica, cuyo diseño y construcción se presentan en el capítulo 11 (ver Figura 67).

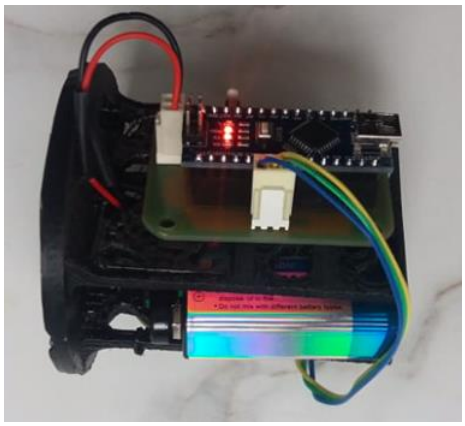


Figura 67. Bahía de carga para la electrónica

Antes de entrar en materia con el experimento, es necesario tener en cuenta diferentes parámetros relacionados a las prestaciones del motor y a la configuración de las pruebas. La bahía electrónica es colocada excéntrica al eje del motor, de tal manera que entre el

acelerómetro y el eje de rotación del motor hay una distancia de 15 cm; esta distancia hace que la componente de aceleración tangencial que recae sobre el sensor sea mayor que si la bahía estuviese coaxial al eje.

Lo anterior es determinante ya que esto indica que la aceleración será aplicada al acelerómetro sobre su eje 'x', mientras que, al ser instalado en el cohete, la aceleración gravitacional recaerá sobre el eje 'y' del acelerómetro, lo cual indica, que el acelerómetro está en posición adecuada para realizar la lectura de datos requerida para que funcione el sistema electrónico durante la operación del cohete.

La Figura 40, obtenida del datasheet del acelerómetro muestra el voltaje nominal esperado para una aceleración igual a 1g en la posición de pruebas.

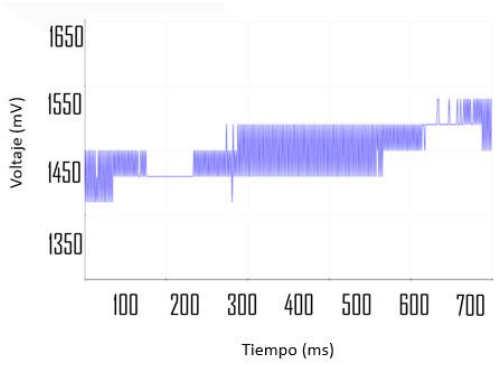


Figura 68. Lectura análoga del acelerómetro a 1g. Eje Y (mV)

En la Figura 68 se observa que el voltaje de salida del acelerómetro se encuentra muy cercano a los 1450 mV salvo por el ruido en las mediciones el cual siempre está presente pero no afecta notablemente las prestaciones y exactitud del acelerómetro.

Para la primera prueba fue necesario desacoplar el Arduino Nano del circuito impreso, conectar el Arduino directamente al computador y a través de unos conectores macho-hembra, fue posible visualizar las lecturas de aceleración del sensor.

El motor fue puesto en marcha lentamente desde el reposo hasta su máxima velocidad en un inicio; sin embargo, el potencial de este experimento radica en obtener un aumento súbito

en la velocidad de rotación para registrar la mayor aceleración posible. La siguiente figura muestra las lecturas de aceleración durante el experimento.

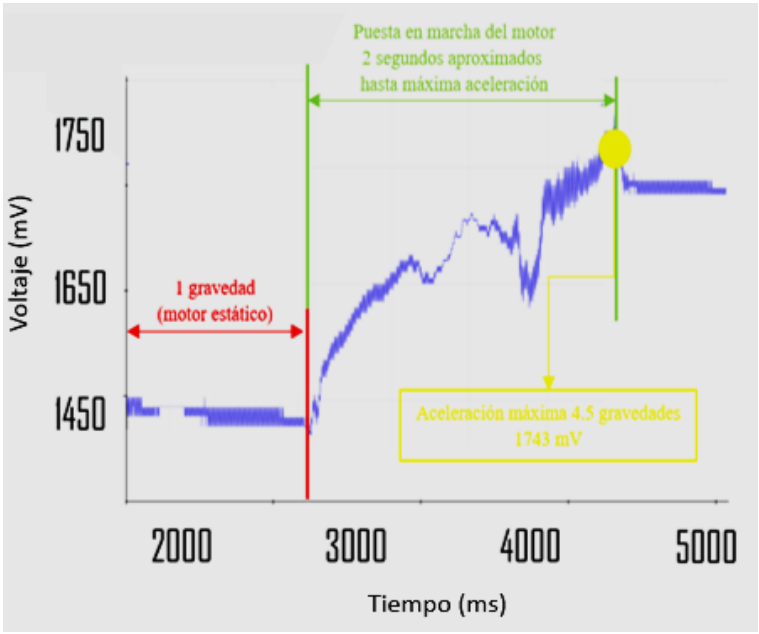


Figura 69. Lectura de aceleración durante experimento.

En la curva mostrada en la Figura 69, se evidencian algunos eventos durante la prueba; se empieza desde una condición de reposo donde se registra una salida de 1450 mV, al momento de iniciar la marcha del motor, se observa como la salida de voltaje empieza a aumentar paulatinamente. En la sección 11 del presente documento, se caracterizó el acelerómetro utilizado, el cual tiene una sensibilidad de 63mV/g, partiendo del voltaje nominal de 1450mV a 1g. En la primera prueba realizada, se obtuvo un voltaje máximo de 1743 mV que corresponde a una aceleración cercana a las 4g, datos que son mostrados donde se ubica el punto amarillo.

$$G_{máx} = \left(\frac{V_{max} - V_{nom}}{Sensibilidad}\right) = \frac{1743 - 1450}{63} = 4.5 \qquad (13)$$

Una vez realizado el ensayo, la bahía electrónica es dejada en condiciones estáticas para realizar una nueva lectura de los sensores y así garantizar la consistencia de las lecturas.

Así, el ejercicio fue realizado por 20 veces para garantizar la integridad del circuito luego de ser sometido a altas aceleraciones.

Cabe aclarar que el experimento realizado sirve solo como un precedente para garantizar la integridad del circuito a altas aceleraciones, sin embargo, no se cuenta con un montaje suficiente para obtener una aceleración de 18g que simularía en mejor medida unas condiciones reales de lanzamiento.

INTEGRIDAD POST-ACELERACIÓN

Prueba No	Acc. Máxima (Gravedades)	¿Las lecturas siguen siendo consistentes?
1	4,13	Si
2	4,8	Si
3	4,17	Si
4	4,82	Si
5	4,73	Si
6	4,32	Si
7	4,43	Si
8	4,82	Si
9	4,44	Si
10	4,19	Si
11	4,69	Si
12	4,52	Si
13	4,88	Si
14	4,15	Si
15	4,19	Si
16	4,06	Si
17	4,75	Si
18	4,22	Si
19	4,78	Si

20	4,26	Si
Σ	89.35	

Tabla 13. Integridad del circuito luego de la aceleración

$$Promedio = \frac{\sum Acc.Máxima}{Número\ total\ de\ pruebas} \quad (14)$$

$$Prom = \frac{89.35}{20} = 4.4675$$

Teniendo en cuenta la ecuación 12 y la Tabla 13, es posible realizar una estadística al comparar los datos obtenidos con el error marcado en cada prueba como se muestra en la Tabla 14:

Prueba	Resultado teórico	%error
1	4.13	0
2	4.13	14
3	4.13	0.9
4	4.13	14
5	4.13	12
6	4.13	4
7	4.13	7
8	4.13	14
9	4.13	7
10	4.13	1
11	4.13	12
12	4.13	8
13	4.13	15
14	4.13	0.5
15	4.13	1
16	4.13	-2
17	4.13	13
18	4.13	2
19	4.13	13
20	4.13	3

Tabla 14. Porcentaje de error de las lecturas del acelerómetro

$$\%error = \frac{valor\ de\ prueba - valor\ calculado}{valor\ de\ prueba} * 100 \quad (15)$$

Como se evidencia en la Tabla 14, las lecturas reales obtenidas del acelerómetro son bastante variables y, por tanto, presentan diversos porcentajes de error con respecto al valor calculado en la ecuación 12, los cuales fueron obtenidos mediante la ecuación 15. Sin embargo, al observar detenidamente, se evidencia que las lecturas realizadas con el acelerómetro en la prueba experimental y

el valor de aceleración calculado no son muy distantes ya que el máximo porcentaje de error presentado es del 15%, lo que convierte al valor calculado en una muy buena aproximación del valor real de aceleración.

B. Subsistema mecánico principal.

a. Posibles fallos:

i. Elongación total del resorte inferior a 9 centímetros.

b. Acciones preventivas llevadas a cabo:

i. Correcto diseño del resorte. El único fallo posible del subsistema primario es que la elongación del resorte sea insuficiente para expulsar la nariz del fuselaje del cohete, ya que la nariz se encuentra insertada 9 centímetros dentro del fuselaje, se toma esta medida como referencia a la elongación total que debe tener el resorte. Por otra parte, se deben tener en cuenta los efectos de la presión dinámica que recaen sobre la nariz y que actúan como una fuerza adicional que debe ser contrarrestada por el mismo resorte.

c. Fiabilidad experimental:

i. ¿Es capaz el resorte de expulsar la nariz del cohete (junto con su electrónica) y el paracaídas sumando además un peso adicional que simula los efectos de la presión dinámica ejercida sobre la nariz del cohete?

Para la siguiente prueba, se utilizará una sección tubular del mismo tamaño y volumen disponible dentro del fuselaje del USB Rocket I, en donde se introducirá el resorte comprimido (con las Bases A y B) junto con el paracaídas, además de un tapón que tiene el mismo tamaño y holgura de la nariz original.

Figura 70. Compresión del resorte.

Figura 71. Componentes utilizados para el montaje.

Figura 72. Montaje final

En la Figura 72 se observa cómo sobre el montaje final de la prueba experimental se encuentra un disco de peso, este tiene una masa de 2.5 libras y su función es recrear los efectos de la presión dinámica presentes sobre la nariz debido a la velocidad.

A continuación, en la Figura 73 se presenta una secuencia cuadro a cuadro de la expulsión de la carga durante uno de los experimentos.

Figura 73. Secuencia de expulsión de la carga.

La expulsión de carga se realizó 20 veces con el mismo método mostrado en la Figura 73, estas 20 pruebas fueron satisfactorias en su totalidad, por lo que es posible afirmar que el resorte principal por sí mismo ofrece una fiabilidad experimental del 100% ya que en todos los casos en que el cáñamo es quemado, el resorte es capaz de expulsar la carga de prueba.

C. Sistema neumático de respaldo.

a. Posibles fallos:

   i. La botella no es perforada correctamente.

b. Acciones preventivas llevadas a cabo:

   i. El punzón fue mecanizado con acero inoxidable que es un material de alta dureza y durabilidad, y es un material capaz de perforar el aluminio presente en el sello de seguridad de la botella de gas comprimido.

   ii. El resorte secundario encargado de empujar la botella hacía el punzón debe ser lo suficientemente duro y fuerte para llevar a cabo la perforación de la botella, así mismo la inclinación que tiene durante su elongación debe ser mínima con el fin de concentrar toda la fuerza sobre el centroide de la botella.

c. Fiabilidad experimental:

   i. ¿Es o no perforada la botella con éxito?

Para esta prueba experimental, se lleva a cabo el montaje del resorte secundario sobre la base A, los hilos de cáñamo atraviesan la cubierta superior de este resorte hasta la parte inferior de la base A.

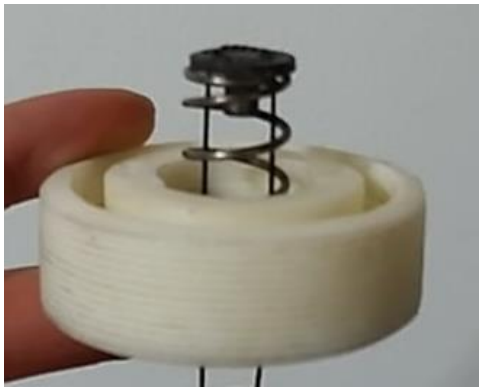


Figura 74. Método de sujeción de hilos de cáñamo a través de las piezas.

Luego de esto, se procede a introducir a botella en su cápsula para luego ser acopladas a la Base A.

Figura 75. Botella de CO_2 dentro de su cápsula.

Una vez que la botella está dentro de su cápsula y esta a su vez, está acoplada a la base A, se procede a colocar la tapa de compresión presentada en el capítulo 10.2 numeral e; esta tiene como función ayudar en la tarea de comprimir el resorte. Una vez esta tapa es colocada de manera adecuada, es posible anudar el cáñamo en la parte inferior de la base A.

Figura 76. Función de tapa de compresión.

Una vez se anudó el cáñamo en la parte inferior de la Base A y por ende el resorte secundario se encuentra comprimido, se cambia la tapa de compresión por el punzón.

Figura 77. Montaje final del subsistema secundario.

FIABILIDAD EXPERIMENTAL DEL SUBSISTEMA SECUNDARIO

PERFORACIÓN DE LA BOTELLA	
Prueba No	**¿Es o no perforada la botella?**

1	No
2	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
3	No
4	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
5	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
6	No
7	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
8	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
9	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
10	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
11	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
12	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
13	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
14	No
15	No
16	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
17	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta
18	No
19	No
20	Si – Pero no lo suficiente, liberación del gas lenta

Tabla 15. Fiabilidad del sistema de expulsión redundante.

Con la información consignada en la Tabla 15, es posible determinar que el subsistema no funciona conforme a lo que se tenía previsto, lo que se pretendía era liberar el gas de forma súbita del interior de la botella para así generar una acumulación de presión súbita en el fuselaje provocando la expulsión de la nariz, sin embargo, las veces en las cuales la botella es perforada el caudal de salida de la botella no es suficientemente alto para generar la diferencia de presión prevista. En la sección del presente trabajo denominada recomendaciones, se plantea una sugerencia que puede ser implementada con el fin de efectuar un sistema que sea redundante en su electrónica y también en sus sistemas de eyección.

No obstante, para efectos del presente trabajo y con el ánimo de concretar los objetivos propuestos, se determina la siguiente configuración:

El sistema de recuperación desarrollado consta de un único subsistema mecánico (resorte principal) que aprobó las pruebas en tierra con un 100% de fiabilidad lo que indica que siempre que el cáñamo de este sistema sea quemado se expulsará la nariz del cohete con éxito; sumado al sistema de recuperación, se tendrá un subsistema electrónico el cual es redundante en sí mismo ya que cuenta con varios parámetros de activación. Como fue visto con anterioridad, el circuito de ignición está diseñado para efectuar dos igniciones, por lo cual ahora estas dos igniciones estarán vinculadas a la activación del subsistema mecánico teniendo en cuenta que el subsistema neumático no logró aprobar su fiabilidad en las pruebas efectuadas. Al implementar las dos igniciones en el sistema mecánico, lo que se busca es lograr que en caso tal que una ignición no funcione debido a un fallo en el ignitor mismo o en el circuito que lo conecta, el segundo ignitor actúe como una ignición redundante y de esta manera asegurar que el sistema va a lograr la expulsión total de la nariz y el paracaídas para hacer una recuperación adecuada del cohete.

De esta manera se dan por cumplidos los objetivos del proyecto que contemplan el diseño y construcción de un sistema de recuperación autónomo, redundante y confiable para el USB Rocket 1.

13. PRESUPUESTO

El siguiente presupuesto es el necesario para obtener un prototipo funcional igual al diseñado y desarrollado en el presente trabajo de investigación, por lo cual no se incluyen costos ni materiales relacionados con pruebas de fiabilidad experimental como botellas de gas presurizadas, secciones tubulares que emulan el fuselaje, estopines de prueba (el prototipo es funcional con dos estopines), cargadores de baterías; así como tampoco se incluyen gastos de desarrollo de modelos diseñados en software de diseño asistido por ordenador, debido a que este es un proyecto académico. Por su parte se tienen en cuenta los gastos inherentes a la bahía electrónica en su totalidad ya que estos fueron realizados por terceros y el diseño, impresión y ensamble de los circuitos de sensórica e ignición

requirieron un desarrollo especializado para tal fin. Todo se encuentra consignado y discriminado de una forma más clara en la Tabla 16.

Insumo	**Precio**
Nylon Sustamid C barra de 3 in x 60 cm	$ 142.000
Resortes (Principal de subsistema mecánico y secundario de subsistema neumático de respaldo recomendado)	$ 27.000
Hora de maquinaría Torno/Fresa (22 horas en total)	$17.000 /hora $374.000 total
Hilo de Cáñamo x 40m	$ 2.000
Acero Inoxidable SAE 403 2 in	$ 15.000
Botellas de $\boldsymbol{CO_2}$ (1 unidad)	$ 5.000
Circuitos Electrónicos de sensórica e ignición (Diseño, impresión, ensamble y costo de componentes)	$390.000
Ignitores o estopines (2 unidades)	$ 8.000
Batería 9V Ni-Mh (2 unidades)	$ 35.000
Impresión 3D bahía electrónica (costo de impresión, costo del material polímero ABS)	$ 88.000
Tornillos Bristol 1/8, tuercas y llave	$ 4.000
Banco de compresión (tornillos, tuercas, arandelas, MDF, corte láser)	$ 35.000
Total	**$ 1’125.000**

Tabla 16. Presupuesto final del proyecto

14. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

A. Recomendaciones

Una de las principales recomendaciones es con respecto al sistema de respaldo (neumático), teniendo en cuenta que, durante las pruebas experimentales, la aguja logra perforar el sello de la botella, pero que aun así el gas que esta libera no es el suficiente para poder expulsar adecuadamente la nariz y el paracaídas para hacer la recuperación adecuada.

Lo que se busca es que el sistema neumático le brinde redundancia al sistema mecánico, por esta razón, es posible recomendar la implementación de un cilindro neumático que sea adaptable al sistema redundante (neumático) y que logre cumplir la función de expulsar la nariz junto con el paracaídas y recuperar adecuadamente el cohete (ver desarrollo de la recomendación en el anexo 1).

Por otro lado, durante el desarrollo del proyecto, se pudo evidenciar que es posible disminuir el peso del sistema de recuperación aún más al implementar diferentes materiales en sujeciones, por lo que se recomienda, para futuros proyectos de investigación, experimentar con sujeciones hechas en plásticos o materiales compuestos que cumplan con la misma finalidad y sean lo suficientemente fuertes para que los diferentes componentes se mantengan en su posición cuando el cohete entre en operación, es decir, que soporten adecuadamente las gravedades.

Finalmente, se puede decir que el método de compresión de los dos resortes puede mejorar, es decir, aún cuando el hilo de cáñamo es una muy buena opción, ya que representa un peso muy bajo y la fuerza adecuada, se puede poner en consideración el hecho de que puede implementarse un tipo de material que comprima adecuadamente el sistema y que cumpla con las características anteriormente nombradas.

B. Conclusiones

- Al efectuar la debida simulación del lanzamiento del cohete con los datos reales de su geometría y el motor a utilizar, se determinó que el punto de apogeo ocurre a los 17

segundos del lanzamiento, razón por la cual el subsistema electrónico específicamente el circuito de sensórica está programado para tener un período crítico de activación entre los 17 hasta los 25 segundos después de detectar el despegue, se tomó esta determinación con el fin de no depender únicamente de la activación por lecturas de aceleración ya que el acelerómetro puede indicar lecturas erráticas si trabaja en un régimen cercano a las 18 gravedades; la fiabilidad experimental obtenida en este proyecto únicamente es congruente con lecturas cercanas a las 4 gravedades por lo que además se recomienda realizar pruebas posteriores en lanzamientos reales con el fin de asegurar un criterio más alto de confiablidad de la bahía electrónica en conjunto.

- Como se expuso en el capítulo 12, el subsistema neumático o subsistema de respaldo no funcionó como se tenía previsto ya que no se consiguieron las condiciones de acumulación súbita de presión que se pretendían conseguir.
- Se obtuvo una fiabilidad del 100% de funcionamiento en las pruebas realizadas en el documento principalmente desarrolladas sobre la alimentación del circuito de sensórica y la ignición de los estopines, así como del funcionamiento del subsistema mecánico; sin embargo, se recomienda llevar a cabo pruebas experimentales de aceleración en las que se consigan mayores regímenes de aceleración y de esta manera validar o no el correcto funcionamiento del acelerómetro en condiciones reales.

15. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS.

Adam J. Yingling, C. W. (2011). *Miniature Autonomous Rocket Recovery System (MARRS)* . Dublin, Ireland: AIAA.

Aerospace, A. C. (2018). *Estados Unidos Patente nº 14A.*

Analog Devices Inc. (01 de 01 de 2007). *Mouser Electronics.* Obtenido de https://co.mouser.com/datasheet/2/609/ADXL321-1503824.pdf

Apogee Components. (20 de julio de 2006). Rocksim. Seattle, Washington, USA.

Apogee Rockets. (2004). Using Streamer Recovery Instead of Parachutes. *Apogee Peak of Flight Newsletter*, 5.

Apogee Rockets. (08 de 07 de 2013). *Apogee Rockets*. Obtenido de Intro to Dual Deployment in Rocketry: https://www.apogeerockets.com/Intro-to-Dual-Deployment

Arduino. (19 de 07 de 2003). *Arduino.cl*. Obtenido de https://arduino.cl/arduino-nano/

BEKAERT. (18 de 09 de 2015). *BEKAERT*. Obtenido de Better Togheter: https://www.bekaert.com/es-MX/productos/productos-de-consumo/deporte-y-ocio/alambre-de-piano

Bono, E. D. (2003). *Seis Sombreros para Pensar*. Malta: Ediciones Paidós.

BRAUN. (01 de 01 de 2014). *BRAUN Sharing Expertise*. Obtenido de Syringes and Needles: https://www.bbraun.co.uk/content/dam/b-braun/global/website/products-and-therapies/oem/brochures/Syringes_and_Needles_en_Edition_01-2014.pdf.bb-.46351419/Syringes_and_Needles_en_Edition_01-2014.pdf?fbclid=IwAR00zl0NOgVPT51rFPhMQv6QIijJ6g2f-0qkGckBhu_cTySj

C., E. V. (10 de 04 de 2012). *Soltex Chile*. Obtenido de Actuadores: http://www.aie.cl/files/file/comites/ca/abc/actuadores.pdf

CAIMI. (20 de febrero de 2010). *Modelado en ingeniería*. Obtenido de Tablas y Diagramas Termodinámicoss: https://www.modeladoeningenieria.edu.ar/images/IntegracionIII/Material-ext/tablas_y_diagramas.pdf

Cooper, B. (2011). *Analysis and Design of an Affordable High Altitude Rocket System*. San Luis Obispo, CA: Aerospace Engineering Department, California Polytechnic State University.

Dassault Systemes, S. (2012). CATIA. Paris: C++.

Departamento de ingeniería mecànica, n. y. (09 de 08 de 2013). *Cilindros Neumáticos*. Obtenido de Departamento de ingeniería mecànica, neumàtica y oleohidráulica: http://ocw.uc3m.es/ingenieria-mecanica/neumatica-y-oleohidraulica/trasparencias/cilindrosNeumaticos.pdf

ECSS. (2015). Qualification of printed circuit boards. Estocolmo.

Electrónica, S. (23 de enero de 2016). *Sigma Electrónica*. Obtenido de Sigma Electrónica: https://www.sigmaelectronica.net/producto/adxl321jcp/

Electronicalab. (23 de mayo de 2017). *Electronicalab*. Obtenido de Electronicalab: https://electronilab.co/tienda/arduino-nano-v3-atmega328-5v-cable-usb/

Fruity Chutes. (23 de Junio de 2017). *Fruity Chutes* . Obtenido de Professional Aerospace Recovey Solutions : https://fruitychutes.com/parachute_recovery_systems/classic_elliptical_chutes.htm

Gomez, S. C. (2016). *DISEÑO CONCEPTUAL, PRELIMINAR Y DETALLADO DEL COHETE SONDA RECUPERABLE "ARISTARCO I" PROPULSADO CON PROPELENTE SOLIDO*. BOGOTÁ D.C.: FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES.

Hampton, S. (03 de Septiembre de 2001). *South Hampton*. Obtenido de South Hampton: https://www.southampton.ac.uk/.../Six%20thinking%20hats.pdf

Henkel. (20 de 03 de 2019). *Henkel*. Obtenido de Locktite: https://www.henkel-adhesives.com/ae/en/products/industrial-adhesives/threadlockers.html

History Channel. (11 de 04 de 2018). La Unión Soviética lanza el Sputnik I, el primer satélite artificial de la historia. New York, New York, Estados Unidos .

Manfredo, J. (2005). Properly Sizing Parachutes of yout Rockets. *Peak of Flight - Issue 149*, 7.

Milligan, T. V. (2019). What size parachute should I use? *Peak of Flight*, 6.

Multicomp. (01 de 01 de 2011). *Farnell*. Obtenido de http://www.farnell.com/datasheets/1306691.pdf

Pryce Paulson, J. C. (2018). *High Powered Rocketry: design, construction and launching experience and analysis*. Missoula, MT, : Phys. Educ.

PyroData. (13 de Enero de 2008). *PyroData*. Obtenido de Pyrotechnics data for your hobby: http://pyrodata.com/definitions/Electrical-Ignitor

Rochling. (12 de marzo de 2010). *Rochling*. Obtenido de High Performance Plastics: https://www.roechling.com/es/

Rocketry, W. (10 de 09 de 2010). *West Rocketry*. Obtenido de Dual Deployment: http://westrocketry.com/articles/DualDeploy/DualDeployment.html

Seyyed Khandani, P. (01 de Agosto de 2005). *Saylor.org* . Obtenido de Saylor.org : https://www.saylor.org/site/wp-content/uploads/2012/09/ME101-4.1-Engineering-Design-Process.pdf

Sforza, P. M. (2015). *Manned Spacecraft Design Principle*. Brooklyn: Butterworth-Heinemann.

Shenzhen Haiwang Sensor Co., L. (30 de julio de 2016). *Made in China.com*. Obtenido de Made in China.com: https://es.made-in-china.com/co_szhaiwang/product_CDS-Photosensitive-12mm-Mini-Photoconductive-Cell-Mj12528-20-30kohms_erhnyiyyg.html

Showkat Chowdhury, M. A. (2011). *HIGH POWER ROCKETRY PROGRAM: Undergraduate Research Experience for an HBCU.* Alabama: American Society for Engineering Education.

Spring, D. S. (22 de Enero de 2006). *Farnell*. Obtenido de Century Spring: http://www.farnell.com/datasheets/1684468.pdf

Supplies, C. (27 de junio de 2010). *Chris' Rocket Supplies, LLC*. Obtenido de Chris' Rocket Supplies, LLC: https://www.csrocketry.com/index.php?seo_path=rocket-motors%2Faerotech-rocketry%2Fmotors%2F38mm%2Fdms-rocket-motors%2Faerotech-j270w-14a-white-lightning-rocket-motor

Szabo, N. -A. (21 de Junio de 2002). *From Stargazers to Starships*. Obtenido de De Astrónomos a Astronaves: https://pwg.gsfc.nasa.gov/stargaze/Mintro.htm

Tripoli. (05 de Abril de 2018). *Tripoli Rocketry Asociation.* Obtenido de Tripoli Rocketry Asociation: http://www.tripoli.org/History

Tripoli Spain. (01 de 01 de 2004). *Tripoli Spain*. Obtenido de http://www.tripoli-spain.org/tripoli/MIWEB/TUTORIALES/ignitores.pdf

Westerfield, M. (2017). *Make: High Power Rockets.* San Francisco: Maker Media, Inc.

Wikifab. (28 de Febrero de 2011). *Wikifab*. Obtenido de Cilindros neumáticos: http://wikifab.dimf.etsii.upm.es/wikifab/index.php/Cilindros_Neumáticos