



ESPE
UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

“Diseño y construcción de un banco de ensayos estático tipo horizontal para evaluar el comportamiento de motores cohete amateurs de propelente sólido clase candy con un impulso de 40.00 N.S. hasta 320.00 N.S.”

Chicaiza León, Leonardo Ulises y Ramírez Chiluisa, Marlon Santiago

Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica

Carrera de Ingeniería en Mecatrónica

Trabajo de titulación, previo a la obtención del título de Ingeniero en Mecatrónica

Ing. Delgado Rodríguez, Sivananda Salmanazar

3 de Septiembre de 2020



Document Information

Analyzed document	TESIS_CHICAIZA_RAMIREZ_V10.docx (1377554687)
Submitted	8/6/2020 11:32:00 PM
Submitted by	
Submitter email	rsdelgado@espe.edu.ec
Similarity	2%
Analysis address	rsdelgado.espe@analysis.arkund.com

Sources included in the report

SA	Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / Tesis Paredes Pulupa Entrega Ing. Perez Final.pdf Document Tesis Paredes Pulupa Entrega Ing. Perez Final.pdf (D61289186) Submitted by: jeperez@espe.edu.ec Receiver: jeperez.espe@analysis.arkund.com	3
SA	Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / TESIS_1.pdf Document TESIS_1.pdf (D26105781) Submitted by: jeperez@espe.edu.ec Receiver: jeperez.espe@analysis.arkund.com	1
SA	Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE / Trabajo_de_Titulación_BrunoAlmeida_CristianGarcia.pdf Document Trabajo_de_Titulación_BrunoAlmeida_CristianGarcia.pdf (D25999975) Submitted by: jeperez@espe.edu.ec Receiver: jeperez.espe@analysis.arkund.com	4
SA	tesis final.docx Document tesis final.docx (D47589098)	1
W	URL: https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/25292/enamoria.pdf?sequence=1&tsA Fetched: 2/28/2020 9:17:01 PM	2
W	URL: https://repository.libertadores.edu.co/bitstream/handle/11371/354/FobanAndresGomez Fetched: 6/15/2020 5:19:30 PM	1
W	URL: https://repository.libertadores.edu.co/bitstream/handle/11371/1179/nieru_jonathan Fetched: 8/6/2020 11:33:00 PM	1

DELGADO RODRIGUEZ SIVANANDA SALMANAZAR
DOCENTE



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación: "Diseño y construcción de un banco de ensayos estático tipo horizontal para evaluar el comportamiento de motores cohete amateurs de propelente sólido clase candy con un impulso de 40.00 N.S. hasta 320.00 N.S." fue realizado por los señores Chicaiza León, Leonardo Ulises y Ramírez Chiluisa, Marlon Santiago; el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenidos; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que los sustente públicamente.

Sangolquí, 12 de agosto de 2020

.....
ING. SIVANANDA SALMANAZAR DELGADO RODRÍGUEZ

DIRECTOR DE TRABAJO DE TITULACIÓN

CI: 1707597835



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

RESPONSABILIDAD DE AUTORÍA

Nosotros, Chicaiza León Leonardo Ulises con CC.: 1720677382 y Ramírez Chiluisa Marlon Santiago con CC.: 1722388723, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación: "Diseño y construcción de un banco de ensayos estático tipo horizontal para evaluar el comportamiento de motores cohete amateurs de propelente sólido clase candy con un impulso de 40.00 N.S. hasta 320.00 N.S." es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciado las citas bibliográficas.

Sangolquí, 12 de agosto de 2020

Chicaiza León Leonardo Ulises

C.C.: 1720677382

Ramírez Chiluisa Marlon Santiago

C.C.: 1722388723



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA EN MECATRÓNICA

AUTORIZACIÓN DE PUBLICACIÓN

Nosotros, **Chicaiza León, Leonardo Ulises** con C.C.: 1720677382 y **Ramírez Chiluisa Marlon Santiago** con C.C.: 1722388723, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: "Diseño y construcción de un banco de ensayos estático tipo horizontal para evaluar el comportamiento de motores cohete amateurs de propelente sólido clase candy con un impulso de 40.00 N.S. hasta 320.00 N.S." en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.

Sangolquí, 15 de agosto de 2020

Chicaiza León Leonardo Ulises

C.C.: 1720677382

Ramírez Chiluisa Marlon Santiago

C.C.: 1722388723

Dedicatoria

Dedico el presente trabajo de titulación a Dios, dueño de todo el conocimiento y sabiduría.

Con mucho amor y gratitud a mis padres Luis y Magdalena, que gracias a su esfuerzo por inculcarme valores pude terminar mi carrera universitaria.

A mis hermanos Anthony y Johana, por su compañía, alegría y por ser los mejores hermanos que Dios me pudo haber dado.

Leonardo Chicaiza

Dedicatoria

A mi madre Blanca Alicia Chiluisa Guayguacundo, por su ejemplo de lucha, ya que gracias a ella aprendí a no rendirme y seguir adelante por más problemas que uno tenga.

A la memoria de mi primo Patricio William Ramírez Chiluisa, quien me enseñó que lo más importante no es un título, sino la manera de cómo aplicas tus conocimientos.

Marlon Ramírez

Agradecimiento

En primer lugar y sobre todas las cosas agradezco a Dios y a la virgen María por ser mi fuerza y apoyo en todo momento de mi etapa universitaria.

A mis padres Luis y Magdalena que desde el inicio supieron darme todo su esfuerzo, amor, apoyo para culminar mi etapa universitaria.

A mis hermanos Anthony y Johana por el apoyo y alegría en todo momento.

A mi abuelita Luisa que con el amor que caracteriza a una madre, estuvo conmigo desde que fui un niño.

A todos mis hermanos y hermanas de la Comunidad Jesús es el Señor, quienes mediante su testimonio pude ver un ejemplo de seguir a Dios, por todo el apoyo, cariño, hermandad, oraciones y consejos que me brindaron durante toda mi etapa universitaria.

A mi director de tesis Ing. Sivananda Delgado por su paciencia y además ser la persona que me compartió sus conocimientos y experiencia para culminar satisfactoriamente este proyecto de titulación.

A mi compañero de tesis Marlon, que gracias a su esfuerzo y perseverancia pudimos terminar de manera satisfactoria el presente proyecto.

Leonardo Chicaiza

Agradecimiento

A mi madre por apoyarme, por nunca rendirse conmigo, por brindarme la oportunidad de cumplir una de mis metas, por siempre estar junto a mí y amarme más que a su vida.

A mi novia, Jazmín Vargas por su apoyo y amor incondicional, porque nunca dejar que me rindiera, por cada palabra de aliento cuando las cosas se complicaban, por estar a mi lado y siempre estar pendiente de mí cuando más lo necesité.

A mi tío por su apoyo, enseñanzas y lecciones que he recibido a lo largo de mi vida.

A mis compañeros, por todas las experiencias y aprendizajes que nos han llevado a culminar la carrera.

A mi director de tesis, quien nos brindó la guía no sólo en lo académico sino también en lo personal, para que podamos culminar nuestra carrera de una forma satisfactoria.

Marlon Ramírez

Índice de contenidos

Carátula.....	1
Análisis urkund.....	2
Certificación	3
Responsabilidad de autoría	4
Autorización de publicación.....	5
Dedicatoria.....	6
Dedicatoria.....	7
Agradecimiento.....	8
Agradecimiento.....	9
Índice de contenidos.....	10
Índice de tablas	15
Índice de figuras.....	17
Resumen	23
Abstract.....	24
Capítulo I.....	25

	11
Generalidades	25
Antecedentes	25
Justificación e importancia.....	25
Área de influencia	27
Objetivos	27
Objetivo general.....	27
Objetivos específicos.....	28
Alcance del proyecto.....	28
Componentes mecánicos	29
Componentes electrónicos/eléctricos	30
Software para implementación, análisis y simulación	31
Capítulo II.....	32
Marco Teórico y Estado del Arte.....	32
Motor Cohete.....	32
Definición	32
Partes de un motor cohete	32
Clasificación de los motores cohete.....	33
Banco de Ensayos para Motores Cohete (BEMCO).....	36
Definición	36
Partes de un Banco de Ensayo para Motores Cohete.....	36
Clasificación de los Bancos de Ensayos para Motores Cohete.....	37

	12
Estado del arte	39
A nivel nacional	39
A nivel internacional.....	39
Capítulo III.....	49
Diseño mecatrónico del BEMCO	49
Módulos	50
Módulo 1	50
Módulo 2	50
Parámetros generales de diseño.....	50
Diseño del sistema mecánico.....	53
Matriz de priorización para el tipo de base metálica.....	53
Matriz de priorización para el material de base metálica.....	57
Matriz de priorización para el tipo de unión de la base metálica.....	58
Análisis de esfuerzos sobre elementos mecánicos	61
Dimensionamiento del sistema de deslizamiento del motor cohete	73
Diseño del módulo 1	79
Diseño del módulo 2	79
Diseño del sistema electrónico	88
Selección de sensores	88
Acondicionamiento de los sensores.....	89
Fuentes de alimentación	93

	13
Microcontrolador	93
Memoria micro SD	94
Diseño Interfaz gráfica	95
Montaje del sistema electrónico	98
Capítulo IV.....	99
Fabricación.....	99
Construcción de la estructura del BEMCO	99
Construcción de la Cámara de Combustión.....	104
Ensamblaje de los componentes mecánicos.	111
Montaje de sensores.....	112
Montaje Transductor de Presión	112
Montaje del Termopar para la medición de temperatura dentro de la cámara de combustión.....	113
Montaje del Termopar para medir la temperatura de los gases a la salida de la tobera.....	114
Montaje de la celda de carga	116
Calibración de los sensores.....	117
Transductor de presión	117
Celda de carga	120
Termopares	122

	14
Capítulo V.....	128
Pruebas y resultados.....	128
Protocolo de pruebas.....	128
Proceso a realizar antes del ensayo	128
Proceso a realizar durante el ensayo	128
Proceso a realizar después del ensayo.....	130
Mantenimiento	131
Análisis Resultados.....	131
Capítulo VI.....	143
Conclusiones y recomendaciones.....	143
Conclusiones	143
Recomendaciones	145
Bibliografía.....	146
Anexos.....	149

Índice de tablas

Tabla 1. Parámetros generales del BEMCO	51
Tabla 2. Consideraciones para seleccionar el criterio más importante para el tipo de la estructura para el banco de ensayo.....	54
Tabla 3. Matriz de priorización para seleccionar la mejor opción para el tipo de estructura del banco de ensayos.....	57
Tabla 4. Matriz de priorización para elegir el criterio más importante para la selección del material.....	58
Tabla 5. Matriz para elegir el criterio más importante que influye en la unión del diseño mecánico	59
Tabla 6. Matriz de priorización para elegir el mejor tipo de unión para el diseño mecánico	60
Tabla 7. Análisis de fuerzas y momentos de la viga transversal MN	65
Tabla 8. Análisis de fuerzas y momentos de la viga transversal EF	67
Tabla 9. Análisis de fuerzas y momentos de la viga transversal IJ	68
Tabla 10. Resumen de resultados de los momentos y las reacciones.....	70
Tabla 11. Esfuerzo de fluencia del acero inoxidable 304 para diferentes temperaturas.....	81
Tabla 12. Requerimientos de los sensores	88
Tabla 13. Valores obtenidos del transductor de presión.....	119
Tabla 14. Valores obtenidos de la celda de carga.....	121
Tabla 15. Datos obtenidos del termopar pequeño para la primera escala	123
Tabla 16. Datos obtenidos del termopar grande para la primera escala	124

Tabla 17. Datos obtenidos del termopar pequeño para la segunda escala	125
Tabla 18. Datos obtenidos del termopar grande para la segunda escala.....	126
Tabla 19. Resumen de pruebas para el grupo 1.	138
Tabla 20. Resumen de pruebas para el grupo 2	141

Índice de figuras

Figura 1. Partes de un motor cohete	32
Figura 2. Motor cohete de propulsión líquida	34
Figura 3. Motor cohete de propulsión híbrida.....	35
Figura 4. Clasificación de los motores cohete de acuerdo al impulso.....	36
Figura 5. Banco de ensayos tipo horizontal.....	37
Figura 6. Banco de ensayos tipo vertical con la tobera hacia arriba	38
Figura 7. Banco de ensayos tipo vertical con la tobera hacia abajo.....	38
Figura 8. Banco de ensayos horizontal/vertical para 1500 Lbf de empuje.....	40
Figura 9. Aspire Hybrid Test Stand.....	41
Figura 10. Rocket Motor Test Stand (RMTS).....	42
Figura 11. Banco de prueba de Blue Sky, Nova Lab.....	43
Figura 12. ARO	44
Figura 13. Banco de pruebas estático STS-5000	45
Figura 14. Banco de Ensayo para Motores de Cohete.....	46
Figura 15. Banco de ensayos de propelente sólido	47
Figura 16. Banco de ensayos de motores cohete de configuración horizontal.....	48
Figura 17. Banco de ensayos de motores cohete	48
Figura 18. Proceso para diseñar un motor cohete	49
Figura 19. Diseño 1 de la estructura del banco de ensayo	55
Figura 20. Diseño 2 de la estructura del banco de ensayo	56
Figura 21. Diseño 3 de la estructura del banco de ensayo	56
Figura 22. Medidas de la estructura metálica del banco de ensayos.....	61

Figura 23. Fuerzas que actúan sobre la estructura metálica	61
Figura 24. Diagrama de cuerpo libre del banco de ensayos.....	62
Figura 25. Viga transversal de la estructura metálica.....	63
Figura 26. Diagrama de cuerpo libre de la viga transversal MN.....	63
Figura 27. Elección del perfil U según el fabricante.....	66
Figura 28. Diagrama de las vigas IJ y EF	66
Figura 29. Diagrama de cuerpo libre de la viga transversal EF	67
Figura 30. Diagrama de cuerpo libre de la viga transversal IJ.....	68
Figura 31. Diagrama de cuerpo libre de cada lado de la estructura	69
Figura 32. Análisis de los momentos y fuerzas de cada lado de la estructura	69
Figura 33. Elección del perfil cuadrado según el fabricante	71
Figura 34. Estructura final.....	71
Figura 35. Simulación de esfuerzo de la estructura.....	72
Figura 36. Banco de ensayos con el sistema de deslizamiento	73
Figura 37. Ejes para el deslizamiento del motor cohete o cámara de combustión....	73
Figura 38. Diagrama de fuerzas del eje con 2 cargas puntuales.....	75
Figura 39. Diagrama de momento flector y diagrama de momento cortante	75
Figura 40. Ubicación de Rodamientos sobre los ejes de deslizamiento	78
Figura 41. Sistema de sujeción.....	79
Figura 42. Cámara de combustión ubicada en el BEMCO	80
Figura 43. Esfuerzos en un recipiente de pared delgada sometido a una presión interna	83
Figura 44. Simulación de esfuerzo de la cámara del módulo 2	85

Figura 45. Ubicación de la válvula de seguridad en la cámara de combustión	85
Figura 46. Elementos de la válvula de seguridad.....	86
Figura 47. Diagrama de cuerpo libre del disco de corte	86
Figura 48. Diseño de los circuitos de acondicionamiento de los termopares	90
Figura 49. Circuito de acondicionamiento del transductor de presión	91
Figura 50. Puente de Wheatstone de la celda de carga	92
Figura 51. Circuito de amplificación del puente de Wheatstone	92
Figura 52. Pantalla principal de la interfaz gráfica.....	95
Figura 53. Ventana del módulo 1 del HMI	96
Figura 54. Ventana del módulo 2 del HMI	97
Figura 55. Esquema del montaje del sistema electrónico	98
Figura 56. Soldadura de la Estructura del BEMCO.....	100
Figura 57. Soldadura de la plancha de acero con la estructura.....	100
Figura 58. Soldadura de los refuerzos del “espaldar” de la estructura	101
Figura 59. Estructura final del BEMCO.....	102
Figura 60. Mecanismo de sujeción de una tarraja.....	102
Figura 61. Unión de las tarrajas con los rodamientos lineales	103
Figura 62. Colocación de la puerta y tapas laterales del BEMCO	103
Figura 63. Construcción de las tapas de la cámara de combustión.....	104
Figura 64. Cambios de sección para la sujeción.....	105
Figura 65. Roscas métricas de la cámara de combustión	105
Figura 66. Maquinado hexagonal en el centro de la cámara de combustión.....	106
Figura 67. Agujeros en la cámara de combustión.....	106

Figura 68. Soldadura TIG de los neoplos con la cámara	107
Figura 69. Vista lateral del sello de seguridad y tobera.....	108
Figura 70. Vista lateral de la tapa de la cámara con el sello de seguridad y la tobera	109
Figura 71. Sello de seguridad y porta bujía para la cabeza de la cámara	109
Figura 72. Sello de seguridad para la cabeza de la cámara de combustión	110
Figura 73. Orificio para almacenar la bujía de pre calentamiento	110
Figura 74. Acoples para la cabeza de la cámara de combustión	110
Figura 75. Tapa y acoples ensamblados de la cabeza de la cámara de combustión.	111
Figura 76. Vista superior del BEMCO con la cámara de combustión (módulo 2).....	111
Figura 77. Acople tubo de sifón con el transductor de presión.....	113
Figura 78. Ensamble – unión cámara de combustión con el termopar	113
Figura 79. Cámara de combustión y termopar ensamblados.....	114
Figura 80. Termopar para la medición de temperatura a la salida de los gases	115
Figura 81. Termopar y BEMCO ensamblados	115
Figura 82. Celda de carga tipo botón.....	116
Figura 83. Celda de carga colocada sobre la viga	116
Figura 84. Celda de carga con la caja de protección.....	117
Figura 85. Circuito de prueba para transductor de presión	118
Figura 86. Armado del circuito hidráulico.....	118
Figura 87. Linealización de los valores obtenidos del transductor de presión.....	119
Figura 88. Máquina de ensayo universal	120
Figura 89. Pruebas con la celda de carga.....	120

Figura 90. Linealización de los valores obtenidos de la celda de carga.....	121
Figura 91. Horno Mufla.....	122
Figura 92. Toma de datos de los termopares.....	122
Figura 93. Linealización del termopar pequeño para la primera escala.....	123
Figura 94. Linealización del termopar largo para la primera escala.....	124
Figura 95. Linealización del termopar pequeño para la segunda escala.....	125
Figura 96. Linealización del termopar largo para la segunda escala.....	126
Figura 97. Forma de combustión y de empuje del propelente tubular.....	131
Figura 98. Impulso de un motor cohete.....	132
Figura 99. Forma de la gráfica de la presión de cámara respecto al tiempo.....	132
Figura 100. Grafica de presión y fuerza de la probeta 1.....	133
Figura 101. Valores calculados de la probeta 1.....	134
Figura 102. Grafica de presión y fuerza de la probeta 2.....	134
Figura 103. Valores calculados de la probeta 2.....	135
Figura 104. Grafica de presión y fuerza de la probeta 3.....	135
Figura 105. Valores calculados de la probeta 3.....	136
Figura 106. Grafica de presión y fuerza de la probeta 4.....	136
Figura 107. Valores calculados de la probeta 4.....	137
Figura 108. Grafica de presión y fuerza de la probeta 5.....	137
Figura 109. Valores calculados de la probeta 5.....	138
Figura 110. Grafica de presión y fuerza de la probeta 1.....	139
Figura 111. Valores calculados de la probeta 1.....	140
Figura 112. Grafica de presión y fuerza de la probeta 2.....	140

Figura 113. Valores calculados de la probeta 2	141
Figura 114. Grafica de la fuerza de la probeta del motor cohete	142
Figura 115. Valores de la probeta del motor cohete	142

Resumen

En una misión espacial, confluyen innumerables tecnologías de altísima complejidad y criticidad, pero sin duda alguna el principal factor que influye es la propulsión del cohete. Esto se debe a que un motor cohete debe dar una fuerza lo suficientemente alta de empuje, superior a su peso, caso contrario no sería posible despegar. El estudio de estas tecnologías abre paso a diferentes áreas de estudio, como por ejemplo el área geoespacial para el cual está dirigido la presente labor, que satisface la necesidad del Centro de Investigación Geoespacial de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Sin embargo, debido a que no existen estudios en Ecuador y muy poco a nivel de Latinoamérica. El trabajo detalla el diseño y construcción de un banco de ensayos estático para evaluar el comportamiento de motores cohete amateurs. El proyecto está formado de cinco componentes principales que son la estructura del banco de pruebas, sensor cuatro variables, ensayos de motores cohete, diseño de una cámara de combustión y un sistema de adquisición de datos. Las pruebas se enfocan en evaluar diferentes tipos de propelentes sólidos y diferentes tipos de toberas para determinar principalmente el impulso y presión, que son los datos que se utilizan en el diseño de un motor cohete. Los resultados fueron satisfactorios con lo que se concluyó que las prestaciones del diseño implementado permiten visualizar los datos más críticos del sistema.

Palabras Claves:

- **BANCO DE ENSAYOS ESTÁTICO TIPO HORIZONTAL.**
- **MOTORES COHETE**
- **CÁMARA DE COMBUSTIÓN**
- **ADQUISICIÓN DE DATOS**

Abstract

In a space mission, countless technologies of very high complexity and criticality come together, but without a doubt the main factor that influences it is the rocket propulsion. This is because a rocket motor must give a sufficiently high thrust force, greater than its weight, otherwise it would not be possible to take off. The study of these technologies opens the way to different areas of study, such as the geospatial area for which this labor is directed, which satisfies the need of the Geospatial Research Center of the University of the Armed Forces ESPE. However, due to the fact that there are no studies in Ecuador and very little in Latin America. The work details the design and implementation of a horizontal type static test bench to evaluate the behavior of amateur rocket engines. The project is made up of five main components which are the structure of the test bench, sensing four variables, rocket engine tests, combustion chamber design, and a data acquisition system. The tests are focused on evaluating different types of solid propellants and different types of nozzles to determine mainly the impulse and pressure, which are the data used in the design of a rocket engine. The results were satisfactory and it was concluded that the benefits of the implemented design allow the most critical data of the system to be viewed.

Keywords:

- **HORIZONTAL TYPE STATIC TEST BENCH.**
- **ROCKET ENGINES**
- **COMBUSTION CHAMBER**
- **DATA ACQUISITION**

Capítulo I

Generalidades

Antecedentes

El área Geoespacial hoy en día ha enfrentado grandes desafíos en cuanto a ingeniería, esto ha motivado a profesionales relacionados con esta rama a trabajar con los denominados bancos de ensayo para motores cohete, con la finalidad de estudiar su comportamiento y rendimiento.

El estudio de los motores cohete constituye la base para la construcción de un cohete, pues al tener un análisis previo del comportamiento del motor, se diseñan las partes que constituyen un cohete como tal.

Una de las aplicaciones de dichos cohetes radica en el campo de la meteorología, en donde se usan los denominados cohetes sonda para la adquisición y toma de datos de variables atmosféricas, entre las principales tenemos: temperatura, humedad relativa, radiación solar, presión atmosférica y parámetros de precipitación.

Justificación e importancia

Para el estudio de motores cohete se requiere analizar una serie de variables físicas, que ayudarán en el proceso de diseño de un cohete, entre las principales están: el empuje, la temperatura de salida de los gases, la presión y temperatura interna de cámara.

En Ecuador se han elaborado bancos de pruebas con diseños poco técnicos, que permiten medir ciertas variables como la fuerza de empuje y la temperatura de los gases, pero se ha excluido a otras variables que son importantes y que además intervienen en el proceso de

análisis, tal como la presión y la temperatura interna que existen dentro de la cámara de combustión del motor cohete.

Por lo tanto, la construcción de un sistema que permita registrar el empuje, la temperatura de los gases, la presión y la temperatura interna, es de suma importancia para obtener la información necesaria que se usará en el diseño de un cohete.

Algunas de las tecnologías existentes en países más desarrollados en relación a este tipo de banco de ensayos, permiten medir solo la fuerza de empuje o solo la temperatura de los gases, es decir solo una de las variables que confluyen en el análisis de estudio, las diferencias de país a país radican en la forma, el material, los tipos de sensores y de procesamiento de datos que se utiliza en cada banco. En Latinoamérica, la elaboración de los bancos de ensayos no es muy desarrollada, limitándose a usar un diseño básico y al uso de sensores con capacidades limitadas.

Un banco de pruebas que permita obtener información acerca del comportamiento de un motor cohete es de suma importancia, ya que los resultados que se obtengan conformarán los cimientos para el diseño de un cohete, que a su vez sembrará la base para una línea de investigación y trabajos multidisciplinarios relacionados al campo meteorológico.

La aplicación de cohetes para obtener datos atmosféricos, es de gran ventaja frente a otros métodos, pues es recuperable; puede alcanzar alturas donde ocurren dichos fenómenos meteorológicos y por último tiene un costo accesible.

Con la elaboración del proyecto de titulación “Diseño y construcción de un banco de ensayos estático tipo horizontal para evaluar el comportamiento de motores cohete amateurs

de propelente sólido clase Candy con un impulso de 40.00 N.s. hasta 320.00 N.s.”, se establecerá los cimientos para el proceso de diseño y categorización de motores cohete.

El proyecto está enfocado a implementar un diseño de bajo costo que satisface la necesidad del Centro de Investigación Geoespacial de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE.

Área de influencia

De acuerdo al Centro de Investigación Geoespacial de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, es necesario realizar un proceso para la construcción de un cohete sonda, con el cual se requiere medir las precipitaciones que ocurren en ciertos puntos de nuestro territorio para el beneficio de la población ecuatoriana.

Por ende, se necesita fomentar esta línea de investigación, iniciando con el diseño y construcción de motores cohetes, para lo cual se construirá el presente banco de ensayos de motores cohete.

Objetivos

Objetivo general

- Diseñar e implementar un banco de ensayos estático de tipo horizontal para evaluar el comportamiento de motores de propelente sólido pertenecientes a cohetes amateurs con un impulso de 40.00 N.s. hasta 320.00 N.s., con componentes de bajo costo.

Objetivos específicos

- Diseñar dentro del banco de ensayos, un sistema mecánico modular, el cual mida el impulso y la temperatura de salida de los gases en diferentes tipos de motores cohete para así poderlos categorizar y analizar las características de los mismos.
- Diseñar un segundo módulo que sea desarmable y permita medir a más de las variables antes mencionadas, la presión y temperatura interna de cámara del motor cohete, para experimentar con diferentes tipos de propelentes sólidos y formas de toberas.
- Realizar la debida instrumentación para evaluar las variables a ser medidas, tales como impulso, temperatura de los gases, presión y temperatura internas de cámara del motor cohete.
- Diseñar un sistema de toma de datos automática que permita almacenar los resultados para su posterior análisis.

Alcance del proyecto

El alcance está dividido en 3 subsistemas que son: componentes mecánicos, componentes electrónicos y software. Para una mejor comprensión de cada subsistema, a continuación, se explican las características:

Componentes mecánicos

Base metálica

En la base se colocarán los componentes mecánicos y electrónicos. Básicamente es una estructura metálica con dimensiones máximas de 600x350x700 mm. Su diseño soportará un impulso máximo de 320 N.s. Adicionalmente va a ser transportable y contendrá un sistema de anclaje.

Módulo 1

El primer módulo debe ser diseñado de tal forma que se pueda colocar en él, diferentes tipos de motores cohete. Aquí se podrá medir y registrar el impulso generado por el motor y la temperatura de salida de los gases. Los datos obtenidos de cada característica nos ayudarán a clasificar el motor cohete especialmente para las categorías F, G y H.

Módulo 2

El segundo módulo será una cámara de combustión desarmable, la cual tendrá como objetivo experimentar con diferentes tipos de propelentes sólidos y formas de la tobera. En esta sección se podrá medir y registrar a más de las variables descritas en el primer módulo, la presión y temperatura interna de la cámara del motor cohete. Por último, se implementará un sistema de seguridad mediante un disco de ruptura, diseñado de tal forma que aguante una presión menor a la que soporte el sensor para proteger tanto a la persona que esté realizando las pruebas como a los equipos.

Componentes electrónicos/eléctricos

Sensores

Según las variables a medir se requerirán los sensores que cumplan las siguientes características.

Temperatura interna y externa

Los gases, tanto dentro de la cámara como los que salen a través de la tobera registrarán valores de hasta 1000°C. Se requerirá una temperatura de referencia para tener conocimiento de hasta que temperatura van a elevarse dichos gases en las pruebas a realizar.

Impulso

El impulso máximo al que llegarán los motores cohete es de 320 N.s. que corresponde a la categoría "H", siendo la medida máxima para el cual fue diseñado el banco de ensayos.

Presión interna

Dentro de la cámara se manejarán presiones de hasta 1000 psi, sin embargo, al existir una válvula de seguridad, se requiere que las presiones no sobrepasen los 700 psi.

Tarjeta de adquisición de datos

Para la tarjeta de adquisición de datos se necesita los siguientes requerimientos: adquirir datos a una velocidad de 250 muestras por segundo por cada sensor y que funcione con un voltaje de 5 o 3.3 voltios.

Sistema de Ignición

Para la ignición del propelente sólido se empleará un ignitor para evitar daños a la persona quien esté realizando las pruebas. Este será activado por el usuario a través de un pulsador de manera remota.

Software para implementación, análisis y simulación

Para la parte mecánica se utilizará un software CAD (Diseño asistido por computador) y CAE (Ingeniería asistida por computador), de tal forma que se pueda realizar el modelado 3D, análisis de esfuerzos y simulación de movimiento.

Capítulo II

Marco Teórico y Estado del Arte

Motor Cohete

Definición

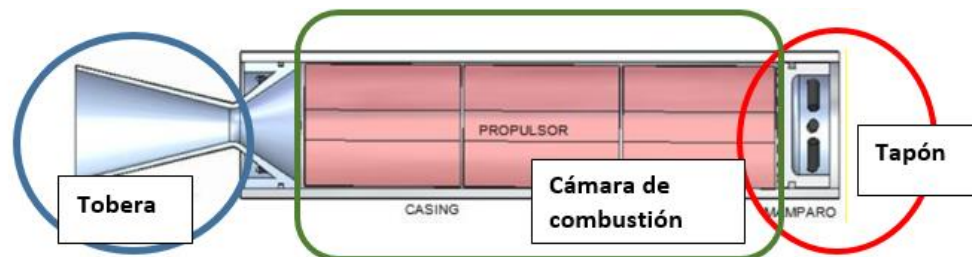
Según Pérez Reina, Bermeo Pérez, & Fúquen (2010) un motor cohete es: “Un dispositivo de propulsión que utiliza propelentes sólidos, líquidos o mixtos para generar empuje, transformando la energía química en mecánica”.

Partes de un motor cohete

El motor cohete va a estar compuesto principalmente de tres partes: tobera, cámara de combustión y tapón, como se indica en la Figura 1.

Figura 1.

Partes de un motor cohete



Nota. Tomado de Diseño y construcción de un motor cohete que produzca 800 Newton de empuje (pág. 30), por Pérez Reina, Bermeo Pérez, & Fúquen, 2010.

El tapón y la cámara de combustión cumplen el rol de ser la carcasa del motor cohete, es decir son los encargados de encerrar herméticamente al propelente dentro del motor.

Al quemarse el propelente se ocasiona un flujo de gases dentro de la cámara de combustión, los cuales saldrán a través de la tobera provocando un impulso en el motor cohete. La forma de la tobera permite una disminución de presión y un aumento de velocidad.

Clasificación de los motores cohete

La clasificación de los motores cohete está realizada según el tipo de propelente utilizado y el impulso generado.

Clasificación de los motores cohete por el tipo de propelente

En cuanto al tipo de propelente, se clasifican en motores cohete que utilizan propelentes sólidos, líquidos o híbridos.

Propelentes Sólidos

Este tipo de propelente está conformado por un combustible, el cual tiene la capacidad de encenderse en presencia de un material comburente, y un oxidante, también llamado comburente, el cuál oxida al combustible, favoreciendo el quemado del mismo.

Tanto el combustible como el oxidante están en estado sólido. Se debe tener en cuenta que el propelente al combustionar dentro del motor cohete genera empuje.

Para el presente trabajo de titulación se realizarán las pruebas con propelentes sólidos, enfocándonos en los que tienen como base el azúcar, es decir los denominados motores Candy, cuya composición tiene como oxidante al nitrato de potasio y como combustible el sorbitol, es importante tener en cuenta que este tipo de propelente no tienen un impulso alto y son eficientes hasta la categoría de motores cohete tipo K.

La elaboración del propelente es relativamente sencillo, pues los componentes son accesibles, por tal motivo se los usarán en las pruebas de los motores cohete en el banco de ensayos.

Propelentes Líquidos

El propelente líquido está formado de un combustible y un oxidante, tanto el combustible como el oxidante están en estado líquido, entre algunos de los combustibles líquidos se tiene: keroseno, alcoholes, metano e hidrógeno y entre algunos tipos de oxidantes se tiene: hidrógeno y oxígeno líquido.

Los compuestos, están separadas en dos tanques y al juntarse en la cámara de ignición reaccionan entre sí produciendo la propulsión, como se muestra en la Figura 2.

Figura 2.

Motor cohete de propulsión líquida



Nota. Tomado de Esquema de un cohete propulsado por combustible líquido, por Acosta Melo, (2020), Tipos de motores cohete (<https://elparlante.com.py/ingenieria-especial>)

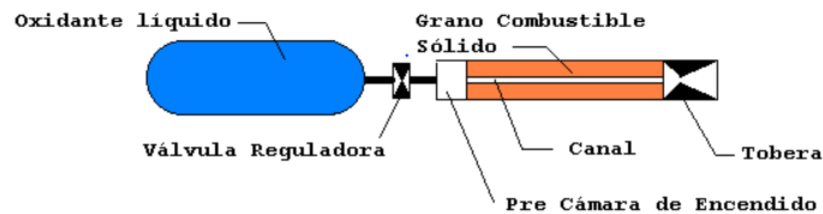
Propelentes Híbridos

Los propelentes de este tipo son una combinación de un combustible en estado sólido y un oxidante en estado líquido.

El combustible sólido se encuentra en una cámara de combustión de forma cilíndrica con uno o varios canales de acuerdo al grano del combustible. Además, está separada mediante una válvula reguladora del oxidante líquido. Al abrir la válvula permite que los componentes se unan, para así reaccionar y mediante un sistema de ignición producir la combustión, tal como refleja en la Figura 3.

Figura 3.

Motor cohete de propulsión híbrida.



Nota. Tomado de Esquema de un cohete propulsado por combustible líquido, por Acosta Melo, (2020), Tipos de motores cohete (<https://elparlante.com.py/ingenieria-espacial>)

Clasificación de los motores cohetes por el impulso

En cuanto a la clasificación por el impulso, se la hace a través de categorías, nombrando por letras a cada de rango de impulso del motor cohete, como se puede observar en la Figura 4.

Figura 4.

Clasificación de los motores cohete de acuerdo al impulso

Clase	Impulso total
A	1,26-2,50 N·s
B	2,51-5,00 N·s
C	5,01-10,00 N·s
D	10,01-20,00 N·s
E	20,01-40,00 N·s
F	40,01-80,00 N·s
G	80,01-160,00 N·s
H	160,01-320,00 N·s
I	320,01-640,00 N·s
J	640,01-1280,00 N·s
K	1280,01-2560,00 N·s
L	2560,01-5120,00 N·s
M	5120,01-10240,00 N·s
N	10240,01-20480,00 N·s
O	20480,01-40960,00 N·s

Nota. Tomado de Clasificación de motores cohete según el impulso, por Richard Nakka, (2019), Richard Nakka's *Experimental Rocketry* Web Site (<http://www.nakka-rocketry.net/>)

Banco de Ensayos para Motores Cohete (BEMCO)

Definición

Un banco de ensayos para motores cohete es una plataforma para experimentación y caracterización de motores cohete. Este tipo de banco brinda una forma de comprobación rigurosa y repetible con el fin de prevenir fallas en el diseño de un cohete.

Partes de un Banco de Ensayo para Motores Cohete

Las partes de un banco de ensayo para motores cohete, son cuatro: una plataforma de montaje para motor cohete, elementos electrónicos, elementos para registrar las variables físicas y un lugar físico donde se realiza el ensayo.

La plataforma de montaje y los elementos electrónicos serán diseñados en base a los parámetros mencionados en el alcance del proyecto. Las pruebas y ensayos deben realizarse a campo abierto, el lugar elegido fue las instalaciones del CICTE situado dentro de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Por último, los datos serán guardados en una memoria SD para su posterior análisis en el HMI.

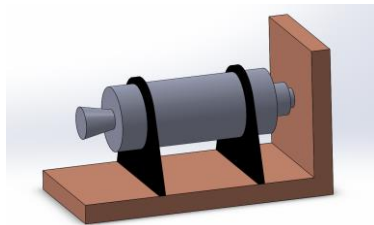
Clasificación de los Bancos de Ensayos para Motores Cohete

Existen tres tipos de motores cohete: horizontal, vertical con tobera hacia arriba y vertical con tobera hacia abajo.

- Motor cohete en posición horizontal consta de un apoyo rígido para soportar la fuerza que ejerce el motor cohete, tal y como se indica en la Figura 5.

Figura 5.

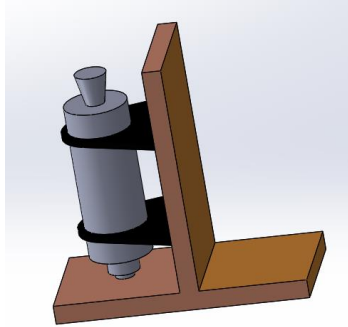
Banco de ensayos tipo horizontal.



- Motor cohete en posición vertical con la tobera hacia arriba, es aquel en el que la fuerza que ejerce el motor es transferida contra el suelo, como se observa en la Figura 6.

Figura 6.

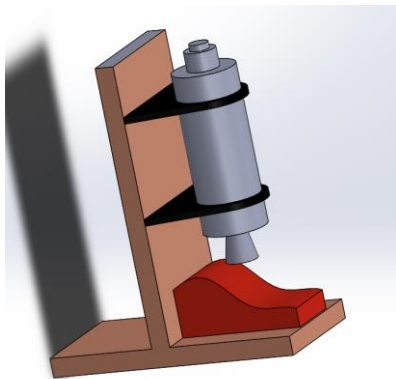
Banco de ensayos tipo vertical con la tobera hacia arriba



- Motor cohete en posición vertical con la tobera hacia abajo consta de un apoyo rígido para soportar el impulso generado y evita que el motor cohete salga disparado, como se refleja en la Figura 7.

Figura 7.

Banco de ensayos tipo vertical con la tobera hacia abajo.



Estado del arte

A nivel nacional

En nuestro país no se registra un banco de pruebas para motores cohete que permita registrar el empuje, la temperatura de los gases, la presión y la temperatura interna.

Existen trabajos de investigación relacionados a este campo como son: “El diseño y simulación mediante las herramientas CFD de ANSYS de la aerodinámica de un cohete amateur en cuanto a su estructura externa conjuntamente con la tobera y validación con un prototipo de túnel de viento” por parte del estudiante Herman Patricio Klier Quelal, Ingeniero Mecánico de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE; y, “Desarrollo de un programa para predecir la trayectoria de vuelo de un cohete sonda”, por parte de Sergio Blum Velasco, perteneciente a la Escuela Superior Politécnica del Litoral. Los trabajos antes mencionados solo están relacionados a simulaciones y no a la parte constructiva y experimental.

A nivel internacional

Varias universidades y empresas privadas poseen prototipos de bancos destinados a medir determinadas variables que se va a especificar a continuación:

En la Figura 8 se detalla a Aerocon Systems, una empresa estadounidense dedicada a la construcción, distribución y venta de materiales y elementos relacionados con la cohetería, ha desarrollado un banco en el cual solo podemos medir el empuje generado por los motores cohetes.

Figura 8.

Banco de ensayos horizontal/vertical para 1500 Lbf de empuje



**Banco de ensayos
horizontal/vertical para
1500 Lbf de empuje
(Estados Unidos)**

- Soporta hasta 1500Lbf de empuje
- Diseñado para motores de 38 mm, 54 mm, 75 mm y 98 mm.

Nota. Tomado de Horizontal/Vertical Test Stand to 1500 LB, por Aerocon Systems, (2017), Aerocon Systems (<http://aeroconsystems.com/cart/motor-test-stands/horizontal/vertical-test-stand-to-1500->)

En la Figura 9. se detalla a la empresa Aspirespace, la cual es una sociedad internacional situada en el Reino Unido, dedicada a la formación de ingenieros con conocimientos en el campo de la cohetaría, capacita través de proyectos prácticos. Entre sus proyectos han construido un banco de ensayos destinado a la medición de varias variables como son la temperatura, empuje y la presión

Figura 9.

Aspire Hybrid Test Stand



Aspire Hybrid Test Stand (Reino Unido)

- Soporta 2000 Newtons (450 lbf) de empuje
- Posee 3 sensores de presión, algunos termopares y la celda de carga.

Nota. Tomado de Aspire Hybrid Test Stand, por Experimental Rocketry Society, (2017), Aspire Space (<http://www.aspirespace.org.uk/index.html>)

En la Figura 10 se detalla a la empresa AeroRocket, perteneciente a Jhon Cipolla, la cual se especializa en la aerodinámica de cohetes y en dinámica de fluidos computacional (CFD). Ha desarrollado software para el análisis tanto de la parte física como aeroespacial de cohetes, aviones y planeadores. Han construido varios bancos de pruebas. Por ejemplo, el de túnel de viento para análisis de fluido.

Figura 10.

Rocket Motor Test Stand (RMTS)



Rocket Motor Test Stand (RMTS) (Estados Unidos)

- Soporta 331 lbf de empuje.
- Utiliza una DATAQ que es un convertidor A / D de 2 canales y 12 bits

Nota. Tomado de *Rocket Motor Test Stand*, por Jhon Cipolla, (2015), Aero Rocket (<http://www.aerorocket.com/rmts.html>)

Ahora, en la Figura 11 se nombra a Novalab empresa estadounidense que se dedica al desarrollo de productos destinados a laboratorios, al campo o la manufactura en línea, han construido un banco de pruebas que permite medir el empuje y la presión interna, para ello la cámara utilizada para las pruebas está hecha de una placa de aluminio de 0.75 pulgadas montada sobre dos pares de cojinetes que permiten el movimiento de la misma.

Figura 11.

Banco de prueba de Blue Sky, Nova Lab



Nota. Tomado de *Banco de prueba de Blue Sky, Nova Lab*, por Chris Krstanovic, (1996), Novalab (<http://www.novalab.org/rockets/stand1.htm>)

En el Laboratorio Suizo de Propulsión, creado sin fines de lucro, más que para investigación, se desarrollan y prueban varios componentes de propulsión a pequeña y mediana escala, como se observa en la Figura 12. En este Laboratorio se ha construido un banco, el cual permite medir el empuje y posee un diseño mecánico más minucioso.

Figura 12.

ARO



ARO, (Laboratorio Suizo de Propulsión, Suiza)

- Soporta 10 toneladas métricas de empuje.

Nota. Tomado de ARO, (Laboratorio Suizo de Propulsión, Suiza), por Laboratory Swiss Propulsion, (2016), Laboratory Swiss Propulsion (<http://www.spl.ch/>)

Richard Nakka es un ingeniero canadiense que ha desarrollado un sitio web en donde comparte todas las experiencias de él en relación a cohetes amateur. Uno de sus trabajos es el desarrollo de un banco estático para motores cohete que permite la medición tanto del empuje como de la presión de cámara a través de dos mecanismos, el primero mediante una celda de carga y el otro un sistema hidráulico de tuberías, que al final lo mide un manómetro. El problema con este sistema radica en la parte de adquisición de datos, pues es de manera analógica y no se puede guardar los datos, solo verlos a través de una cámara. Lo podemos apreciar en la Figura 13.

Figura 13.*Banco de pruebas estático STS-5000*

(Banco de pruebas estático STS-5000 para motores de cohete, Richard Nakka, Canadá)

La estructura soporta hasta 50300 N

Empuje máximo: 0 a 1000 psi

Presión máxima: 0 a 2000 psi

Nota. Tomado de *Banco de pruebas estático STS-5000*, por Richard Nakka, (2019), Teoría sobre motores cohete de propelente sólido (http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)

Juan Parczewski es un ingeniero argentino que ha desarrollado un sitio web, en donde presenta información relacionada con cohetes amateur, cuyo enfoque es mostrar al mundo que se está haciendo con respecto a este campo. En este portal web nos presenta la descripción del banco de pruebas EM6 y EM7, los cuales pueden dar información acerca de empuje, utilizando un pistón y un manómetro, y; la presión interna de cámara utilizando un mecanismo hidráulico y un segundo manómetro. De igual manera solo se puede captar las medidas mediante cámaras y no almacenar datos. El banco de ensayos se muestra en la Figura 14.

Figura 14.

Banco de Ensayo para Motores de Cohete



(Banco de Ensayo para Motores de Cohete, Juan Parczewski, Argentina)

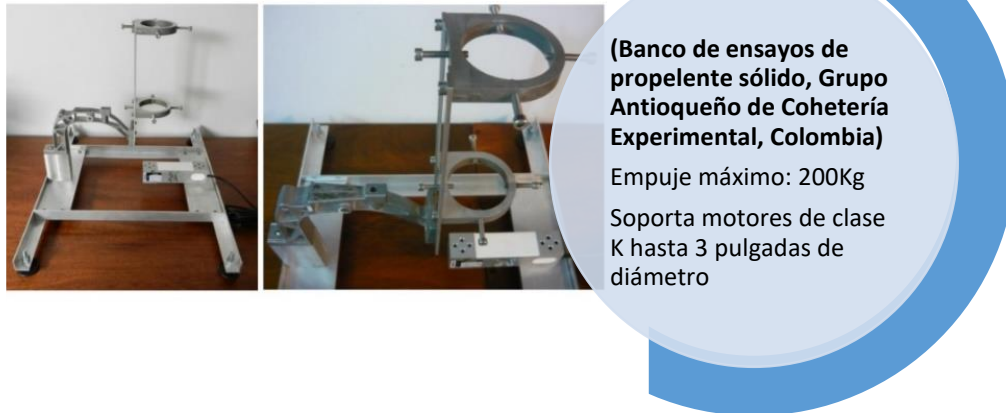
Facilidad de transporte
Utiliza sistemas hidráulicos para las mediciones

Nota. Tomado de Banco de Ensayo para Motores de Cohete, por Juan Parczewski, (2016), Juan Parczewski's Amateur Experimental Rocketry WEB Site (<http://www.jpcoheteria.com.ar/index.htm>)

El Grupo Antioqueño de Cohetería Experimental cuya sede es en Medellín, Colombia nos presenta un sitio web, donde ellos publican información relacionada a cohetería, de igual manera dictan cursos y realizan varios proyectos, uno de ellos es un banco de ensayos pequeño, que solo nos permite medir el empuje a través de una celda de carga. Ellos han implementado el uso de un convertidor análogo digital, con el que se puede observar los datos en un ordenador, mostrado en la Figura 15.

Figura 15.

Banco de ensayos de propelente sólido



Nota. Tomado de Banco de ensayos de propelente sólido, por Grupo Antioqueño de Cohetería Experimental, (2008), Banco de ensayo para motores cohete de propelente sólido (<http://coheteriapaisa.blogspot.com/>)

Este grupo también ha brindado ayuda a entidades de Colombia para el desarrollo de bancos de pruebas, específicamente en el sistema de ignición y con el diseño de motores cohete, dos de ellas son Universidad Pontificia Bolivariana UPB y la Universidad EAFIT. En la primera lo diseñaron en el Departamento de Ingeniería Aeronáutica de esa universidad y la segunda el grupo de propulsión de la EAFIT, todas ellas con sede en Medellín, Colombia. A continuación, les presentamos las principales características de cada uno. Cada uno se los puede ver en las Figura 16 y Figura 17. respectivamente.

Figura 16.

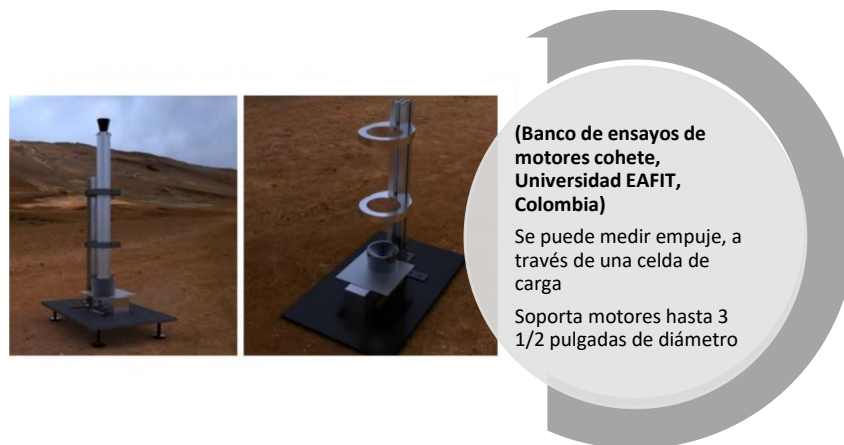
Banco de ensayos de motores cohete de configuración horizontal



Nota. Tomado de Banco de ensayos de motores cohete de configuración horizontal, por Universidad Pontificia de Colombia, (2016), Ingeniería Aeronáutica en Medellín (<https://www.upb.edu.co/es/pregrados/ingenieria-aeronautica-medellin>)

Figura 17.

Banco de ensayos de motores cohete



Nota. Tomado de Banco de ensayos de motores cohete, por Universidad EAFIT, (2017), Semillero de investigación en Cohetería y Propulsión (<http://www.eafit.edu.co/investigacion/semilleros/Paginas/coheteria-y-propulsion.aspx>)

Capítulo III

Diseño mecatrónico del BEMCO

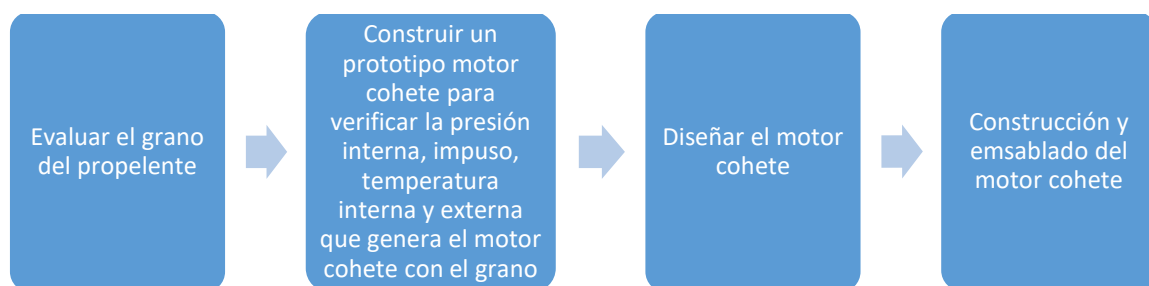
Este capítulo contiene el proceso de diseño del BEMCO y los parámetros que se utilizaron para su construcción. También se realiza un análisis de los subsistemas que contiene el BEMCO, de selección de componentes, sensores y el mejor tipo de estructura que se adapte a las necesidades detectadas.

Es importante mencionar la innovación que tiene el presente trabajo de titulación, por el hecho de que consta de 2 subsistemas o módulos, el primero que permite montar diferentes tipos de motores cohetes y el segundo montar una cámara de combustión desmontable.

La Figura 18 detalla el proceso para empezar el diseño de un motor cohete, teniendo en cuenta que es importante conocer el proceso que se debe seguir.

Figura 18.

Proceso para diseñar un motor cohete



Se debe considerar que la Figura 18 muestra un proceso general de cómo diseñar un motor cohete, pero es importante conocer que se deben realizar varias iteraciones a fin de encontrar los mejores resultados para el diseño del motor cohete.

Módulos

A continuación, se mostrará las características de cada uno del módulo para entender el tipo de prueba que se puede hacer en cada uno de ellos, de igual manera el alcance de los mismos.

Módulo 1

El módulo uno sirve para experimentar con diferentes clases de motores cohete, según el alcance planteado. En él solo se medirán el empuje y la temperatura de los gases, con el fin de caracterizar dichas variables y los motores cohete según el impulso generado.

Módulo 2

Lo más importante de este módulo del banco de ensayo es una cámara de combustión desarmable, para que en ella se pueda experimentar con diferentes clases de propelentes y de toberas y a la vez nos dé la facilidad del mantenimiento y limpieza. Las variables a evaluar en el módulo son el empuje, la temperatura de salida de los gases a través de la tobera, la presión y temperatura interna de cámara.

Parámetros generales de diseño

Gracias al estudio previo que se realizó en el capítulo 2 se han determinado las características necesarias para que el BEMCO pueda satisfacer esta etapa inicial de investigación. En la Tabla 1. se observan estas características, las cuales serán la base para el desarrollo del prototipo.

Tabla 1.*Parámetros generales del BEMCO*

Parámetros	Detalle
Dimensiones del BEMCO	<p>Largo mayor o igual a 400 <i>mm</i>.</p> <p>Se requiere que el largo sea de 400 <i>mm</i> o mayor, debido a que esta es la longitud máxima de un motor cohete tipo H para el cual está diseñado el BEMCO. Para el ancho se requiere de 340 <i>mm</i> como medida mínima para colocar los elementos de sujeción para el motor cohete o cámara. Por último se requiere una altura aproximada de 500 <i>mm</i> que corresponde al lugar para colocar la celda de carga y que además sirve para contrarrestar el empuje generado por el motor cohete.</p>
Sistema Mecánico del BEMCO	<p>Acoples tanto para un motor cohete como para la cámara de combustión.</p> <p>La estructura del BEMCO debe garantizar que, una vez que esté montado el motor cohete o la cámara, estos deben estar centrados con la celda de carga para una correcta medición del empuje. Además este sistema debe soportar las fuerzas generadas por el empuje del motor cohete o de la cámara según el módulo a utilizar.</p>
Empuje generado por el motor cohete	<p>Tomando en cuenta que el empuje máximo que se espera obtener de los propelentes usados en los motores cohetes es de 320N, se requiere un sensor que permita medir hasta está determinada fuerza, sin embargo, para que no exista fallos en el sensor utilizado vamos a considerar aumentar dicha capacidad si se quisiera utilizar propelentes más fuertes. El empuje a considerar es un máximo de 1000N</p>
Temperatura en el interior de la cámara	<p>Medición de la temperatura hasta los 900 °C</p> <p>La medición de temperatura interna debe ser considerada hasta los 900 °C, además se debe tener en cuenta la presión interna a</p>

	dicha temperatura, por lo que el sensor deberá tener una protección.
Temperatura externa de los gases	Medición de la temperatura en el rango de 500 a 600 °C La medición de la temperatura de los gases va a ser medida en el ambiente y a diferencia de la temperatura en el interior de la cámara, esta será menor y no estará sometido a altas presiones.
Presión interna de la cámara	Presión de hasta 1000 <i>psi</i> La cámara de combustión debe garantizar que en su interior se pueda generar una presión de hasta 1000 <i>psi</i> , pero también se debe tener en cuenta que la cámara tiene una tobera y un válvula de seguridad, es decir no está totalmente cerrada, todo esto con el fin de generar diferentes estudios futuros.
Fuente de Alimentación Eléctrica	El dispositivo funciona con 110 V, que sirve para alimentar la bujía, que se utiliza como ignitor para el propelente. Se utiliza un transformador VAC a VDC para la parte electrónica que junto con un divisor de voltaje provee de un voltaje de 3.3 y 5 V en corriente directa.
Diseño Industrial	El diseño debe ser transportable, y funcional, pensado en métodos de manufactura y que sea adaptable a la forma de motores cohete tipo H.
Software de Control	Licencia Libre.

Diseño del sistema mecánico

Matriz de priorización para el tipo de base metálica

Es importante conocer cuál es el factor más importante para el diseño y construcción del BEMCO, ya que en torno a este criterio se desarrollará el diseño mecatrónico. A continuación, se detallan las consideraciones más importantes para el diseño y construcción del BEMCO, luego en la Tabla 2. se realizará la comparación de cada consideración para seleccionar la más importante.

- Costo de Materiales y Manufactura
- Tiempo de Diseño y Construcción
- Transportabilidad
- Peso
- Funcionamiento
- Estética

Para la ponderación se tendrá 3 consideraciones que son equivalentes al nivel de impacto:

1 = Criterio Principal

0 = Criterio Secundario

0.5 = Igual criterio de importancia

Tabla 2.

Consideraciones para seleccionar el criterio más importante para el tipo de la estructura para el banco de ensayo.

CONSIDERACIONES	COSTO DE MATERIALES Y MANUFACTURA	TIEMPO DE DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN	TRANSPORTABILIDAD	PESO	FUNCIONALIDAD	ESTÉTICA	TOTAL	ORDEN
COSTO DE MATERIALES Y MANUFACTURA		1	1	1	0	1	4	2
TIEMPO DE DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN	0		0	1	0	1	2	4
TRANSPORTABILIDAD	0	1		1	0	1	3	3
PESO	0	0	0		0	0	0	6
FUNCIONALIDAD	1	1	1	1		1	5	1
ESTÉTICA	0	0	0	1	0		1	5

Por lo tanto, la Tabla 2. muestra los factores del más al menos importante y que se listan a continuación:

- Funcionalidad
- Costo de materiales y manufactura
- Transportabilidad

- Tiempo de diseño y construcción
- Estética
- Peso

Selección del tipo de estructura

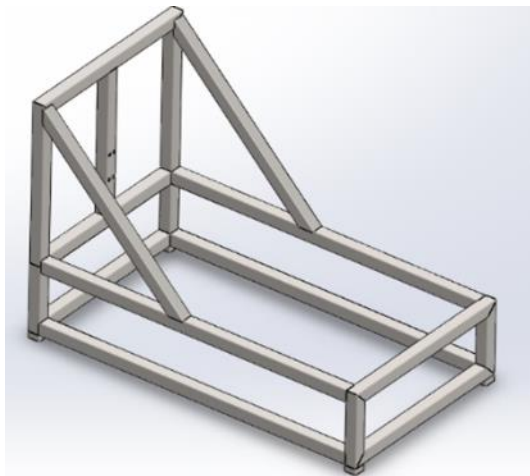
Como se indicó en la Tabla 1., el diseño del sistema mecánico debe soportar las fuerzas generadas por el motor cohete o por la cámara de combustión y garantizar una correcta medición del empuje generado.

Para esto se propone 3 tipos de sistemas mecánicos que cumplen con las consideraciones descritas. A continuación, se detallan los 3 tipos de sistemas mecánicos propuestos:

- Opción 1: Estructura Horizontal

Figura 19.

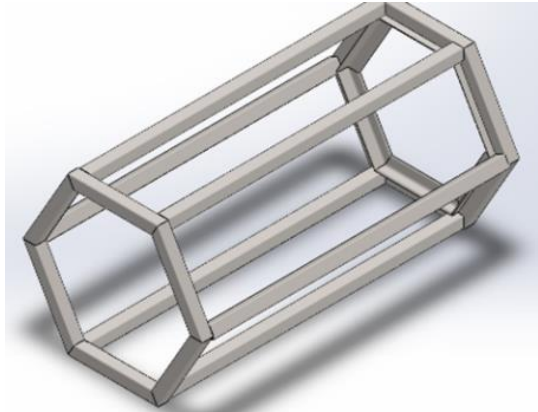
Diseño 1 de la estructura del banco de ensayo



- Opción 2: Estructura Hexagonal

Figura 20.

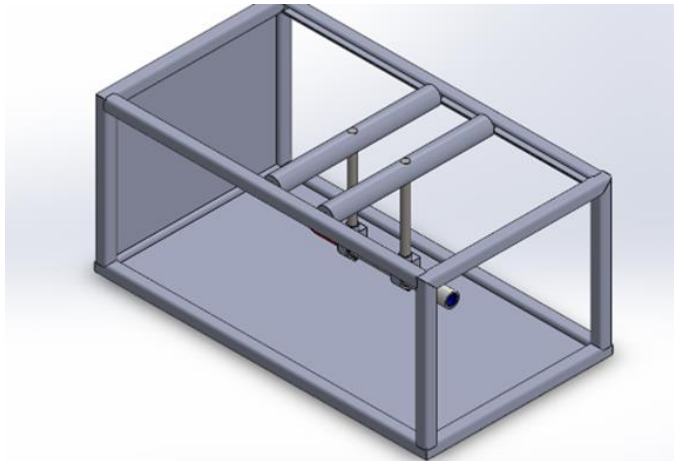
Diseño 2 de la estructura del banco de ensayo



- Opción 3: Estructura Rectangular

Figura 21.

Diseño 3 de la estructura del banco de ensayo



Mediante una matriz de priorización se escogerá la mejor opción para el diseño mecánico. Los factores que influyen en el diseño mecánico se exponen en orden del más importante al menos importante, con los resultados obtenidos en la Tabla 2.

Tabla 3.

Matriz de priorización para seleccionar la mejor opción para el tipo de estructura del banco de ensayos.

	FUNCIONALIDAD	COSTO MATERIALES Y MANUFACTURA	TRANSPORTABILIDAD	TIEMPO DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN ESTÉTICA	PESO	TOTAL	ORDEN
Estructura Horizontal	1	1	1	1	0	5	1
Estructura Hexagonal	1	0	1	0	1	3	2
Estructura Rectangular	1	0	0	0	0	1	3

En la Tabla 3 se realizó el análisis y comparación de las opciones para el diseño mecánico, de donde se obtuvo como mejor resultado a la opción 1 que corresponde a la estructura horizontal, mostrado en la Figura 19.

Matriz de priorización para el material de base metálica

Para la selección del material más adecuado para la estructura mecánica se deben tener en cuenta las siguientes consideraciones:

- Disponibilidad
- Resistencia
- Costo
- Soldabilidad

- Ataque químico

Mediante una matriz de priorización se elegirá el criterio más importante para la selección del material.

Tabla 4.

Matriz de priorización para elegir el criterio más importante para la selección del material.

	DISPONIBILIDAD	RESISTENCIA	COSTO	SOLDABILIDAD	ATAQUE QUÍMICO	TOTAL	ORDEN
DISPONIBILIDAD		1	1	1	1	4	1
RESISTENCIA	0		1	1	0.5	2.5	2
COSTO	0	0		1	0	1	4
SOLDABILIDAD	0	0	0		0.5	0.5	5
ATAQUE QUÍMICO	0	0.5	1	0.5		2	3

En la Tabla 4. se realizó el análisis y comparación de las opciones para la selección del material, siendo el criterio más importante la disponibilidad. De tal manera se escogió al acero ASTM A36, como material para la estructura mecánica.

Matriz de priorización para el tipo de unión de la base metálica

Para la selección del tipo de unión se tiene dos opciones:

- Unión soldada
- Unión empernada

Antes de nada, se tiene que seleccionar el factor más importante que influye en la unión. Estos factores se detallan a continuación:

- Resistencia
- Peso
- Costo
- Facilidad de conexión

Ahora se elegirá el factor más importante mediante una matriz de priorización:

Tabla 5.

Matriz para elegir el criterio más importante que influye en la unión del diseño mecánico

	RESISTENCIA	PESO	COSTO	FACILIDAD DE CONEXIÓN	TOTAL	ORDEN
RESISTENCIA		1	1	1	3	1
PESO	0		1	1	2	2
COSTO	0	0		1	1	3
FACILIDAD DE CONEXIÓN	0	0	0		0	4

En la Tabla 5. se observa la selección del criterio más importante para la estructura mecánica, siendo este la resistencia, seguido por el peso, el costo y finalmente la facilidad de conexión.

Selección del tipo de unión

A continuación, se elegirá al mejor tipo de unión.

Tabla 6.

Matriz de priorización para elegir el mejor tipo de unión para el diseño mecánico

	RESISTENCIA	PESO	COSTO	FACILIDAD DE CONEXIÓN	TOTAL	ORDEN
UNIÓN SOLDADA	0.5	1	0	1	2.5	1
UNIÓN EMPERNADA	0.5	0	1	0	1.5	2

Por consiguiente, la Tabla 6 muestra que la unión soldada es la mejor opción para el sistema mecánico del BEMCO, ya que cumple con los requisitos facilidad de montaje, peso y resistencia que viene a ser el factor más importante para la unión.

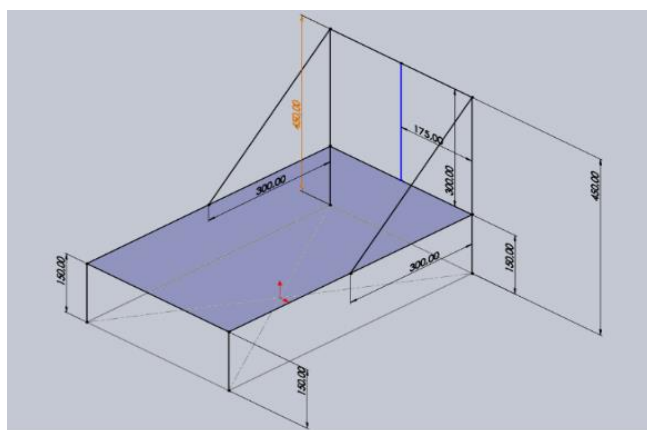
Si se escogiera a la Unión Empernada, no tendríamos facilidad de montaje, además se debería verificar el ajuste de los pernos previo a cada prueba que se realice, debido a las fuerzas que ejercen los motores cohetes o cámaras de combustión, es decir no sería la mejor opción frente a las uniones soldadas.

Análisis de esfuerzos sobre elementos mecánicos

Una vez analizadas las mejores opciones para construir la estructura, se realizará el análisis de acuerdo a las medidas presentadas en la Figura 22.

Figura 22.

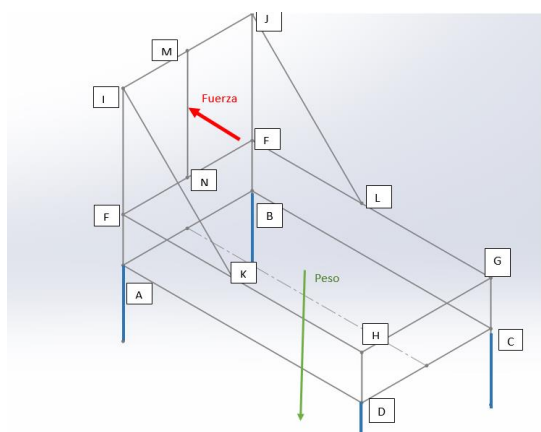
Medidas de la estructura metálica del banco de ensayos



La estructura será anclada a una base de concreto cuyas medidas son 1x1x0,2 metros; la misma que será colocada a campo abierto en el terreno perteneciente al CICTE, ubicado en las instalaciones de la Universidad de las Fuerza Armadas ESPE.

Figura 23.

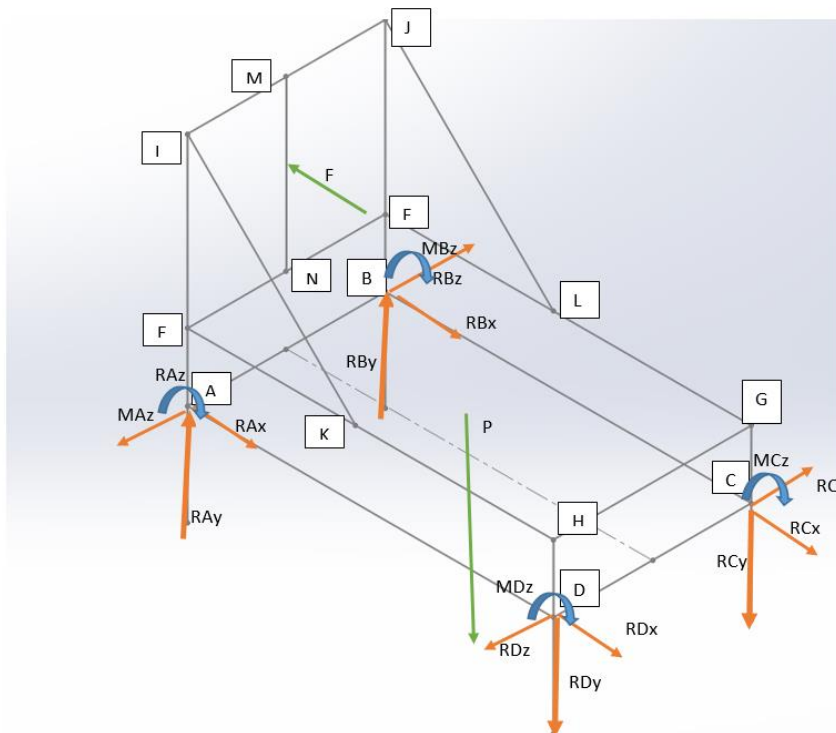
Fuerzas que actúan sobre la estructura metálica



Como se muestra en la Figura 23, las fuerzas que actuarán en la estructura son: la fuerza producida por el motor cohete y el peso de todos los componentes. Además, se considera que como los apoyos están anclados tendrán las reacciones en los puntos A, B, C y D; como se muestra en la Figura 24.

Figura 24.

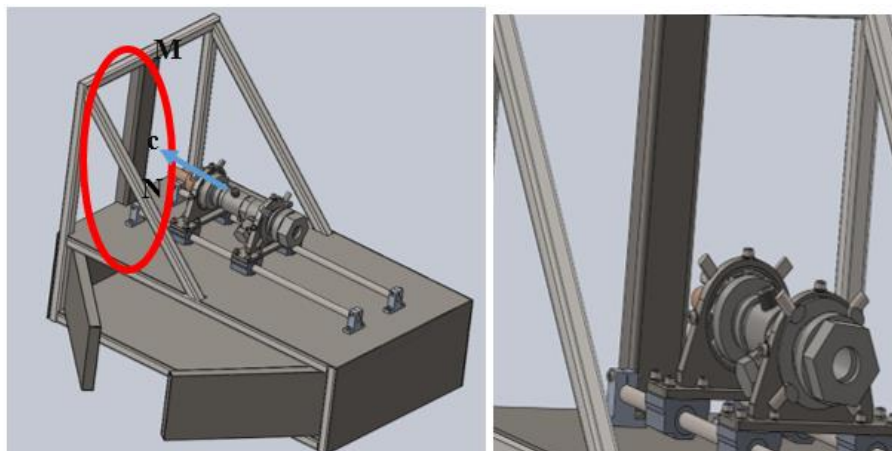
Diagrama de cuerpo libre del banco de ensayos.



Como se puede apreciar se tiene una estructura hiperestática y para poder analizarán los cálculos para la viga que está en contacto con la fuerza de empuje del motor cohete, como se puede observar en la Figura 25.

Figura 25.

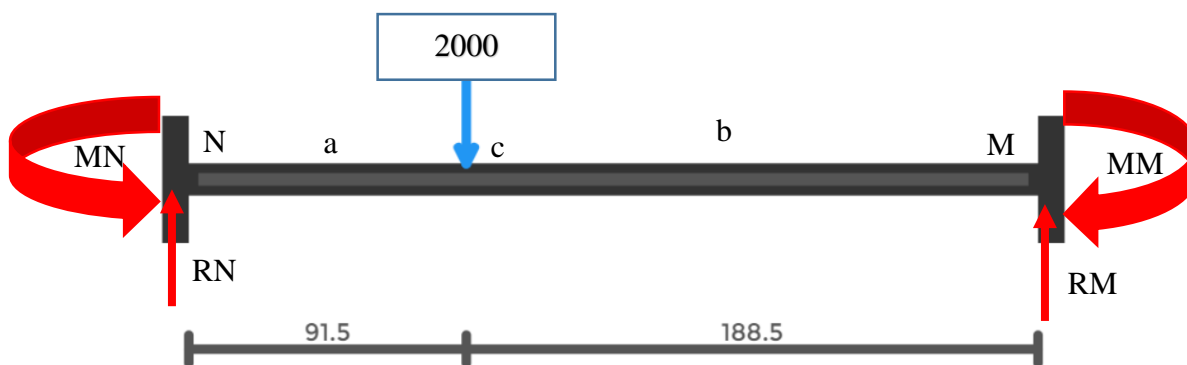
Viga transversal de la estructura metálica



La figura 26 muestra el diagrama de cuerpo libre de la viga, la cual está doblemente empotrada por ende al realizar el respectivo diagrama, se obtiene:

Figura 26.

Diagrama de cuerpo libre de la viga transversal MN



Ahora se tomará como referencia la tabla A-9 del apéndice A del libro *Diseño en ingeniería mecánica* de Shigley (2012), que nos muestra como calcular las reacciones, fuerza cortante y momentos de una viga doblemente apoyada y sus diagramas cortantes y momento en base a las fórmulas:

Reacciones

$$R_N = \frac{Fb^2}{L^3}(3a + b)$$

$$R_M = \frac{Fa^2}{L^3}(3b + a)$$

Momentos

$$M_N = \frac{Fab^2}{L^2}$$

$$M_M = \frac{Fa^2b}{L^2}$$

$$M_{Nc} = \frac{Fb^2}{L^3}[x(3a + b) - aL]$$

$$M_{cM} = M_{Nc} - F(x - a)$$

Cortantes

$$V_{Nc} = R_N$$

$$V_{cM} = R_M$$

Donde

F: es la fuerza en N

L: la longitud de la viga

a: distancia del punto N hasta donde se aplica la fuerza

b: distancia del punto donde se aplica la fuerza hasta el punto M

x: es la posición de donde queremos analizar los valores, tome en cuenta que para estos

valores $x=a$.

El material a utilizar es acero estructural A36, cuyas características son: esfuerzo a la fluencia 250 MPa y el módulo de elasticidad es 200 GPa. Los resultados obtenidos se muestran en la Tabla 7:

Tabla 7.

Análisis de fuerzas y momentos de la viga transversal MN

a (m)	0,0915	x (m)	0,0915
b (m)	0,1885	EI (N/m²)	2E+11
L (m)	0,28		
F (N)	2224		
Reacciones			
RN (N)	1666,72669	Fy (N/m²)	250000000
RM (N)	557,273314	Mmax (Nm)	92,2279432
Cortantes		Sx (cm³)	0,36891177
VNc (N)	1666,72669		
VcM (N)	-557,273314		
Momentos			
MN (Nm)	92,2279432		
MM (Nm)	44,7684711		
MNc (Nm)	60,2775486		
McM (Nm)	60,2775486		
DEFLEXIÓN			
YNc (m)	-8,6638E-13		
YcM (m)	-3,6769E-12		

Siendo S_x el módulo resistente de la viga. Ahora, se elegirá las dimensiones de la viga U comparando éste módulo con el de la tabla del fabricante:

Figura 27.

Elección del perfil U según el fabricante

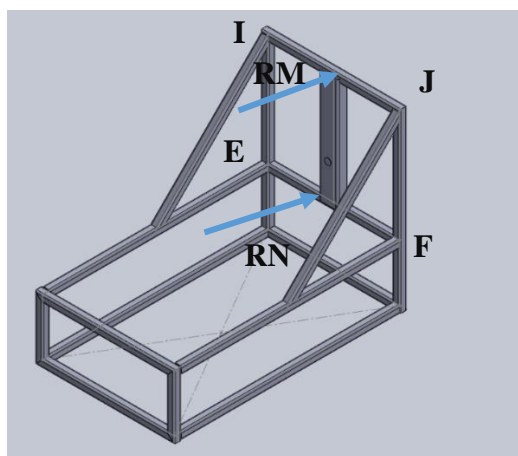
Designación	Dimensiones (mm)			Masa Kg/m	A cm ²	d1 cm	Momento de inercia		Módulo resistente		Radio de giro	
	h	b	e				ix	Iy	Wx	Wy	ix	Iy
	mm	mm	mm				cm ⁴	cm ⁴	cm ³	cm ³	cm	cm
C 50 x 25 x 2	50	25	2	1,45	1,87	0,72	7,06	1,13	2,83	0,63	1,94	0,72
C 50 x 25 x 3	50	25	3	2,09	2,7	0,77	9,7	1,57	3,88	0,91	1,89	0,78
C 60 x 30 x 2	60	30	2	1,77	2,26	0,85	12,5	2,00	4,16	0,93	2,35	0,94
C 60 x 30 x 3	60	30	3	2,56	3,3	0,89	17,5	2,84	5,85	1,34	2,31	0,93

Nota. Tomado de hoja técnica del perfil U, por Dipac Manta S.A, (2016), DIPAC Productos de acero (<http://www.dipacmanta.com/perfiles/canal-u>)

Siguiendo con la elección del perfil de acero, con el cual se va a construir el banco de pruebas, en la Figura 28. se analizarán las vigas IJ y EF pues son las que reciben las reacciones M y N antes calculadas.

Figura 28.

Diagrama de las vigas IJ y EF



Comparando las reacciones RM y RN apreciamos que RN es la fuerza mayor, por ende, se tomará la viga EF para el análisis.

En la Figura 29 se muestra el diagrama de cuerpo libre de la viga EF para su posterior análisis, luego en la Tabla 8 se indica el análisis de esfuerzos y momentos.

Figura 29.

Diagrama de cuerpo libre de la viga transversal EF

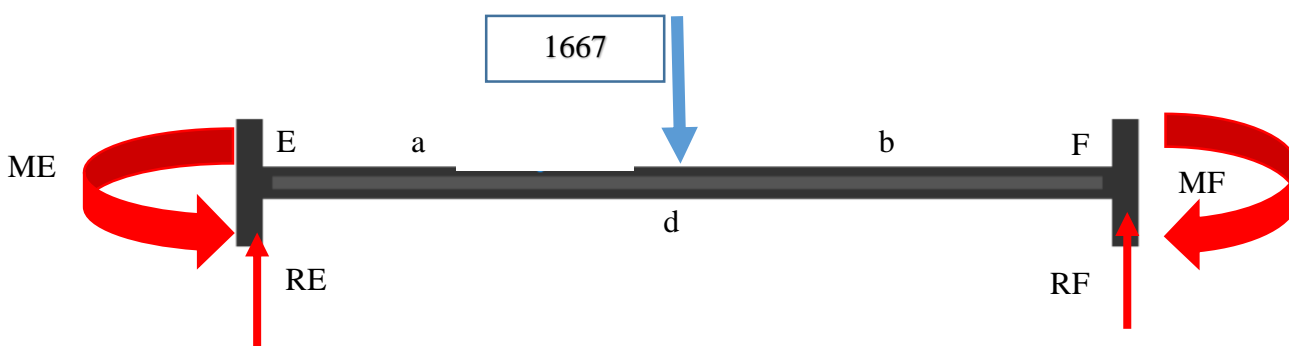


Tabla 8.

Análisis de fuerzas y momentos de la viga transversal EF

a (m)	0,175	x (m)	0,175
b (m)	0,175	EI (N/m²)	2E+11
L (m)	0,35		
F (N)	1667		
Reacciones			
RE (N)	833,5		
RF (N)	833,5		
Cortantes			
VE_d (N)	833,5		
Vd_F (N)	-833,5		
Momentos			
ME (Nm)	72,93125		
MF (Nm)	72,93125		
ME_d (Nm)	72,93125		
Md_F (Nm)	72,93125		
DEFLEXIÓN			
YE_d (m)	-1,8613E-12		
Yd_F (m)	-1,8613E-12		

En la Figura 30 se muestra el diagrama de cuerpo libre de la viga IJ para su posterior análisis, luego en la Tabla 9 se indica el análisis de esfuerzos y momentos.

Figura 30.

Diagrama de cuerpo libre de la viga transversal IJ

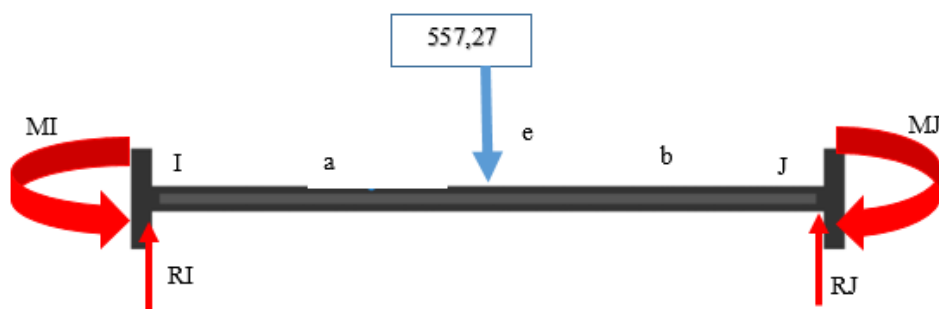


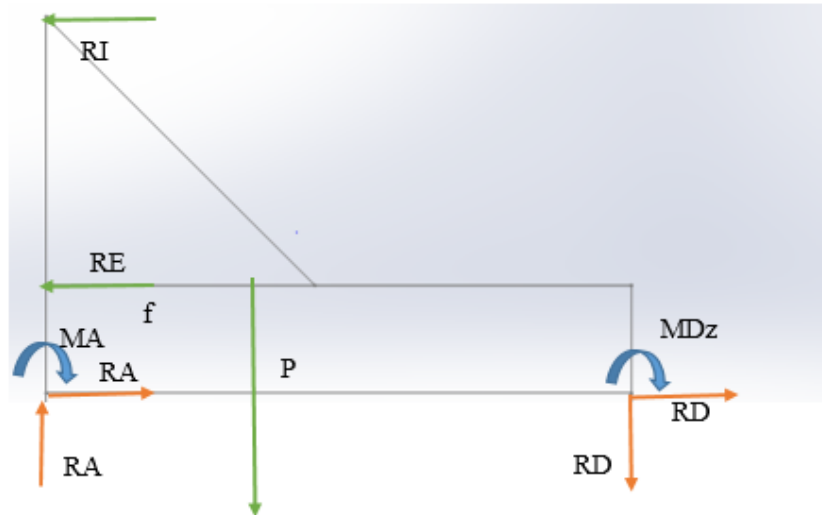
Tabla 9.

Análisis de fuerzas y momentos de la viga transversal IJ

a (m)	0,175	x (m)	0,175
b (m)	0,175	EI (N/m²)	2E+11
L (m)	0,35		
F (N)	557,27		
Reacciones			
RI (N)	278,635		
RJ (N)	278,635		
Cortantes			
VIe (N)	278,635		
VeJ (N)	-278,635		
Momentos			
MI (Nm)	24,3805625		
MJ (Nm)	24,3805625		
MIe (Nm)	24,3805625		
MeJ (Nm)	24,3805625		
DEFLEXIÓN			
YIe (m)	-6,2221E-13		
YeJ (m)	-6,2221E-13		

Figura 31.

Diagrama de cuerpo libre de cada lado de la estructura



En el diagrama de cuerpo libre que se indica en la Figura 31, se calcularán las reacciones y momentos de los puntos de la base sabiendo que $R_I = 278.635 \text{ N}$, $R_E = 833.5 \text{ N}$, el Peso = 20 Kg y la distancia $f = 320 \text{ mm}$. Como la estructura es simétrica, los cálculos servirán para ambos lados de la estructura.

Figura 32.

Análisis de los momentos y fuerzas de cada lado de la estructura

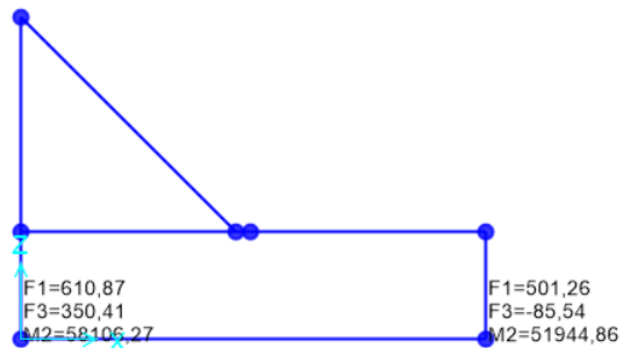


Tabla 10.*Resumen de resultados de los momentos y las reacciones*

RAx (N)	610,87
RAy (N)	350,41
MAz (Nm)	58,1
RDx (N)	501,26
RDy (N)	-85,54
MDz (Nm)	51,9
RBx (N)	610,87
RBy (N)	350,41
MBz (Nm)	58,1
RCx (N)	501,26
RCy (N)	-85,54
MCz (Nm)	51,9

Como se puede observar en la Tabla 10, el momento máximo es 72,93 Nm, el cual se usará para determinar el tamaño del tubo cuadrado.

$$S_y \text{ (Acero A36)} = 250000000 \text{ N/m}^2$$

$$S_x = \frac{M_{max}}{F_y}$$

$$S_x = \frac{72,93 \text{ Nm}}{250000000 \text{ N/m}^2}$$

$$S_x = 0,00000029172 \text{ m}^3 = 0,291 \text{ cm}^3$$

Figura 33.

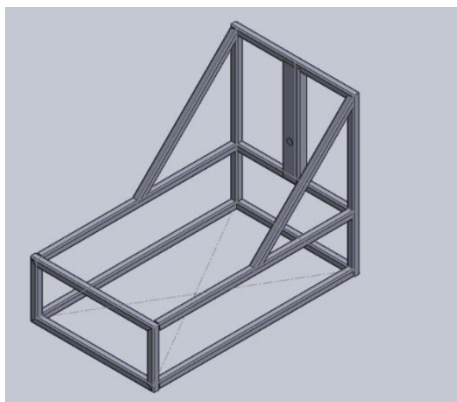
Elección del perfil cuadrado según el fabricante

Dimensiones			Área	Ejes X-Xe Y-Y		
A mm	Espesor mm (e)	Peso Kg/m	Área cm ²	I cm ⁴	W cm ³	i cm ³
20	1.2	0.72	0.90	0.53	0.53	0.77
20	1.5	0.88	1.05	0.58	0.58	0.74
20	2.0	1.15	1.34	0.69	0.69	0.72
25	1.2	0.90	1.14	1.08	0.87	0.97

Nota. Tomado de hoja técnica del perfil cuadrado, por Dipac Manta S.A, (2016), DIPAC Productos de acero (<http://www.dipacmanta.com/tubo-estructural-cuadrado-negro>)

Figura 34.

Estructura final



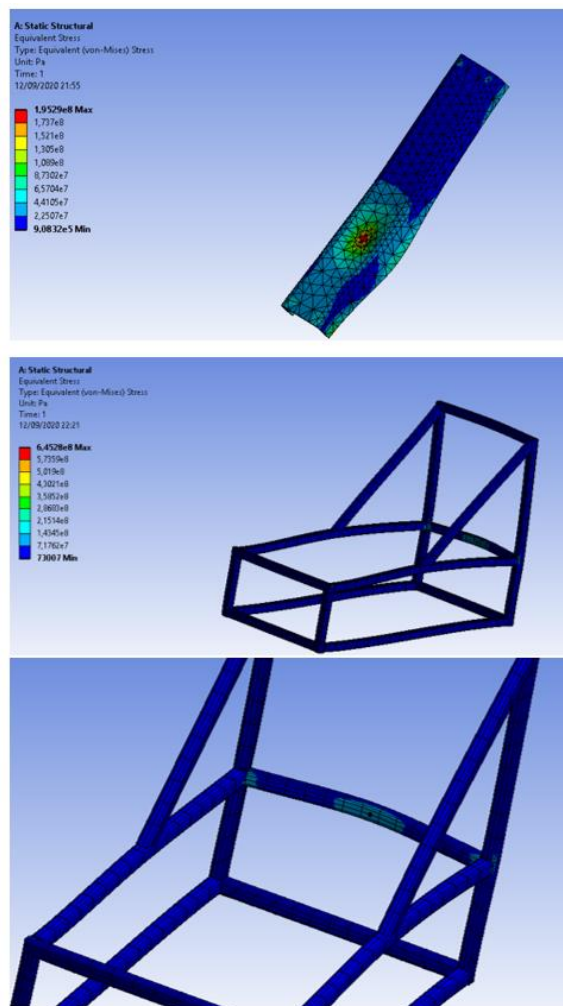
La Figura 34 muestra cómo quedaría la estructura final, con las siguientes características:

- Viga transversal: Perfil en U de 50x25x2 mm
- La estructura: Tubería cuadrada de 20x1,2 mm

La Figura 35 refleja el resultado de la simulación de la estructura al aplicar una fuerza de 2224 N y tener anclados los puntos antes mencionados. Se puede observar que el esfuerzo máximo en la viga en U 195,3 MPa y para los perfiles de tubo cuadrado es de 143,45 MPa. Estos dos valores al compararlos con el esfuerzo permisible de la materia (250 MPa), indica que el sistema trabajará adecuadamente para las cargas previstas en el diseño.

Figura 35.

Simulación de esfuerzo de la estructura

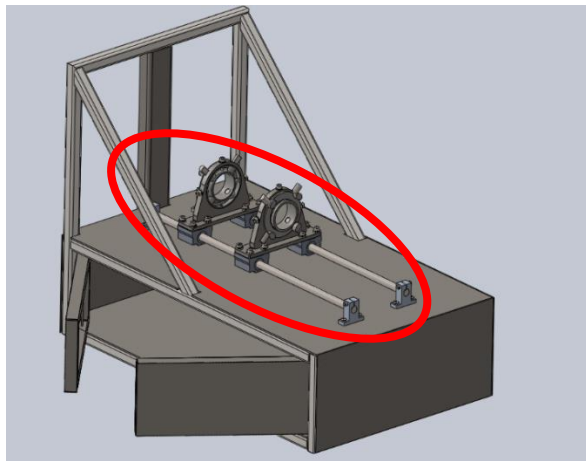


Dimensionamiento del sistema de deslizamiento del motor cohete

Sobre la estructura metálica irá un sistema de deslizamiento, como se indica en la Figura 36, constituido por un par de ejes con sus respectivos apoyos, unos rodamientos lineales y sobre estos un mecanismo de sujeción para los módulos uno y dos, similar al de una tarraja.

Figura 36.

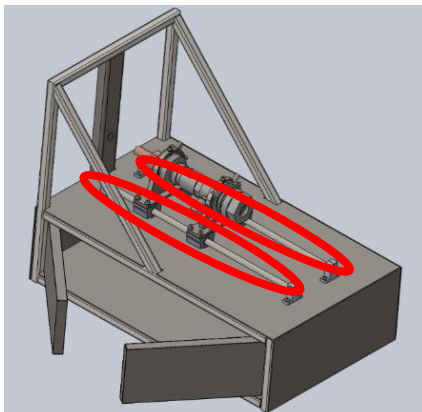
Banco de ensayos con el sistema de deslizamiento



Dimensionamiento de los ejes

Figura 37.

Ejes para el deslizamiento del motor cohete o cámara de combustión



Para el dimensionamiento de los ejes, mostrados en la Figura 37, únicamente se tendrá en cuenta el peso de la cámara de combustión, que es la más crítica, sumado al peso de los elementos de sujeción. Además, se debe tener en cuenta que serán 2 ejes los que se dimensionen para que cumplan con el sistema de deslizamiento, que consiste en colocar rodamientos lineales en los ejes.

Los datos con los que se cuenta son:

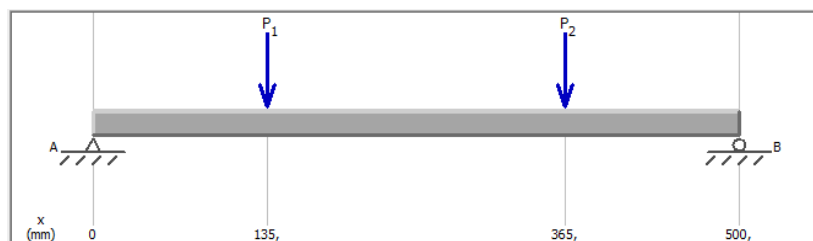
- Longitud del eje = $L = 203 \text{ mm}$
- Peso de los elementos que van sobre los ejes = $P = 2.723 \text{ kg}$
- Material del eje: acero plata
- $S_y = 580 \text{ MPa}$
- Factor de seguridad = $FS = 1.5$

Se escogió como material de los ejes al acero plata, debido a que este material tiene un acabado superficial ideal para usar con los rodamientos necesarios, cuya selección se explicará en la selección de rodamientos.

Como se mencionó antes, se dimensionarán 2 ejes, estos ejes estarán apoyados en cojinetes ubicados en los extremos y cada eje tendrá 2 rodamientos lineales para cumplir la función de deslizamiento. Por lo tanto, en los 2 ejes se aplicarán las mismas fuerzas, es decir basta con dimensionar uno de ellos para obtener el diámetro de los 2 ejes. El diagrama de fuerzas es el que indica la Figura 38.

Figura 38.

Diagrama de fuerzas del eje con 2 cargas puntuales

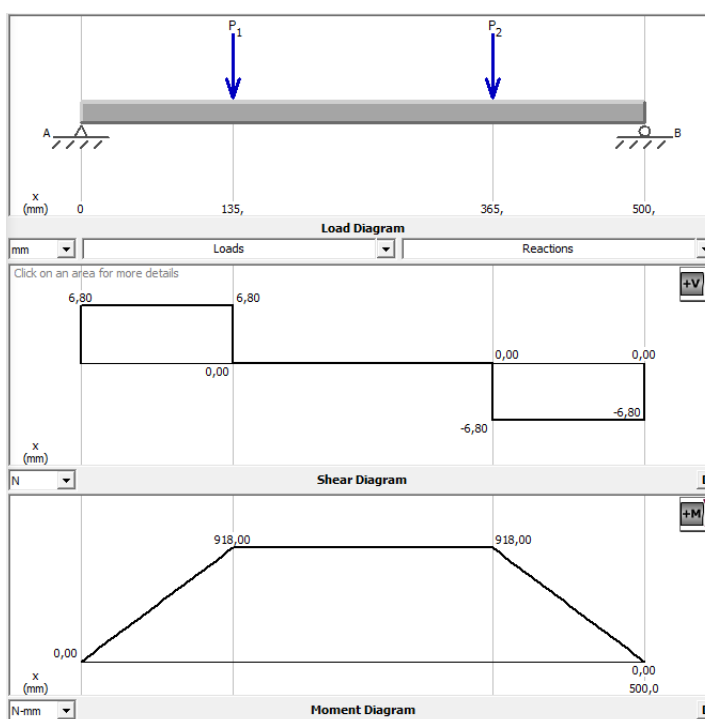


El peso total que deben soportar los ejes es de 2.723 kg, este peso se divide para 2, ya que son 2 ejes los que soportan el peso total, que da como resultado 1.36 kg. Además, el peso total está apoyado en 4 rodamientos lineales, es decir 2 rodamientos por cada eje, por lo que el peso que soporta cada eje también se divide para 2, y el resultado es 0.68 kg.

En resumen: $P_1 = P_2 = 6.8 \text{ N}$

Figura 39.

Diagrama de momento flector y diagrama de momento cortante



Como se observa en la Figura 39 el momento máximo es de $918 \text{ N}\cdot\text{mm}$. y el torque es cero. Entonces mediante la fórmula del esfuerzo dejamos expresado en función del radio, como se indica:

$$\sigma_x = \frac{M \cdot c}{I}$$

$$\sigma_x = \frac{918 \text{ N} \cdot \text{mm} \cdot c}{\frac{\pi}{4} \cdot c^4}$$

$$\sigma_x = \frac{1168.83}{c^3}$$

Como se dijo antes el torque es cero, entonces el esfuerzo cortante también es cero, como se indica a continuación:

$$\tau_{xz} = \frac{T \cdot c}{J}$$

$$\tau_{xz} = \frac{T \cdot c}{J} = \frac{0 \cdot c}{J} = 0$$

Ahora se calculará el esfuerzo cortante máximo:

$$\tau_{max} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_z}{2}\right)^2 + (\tau_{xz})^2}$$

$$\tau_{max} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - 0}{2}\right)^2 + (0)^2}$$

$$\tau_{max} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_x}{2}\right)^2}$$

$$\tau_{max} = \frac{\sigma_x}{2} = \frac{\frac{1168.83}{c^3}}{2} = \frac{1168.83}{2 * c^3}$$

Como se está considerando un criterio de diseño conservador, aplicaremos la teoría del esfuerzo cortante máximo.

$$FS = \frac{0.5 * S_y}{\tau_{max}}$$

$$2 = \frac{0.5 * 580 \text{ MPa}}{\frac{1168.83}{2 * c^3}}$$

$$2 = \frac{580 * c^3}{1168.83}$$

$$2337.66 = 580 * c^3$$

$$c = 1.6 \text{ mm}$$

$$\text{Diámetro del eje} = 2 * c = 3.2 \text{ mm}$$

Entonces, la medida más cercana a un eje de diámetro de 3.2 mm y de material acero plata, que existe en el mercado es un eje de diámetro 6 mm.

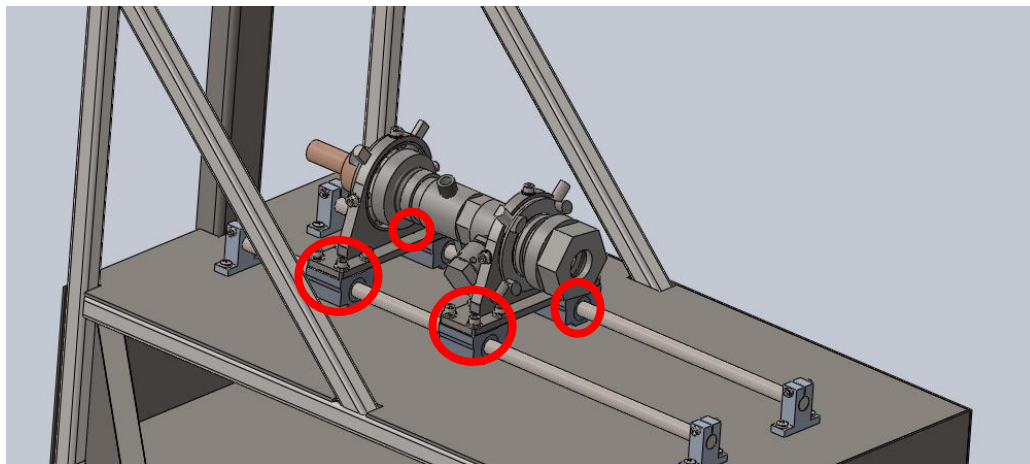
Dimensionamiento de rodamientos lineales

Usualmente la vida de un cojinete se mide en número de revoluciones o en número de horas hasta encontrar las primeras evidencias de desgaste por fatiga.

Pero para la aplicación del BEMCO, los rodamientos que se muestran en la Figura 40 no estarán sometidos a revoluciones, sino que solo servirán de apoyo para colocar y desplazar el motor cohete sobre 2 ejes.

Figura 40.

Ubicación de Rodamientos sobre los ejes de deslizamiento



Por lo tanto, para la selección de rodamientos solo se considerará el peso, como se explicó en el cálculo del diámetro de los ejes, entonces, el peso que soporta cada rodamiento es 0.68 kg que equivale a una fuerza de 6.8 N . Además, se debe considerar que el rodamiento debe cumplir con el objetivo de que los ejes floten axialmente.

Resumen de requisitos para el rodamiento:

- Permitir el desplazamiento axial de los ejes
- Soporte una carga radial de 6.8 N
- No va a estar sometido a altas revoluciones

Por lo tanto, se seleccionó rodamientos de rodillos cilíndricos.

En el punto 3.5 se determinó que el diámetro para los ejes es de 6 mm , pero el rodamiento que más se aproxima a dicha medida es uno de 12 mm de diámetro interno.

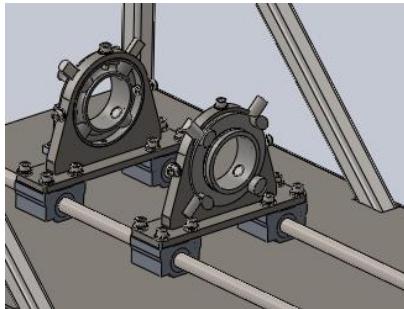
Por lo tanto, el diámetro del eje también debe subir a 12 mm .

Mecanismo de sujeción para el módulo uno y dos

Como se puede apreciar en la Figura 41, el mecanismo al girar va a ir cerrando cuatro dientes, los cuales permiten ajustar y centrar a la vez tanto el motor cohete perteneciente al módulo 1 como la cámara de presión del módulo 2, con la celda de carga.

Figura 41.

Sistema de sujeción



Diseño del módulo 1

Este módulo no necesita ninguna pieza extra a más de las detalladas anteriormente, pues solo se debe colocar el motor cohete en el mecanismo de sujeción para realizar las pruebas.

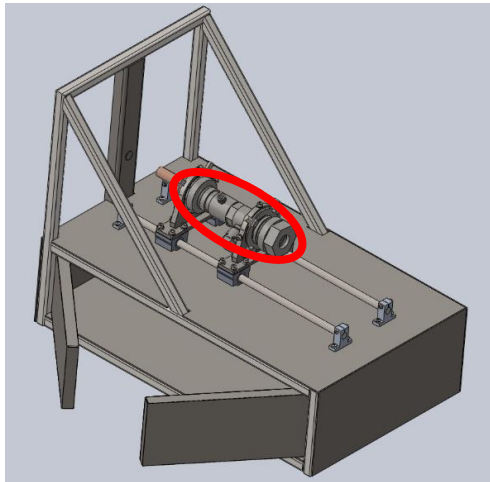
Diseño del módulo 2

El módulo está compuesto principalmente por una cámara de combustión, como se indica en la Figura 41, que servirá para ensayar en ella, diferentes clases de propelentes sólidos y de toberas. La cámara será desmontable y soportará altas presiones, por ello se tendrá una válvula de seguridad, cuyo funcionamiento radica en la falla por esfuerzo cortante de un disco de un determinado espesor, que calcularemos con el esfuerzo máximo de un material obtenido mediante la práctica en la máquina de ensayo universal.

Diseño de la cámara de combustión

Figura 42.

Cámara de combustión ubicada en el BEMCO



Para el diseño de la cámara de combustión se debe considerar que:

- Es de forma cilíndrica
- Consta de 2 tapas
- En la tapa frontal se almacenará el propelente
- En la tapa posterior irá ubicada la tobera

Los datos con los que se cuenta para el diseño son los siguientes:

- Longitud de la cámara = $L = 180 \text{ mm}$
- Diámetro externo = $\varnothing_{ext} = 42 \text{ mm}$
- Presión interna de la cámara = $P_{int} = 1000 \text{ psi} = 6.9 \text{ MPa}$

- Factor de seguridad = FS = 1.5

Como ya se mencionó, el diseño de la cámara consta de 2 tapas, pero por motivos de seguridad se ha diseñado como si fuese un recipiente cerrado de pared delgada sometida a una presión interna, corroborando a continuación lo dicho con el criterio de cilindro de pared delgada.

$$\frac{\phi_{ext}}{e} > 10$$

$$\frac{36}{3} > 10$$

$$14 > 10$$

Además, como la combustión contiene gases corrosivos, se ha seleccionado como material de construcción al acero inoxidable 304, del cual se debe considerar que tiene diferentes esfuerzos de fluencia de acuerdo a la temperatura, como se observa en la Tabla 11.

Tabla 11.

Esfuerzo de fluencia del acero inoxidable 304 para diferentes temperaturas

Esfuerzo de fluencia [MPa]	Temperatura [°C]
68	500
42	600
14.5	700
4.9	800

Nota. Tomado de Ficha Técnica del Acero Inoxidable, por Carbone Stainless Steel, (2020), Empresas Carbone (<https://www.empresascarbone.com/pdf/ficha-tecnica-del-acero-inoxidable.pdf>)

Previamente se han realizado pruebas con un motor cohete tipo H para medir la temperatura de los gases y así estimar la temperatura máxima para seleccionar el material. Los resultados obtenidos fueron que la temperatura a la salida de los gases es de 500°C. Posteriormente se hicieron ensayos para medir la temperatura interna en la cámara de combustión y también fueron de 500°C, lo que corresponde a un esfuerzo de fluencia de 68 MPa, ver Tabla 11.

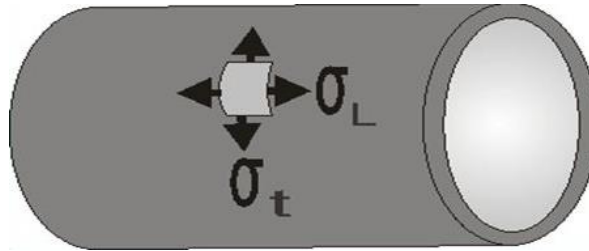
Considerando los datos:

- $L = 180 \text{ mm}$
- $\varnothing_{ext} = 42 \text{ mm}$
- $e = 3 \text{ mm}$
- $F_y = 68 \text{ MPa a } 500^\circ\text{C}$
- $P_{int} = 1000 \text{ psi} = 6.9 \text{ MPa}$
- $FS = 1.5$

Entonces, se debe considerar también que existen dos esfuerzos que se generan al momento de producirse una combustión dentro de la cámara, estos son, el esfuerzo longitudinal (σ_L) y el esfuerzo tangencial (σ_t), como se muestra en la Figura 43.

Figura 43.

Esfuerzos en un recipiente de pared delgada sometido a una presión interna



Cálculo del esfuerzo longitudinal:

$$\sigma_L = \frac{P_{int} * r}{2 * e}$$

$$\sigma_L = \frac{P_{int} * \left[\left(\frac{\phi_{ext}}{2} - e \right) \right]}{2 * e}$$

$$\sigma_L = \frac{6.89 \text{ MPa} * \left[\left(\frac{42 \text{ mm}}{2} - 3 \text{ mm} \right) \right]}{2 * 3 \text{ mm}}$$

$$\sigma_L = 20,67 \text{ MPa}$$

Cálculo del esfuerzo tangencial

$$\sigma_t = \frac{P_{int} * \left[\left(\frac{\phi_{ext}}{2} - e \right) \right]}{e}$$

$$\sigma_t = \frac{6.89 \text{ MPa} * \left[\left(\frac{42 \text{ mm}}{2} - 3 \text{ mm} \right) \right]}{3 \text{ mm}}$$

$$\sigma_t = 41,16 \text{ MPa}$$

Cálculo del esfuerzo cortante máximo:

Observamos que $\sigma_t = 2 * \sigma_L$, por lo que para seleccionar el material de la cámara de combustión, usaremos el esfuerzo máximo, es decir el esfuerzo tangencial.

$$\tau_{max} = \sigma_t$$

$$\tau_{max} = 41,16 \text{ MPa}$$

Criterio de diseño del esfuerzo cortante máximo

$$\tau_{max} < \frac{S_y}{FS}$$

$$41.16 < \frac{68}{1.5}$$

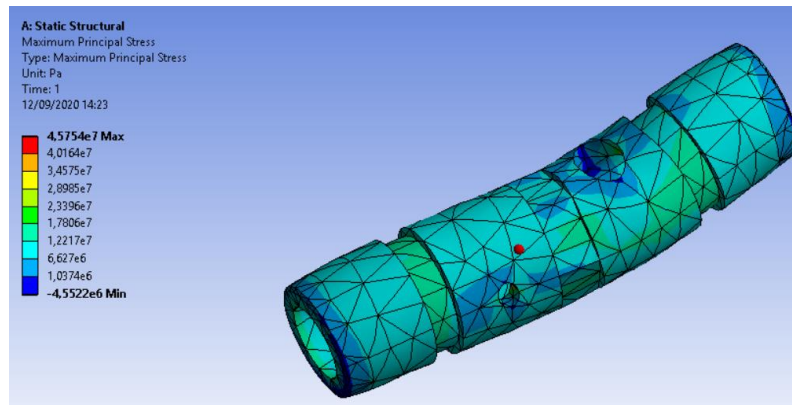
$$41.16 < 45.3$$

Entonces, se puede concluir que las consideraciones utilizadas para el diseño de la cámara de combustión son correctas.

En la Figura 44 muestra como la cámara reaccionará al aplicar una presión interna de 1000 psi mediante una simulación. Como se puede apreciar el esfuerzo máximo es de 45.7 MPa, que comparado con el esfuerzo del acero inoxidable AISI 304 a 500° (68MPa) se concluye que la cámara soportará las cargas a las que va a estar trabajando.

Figura 44.

Simulación de esfuerzo de la cámara del módulo 2



Diseño de la válvula de seguridad

En la Figura 45, encerrado en un círculo de color verde se encuentra un disco metálico al cual se lo denominará como disco de corte, este trabaja bajo una fuerza cortante y es el elemento de seguridad ante una posible falla, es decir que cuando la cámara de combustión supere una determinada presión interna, el disco se romperá y permitirá la salida de los gases por una serie de orificios para proteger a los sensores y a las personas que se encuentren realizando las pruebas.

Figura 45.

Ubicación de la válvula de seguridad en la cámara de combustión

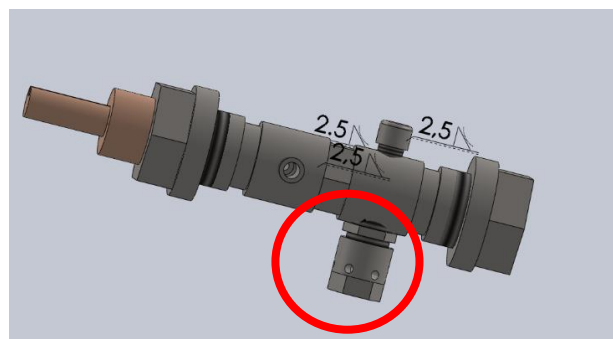
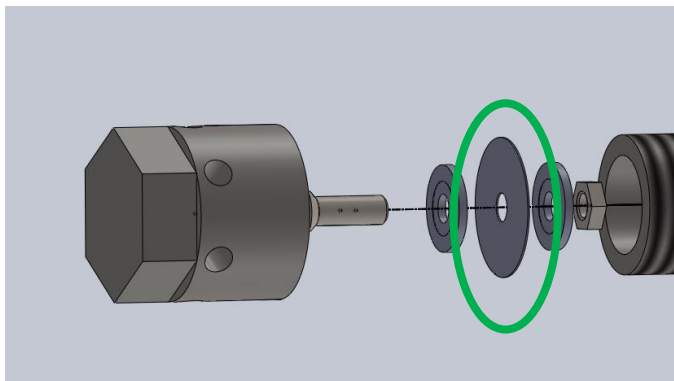


Figura 46.

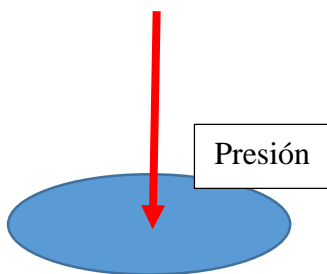
Elementos de la válvula de seguridad



Para el cálculo del espesor del disco de corte se tomará en cuenta el diagrama de cuerpo libre indicado en la Figura 47.

Figura 47.

Diagrama de cuerpo libre del disco de corte



Conociendo:

r: Radio del disco de corte

e: el espesor del disco de corte

Reemplazando con el diámetro tenemos:

$$A_c = \pi * d_p * e$$

Sabiendo que la presión es igual a:

$$P = \frac{F}{A1}$$

Y que la fuerza que vamos a tomar en cuenta es la cortante, despejando ésta tenemos:

$$V = P * A1$$

Ahora bien, el esfuerzo cortante es igual a:

$$\tau = \frac{V}{Ac}$$

Reemplazando

$$\tau = \frac{P * A1}{Ac}$$

$$\tau = \frac{P * \pi * dp^2}{4 * \pi * dp * e}$$

$$\tau = \frac{P * dp}{e}$$

$$e = \frac{P * dp}{4 * \tau}$$

Sabiendo que la cámara debe resistir hasta 1000 psi, la presión a la que está sometida el disco por protección será 750 psi, es decir 5171067.97 N/m². El diámetro es de 18 mm. El material a considerar es el acero inoxidable, que después de experimentar y ponerlo a prueba en cortante nos dio un esfuerzo de 31MPa. Entonces calculando el espesor tenemos:

$$e = \frac{5171067,97 * 0,018}{4 * 31000000}$$

$$e = 0,75mm$$

Diseño del sistema electrónico

Selección de sensores

El BEMCO permitirá medir 4 variables, que son:

- Temperatura dentro de la cámara de combustión (temperatura interna).
- Temperatura de los gases a la salida de la tobera (temperatura externa).
- Empuje generado por el motor cohete.
- Presión dentro de la cámara de combustión (presión interna).

Para la selección de los sensores se tuvieron en cuenta las siguientes características, de acuerdo a los siguientes requerimientos.

Tabla 12.

Requerimientos de los sensores

Aplicación de lo que se desea medir	Características que debe tener el sensor	Selección del sensor
Temperatura interna de la cámara de combustión	Rango de medición hasta los 1000 °C. Protección para altas temperaturas, en el rango de los 1000 °C. Alimentación en el rango de los 5 voltios.	Termopar tipo K
Temperatura de los gases	Rango de medición hasta los 900 °C. Protección para altas temperaturas, en el rango de los 900 °C. Alimentación en el rango de los 5 voltios.	Termopar tipo K

Empuje generado por el motor cohete	Rango de medición hasta los 1000 Newtons (N). Alimentación en el rango de los 5 voltios. Forma: redonda.	Celda de carga tipo botón.
Presión interna de la cámara	Rango de medición hasta los 1000 psi. Alimentación en el rango de los 5 voltios. Protección para altas temperaturas, en el rango de los 1000 °C.	Transductor de presión

Nota: Elaboración propia

En base a la elección de los sensores se irá acondicionando las señales de cada uno de ellos, de acuerdo a las necesidades planteadas. Además, se irá explicando los circuitos integrados aplicados para esta etapa de diseño.

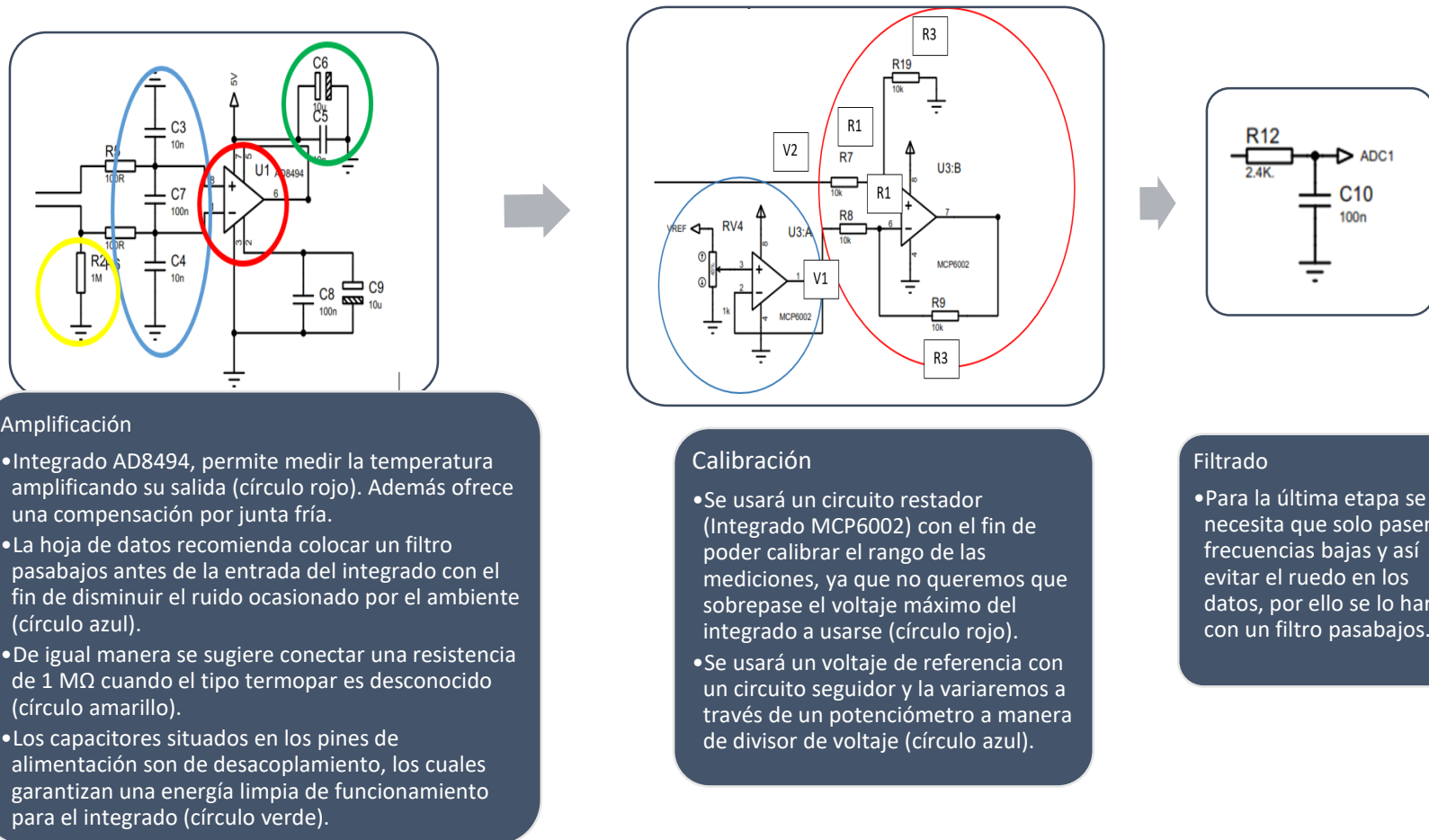
Acondicionamiento de los sensores

Termopares

El acondicionamiento elegido se lo realizará en tres fases, como se indica en la Figura 48, la primera consta de una etapa de amplificación con compensación de junta fría, la segunda de la calibración del rango y la tercera del filtrado de la señal.

Figura 48.

Diseño de los circuitos de acondicionamiento de los termopares



Amplificación

- Integrado AD8494, permite medir la temperatura amplificando su salida (círculo rojo). Además ofrece una compensación por junta fría.
- La hoja de datos recomienda colocar un filtro pasabajos antes de la entrada del integrado con el fin de disminuir el ruido ocasionado por el ambiente (círculo azul).
- De igual manera se sugiere conectar una resistencia de 1 MΩ cuando el tipo termopar es desconocido (círculo amarillo).
- Los capacitores situados en los pines de alimentación son de desacoplamiento, los cuales garantizan una energía limpia de funcionamiento para el integrado (círculo verde).

Calibración

- Se usará un circuito restador (Integrado MCP6002) con el fin de poder calibrar el rango de las mediciones, ya que no queremos que sobrepase el voltaje máximo del integrado a usarse (círculo rojo).
- Se usará un voltaje de referencia con un circuito seguidor y la variaremos a través de un potenciómetro a manera de divisor de voltaje (círculo azul).

Filtrado

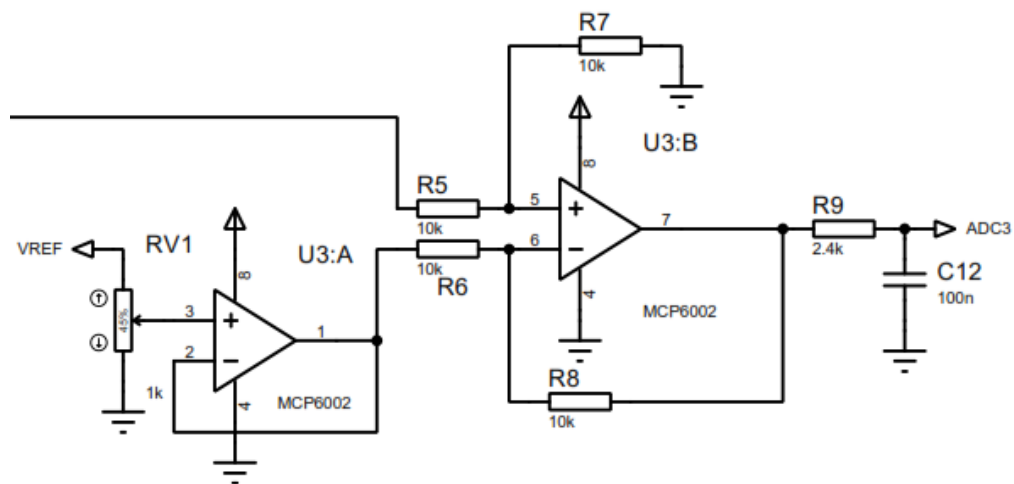
- Para la última etapa se necesita que solo pasen frecuencias bajas y así evitar el ruido en los datos, por ello se lo hará con un filtro pasabajos.

Transductor de presión

Este tipo de sensor, de acuerdo con las características elegidas permitirá tener una salida de 0 a 200 mV, lo que con lleva a tener sólo dos etapas de acondicionamiento que son la calibración del rango y el filtrado de la señal.

Figura 49.

Circuito de acondicionamiento del transductor de presión



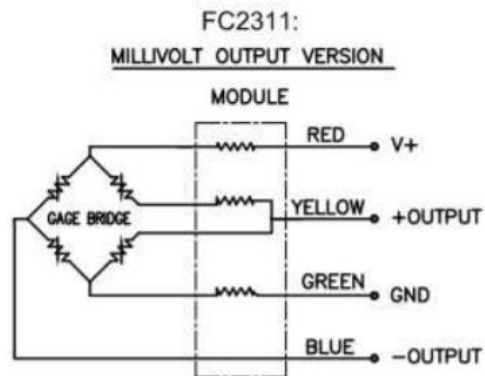
Como se puede observar en la Figura 49. se tiene la misma configuración de las dos últimas etapas del acondicionamiento de los termopares, incluyendo los valores de resistencias y capacitores, por lo tanto, los cálculos son similares.

Celda de carga

El sensor elegido es una celda de carga tipo botón que permite una salida de 0 a 100 mV, su configuración es un puente de Wheatstone como se muestra en la Figura 50.

Figura 50.

Puente de Wheatstone de la celda de carga

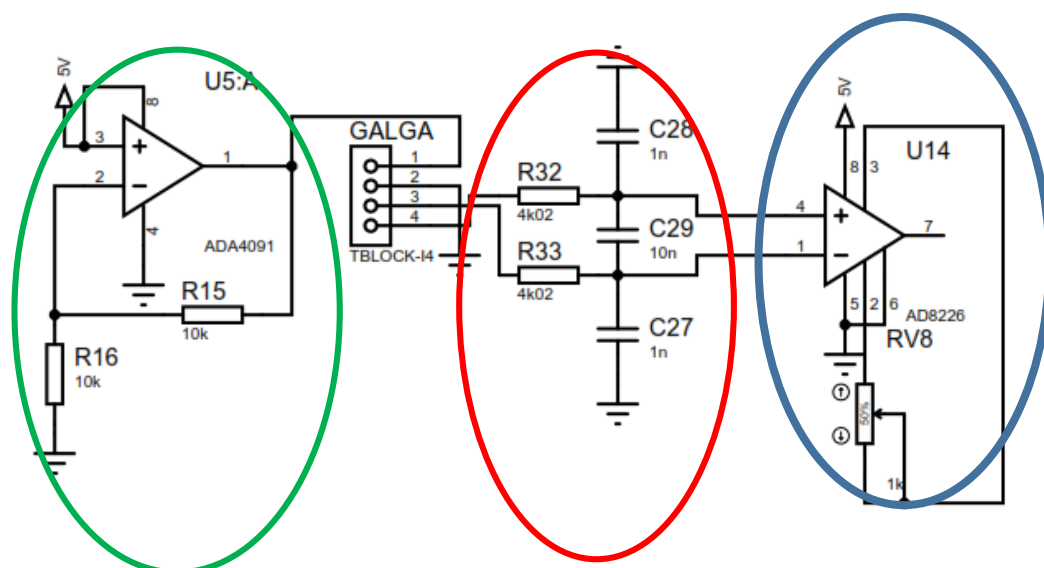


Nota. Tomado de *Puente de Wheatstone de la celda de carga*, por TE Connectivity (TE), (2020), Mouser Electronics (https://www.mouser.ec/datasheet/2/418/5/NG_DS_FC23_A-1130240.pdf)

En base a la configuración de la celda de carga el acondicionamiento empleado tendrá tres etapas, que son: la amplificación del puente de Wheatstone, la calibración del rango y el filtrado de la señal, como se indica en la Figura 51.

Figura 51.

Circuito de amplificación del puente de Wheatstone



En la Figura 51, el circuito señalado en color verde muestra un amplificador no inversor para tener una fuente VCC en el puente Wheatstone de la celda de carga con una impedancia mínima y estable. Se usó el integrado ADA4091 que es un amplificador operacional usado para este tipo de calibraciones. Para la parte señalada en rojo, que corresponde al filtro, se colocó una configuración de un filtro para reducir la interferencia por radiofrecuencia, La perturbación puede aparecer como un pequeño voltaje de compensación de CC. Y para la etapa del amplificador que es la parte encerrada en azul se trata de un amplificador instrumental AD8226, el cual es ideal para celdas de carga.

Fuentes de alimentación

Para la parte de alimentación se usaron dos integrados:

- IRM-01-5, que es una fuente de alimentación AC-DC que es el encargado de alimentar a todos los integrados y demás componentes que necesitan una alimentación de 5V.
- AMS1117, el cual es un regulador de voltaje de baja caída o LDO, nos permite regular el voltaje de 5V a uno de 3.3V, es indicado para sensores analógicos por su bajo ruido.

Microcontrolador

De acuerdo a las necesidades planteadas acerca de la toma de datos, se necesita un microcontrolador que tenga cuatro conversores Análogo-Digital, los cuales recibirán los datos y posteriormente serán almacenados en una memoria micro SD. Además, se ha elegido el integrado ATXMEGA32A4 el cual entre las características más destacadas constan:

- Frecuencia de 32MHz
- 16 bits de resolución

- Memoria Flash de 32Kbytes
- Memoria Interna EEPROM 2Kbytes
- 4 canales analógicos de 12bits de resolución

Ahora, como se requiere grabar los datos en una tarjeta micro SD, se debe tener en cuenta que esta funciona con un protocolo SPI para transmitir datos serialmente del microcontrolador a la memoria. Por lo general una tarjeta de memoria micro SD tiene una frecuencia de reloj de 25Mhz cuando está en modo de transferencia de datos al momento de grabar.

Ahora bien, para el cálculo la frecuencia de reloj del microcontrolador, con la cual se puede grabar en la memoria SD primero se obtendrá el SPI dividiendo para dos a la frecuencia del microcontrolador, es decir que nuestro SPI es 16MHz. Posteriormente necesitaremos conocer según la resolución del microcontrolador la frecuencia con lo que enviaremos los datos a la memoria.

Como el ATXMEGA32A4 tiene una resolución de 16 bits, dicha frecuencia será 1MHz. Esta es la frecuencia máxima con la que se puede enviar los datos a la memoria por ende la memoria micro SD es la correcta para la presente aplicación.

Memoria micro SD

Características:

- Protocolo SPI
- Capacidad: 4 GB
- Frecuencia de reloj: 25MHz

Diseño Interfaz gráfica

El diseño del HMI se lo realizará en Python con la ayuda de todas las extensiones y complementos del mismo. La estructura de la interfaz permitirá observar las gráficas en función del tiempo, del empuje y la presión de los ensayos correspondientes a cada módulo.

La Figura 52, muestra la pantalla principal, los títulos y las figuras relacionadas al presente trabajo y a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, además presenta un menú mediante dos botones, con los cuales se puede elegir entre el análisis de datos para el módulo 1 o el módulo 2.

Figura 52.

Pantalla principal de la interfaz gráfica



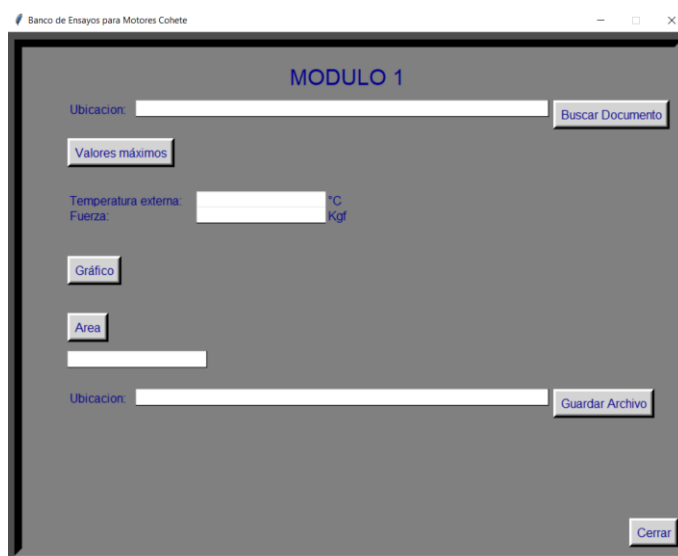
Una vez elegida la opción dependiendo de la prueba que se requiera realizar, se pasará cada una de las ventanas ya sea para el módulo 1 o para el módulo 2.

La ventana del módulo 1, presenta diferentes botones:

- **Buscar Documento:** Con él podemos seleccionar el archivo .txt que grabamos en la memoria mico SD.
- **Valores máximos:** convierte los valores que se grabaron en el archivo .txt en valores reales, mostrando los valores máximos, tanto de la temperatura externa como del empuje.
- **Área:** Calcula el área bajo la curva sólo del vector Fuerza (Empuje) para así hallar el impulso del motor cohete.
- **Gráfico:** Nos lleva a otra ventana en la cual mostrará la gráfica de la fuerza.
- **Guardar Archivo:** Guarda los datos transformados a valores reales, con sus respectivas unidades en un archivo .xlsx para su posterior análisis

Figura 53.

Ventana del módulo 1 del HMI



La Figura 53 muestra las opciones correspondientes al módulo 1, es decir, las mediciones de la fuerza de empuje y la temperatura de los gases.

Figura 54.

Ventana del módulo 2 del HMI

Modulo2

MODULO 2

Ubicacion: [Buscar Documento](#)

[Valores máximos](#)

Temperatura interna: °C

Temperatura externa: °C

Fuerza: Kgf

Presión: Bares

[Gráfico](#)

[Area](#)

Ubicacion: [Guardar Archivo](#)

[Cerrar](#)

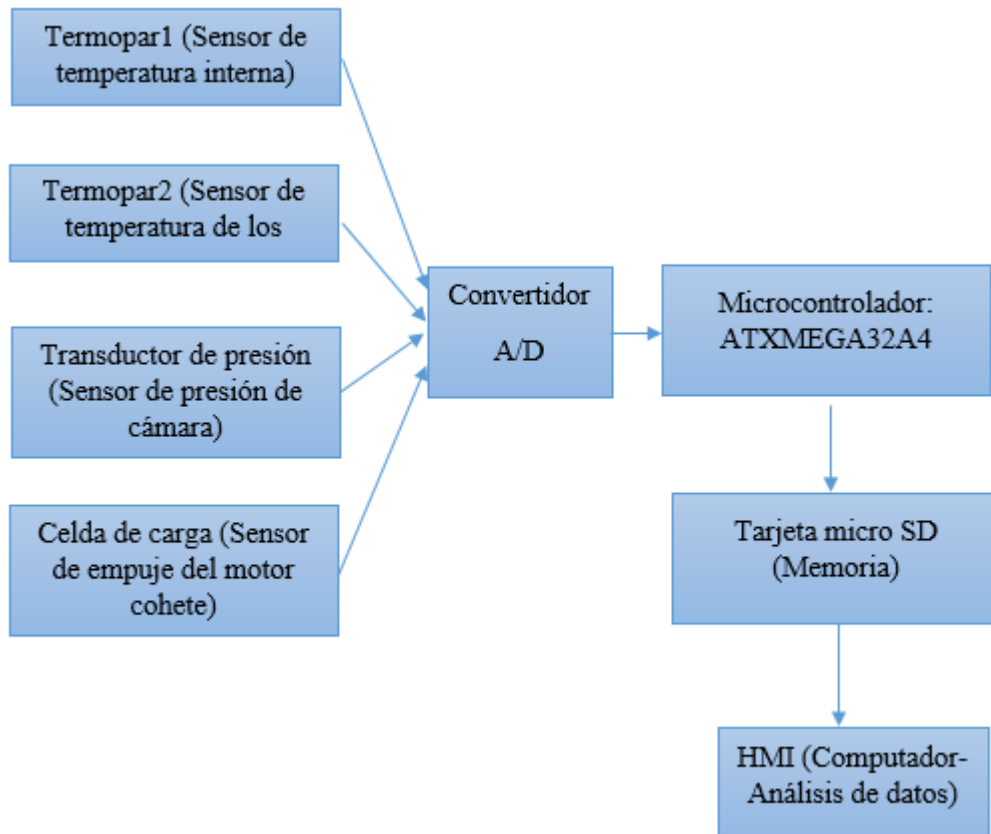
La Figura 54. muestra las mismas opciones correspondientes al módulo 2, es decir, las mediciones de la fuerza de empuje, la temperatura de los gases, presión y temperatura interna.

Montaje del sistema electrónico

Para un mejor entendimiento del sistema electrónico se ha realizado un esquema mostrado en la Figura 55., el cual resume el sistema electrónico del banco de ensayos.

Figura 55.

Esquema del montaje del sistema electrónico



Capítulo IV

Fabricación

En esta sección hablaremos específicamente de la construcción del banco de pruebas, así como de la cámara del módulo 2, se debe considerar que las medidas se encuentran en los planos con sus especificaciones, sin embargo, describiremos brevemente el proceso de corte y medidas de los materiales utilizados. Una vez escogidos todos los materiales y después de conocer todas sus características procedemos al corte y montaje de los mismos.

Construcción de la estructura del BEMCO

Para la estructura se utilizó un tubo cuadrado de 20x20 mm cada lado y espesor 1,5mm con las siguientes especificaciones:

- Norma: NTE INEN 2415
- Calidad: SAE J 403 1008
- Acabado: Acero negro y galvanizado

Luego se procedió a cortar los tubos de acuerdo a las medidas que se encuentran en los planos para soldarlos mediante suelda SMAW, como se indica en la Figura 56, con electrodos E 6011, verificando las medidas de los planos y colocándolos en ángulos rectos para así formar la estructura. Al instante se retiraron las rebabas producto de las soldaduras con la ayuda de una amoladora.

Figura 56.

Soldadura de la Estructura del BEMCO



El siguiente paso, fue limpiar la plancha de acero ASTM A36 con la ayuda de un removedor de óxido líquido, luego se cortó 2 piezas rectangulares de acuerdo a las siguientes medidas: 600x350 mm. Se debe considerar que se tiene 2 piezas rectangulares ya que una es para la parte superior del BEMCO, que es donde irán colocados los sensores y la cámara de combustión, y la otra es para la parte inferior, que es donde irán colocados los elementos electrónicos.

Una vez cortadas las piezas rectangulares, se procedió a soldar la plancha superior sobre la estructura, y también la plancha restante en la parte inferior, mediante suelda SMAW, con electrodos E 6011, como se ilustra en la Figura 57.

Figura 57.

Soldadura de la plancha de acero con la estructura



También se cortó 2 pedazos de tubo cuadrado de 300 mm y uno de 350 mm, para soldarlos y formar el “espaldar” de la estructura del BEMCO, cabe aclarar que el “espaldar” sirve para colocar la celda de carga. Posteriormente, se soldó el “espaldar” a la estructura mediante suelda SMAW, con electrodos E 6011.

Luego, se cortaron 2 piezas de tubo cuadrado de 390 mm, para soldarlos de manera diagonal entre la estructura y el “espaldar”, teniendo en cuenta que el espaldar es la parte más crítica de la estructura, ya que es donde el motor cohete hará impacto para luego medir la dicha fuerza. La soldadura se lo hizo mediante suelda SMAW, con electrodos E 6011, como se indica en la Figura 58.

Figura 58.

Soldadura de los refuerzos del “espaldar” de la estructura



En la Figura 59 se muestra finalmente como quedó el BEMCO, considerando que se taladraron 8 agujeros sobre la plancha superior, de acuerdo a las medidas que se indica en los planos, para colocar 4 soportes en donde irán montados 2 ejes, posteriormente se colocaron los 2 ejes de acero plata y sobre cada eje también se colocó 2 rodamientos lineales, finalmente se pintó la estructura de color negro, considerando que previamente se dio un fondo gris a toda la estructura.

Figura 59.

Estructura final del BEMCO



Se debe considerar que sobre los rodamientos lineales está colocado el sistema de sujeción para el motor cohete o para la cámara de combustión. Para esto se utilizó el mecanismo que utilizan las tarrajas, con el propósito de que en todo momento el centro de las tarrajas se encuentre alineado con el centro de la celda de carga, es decir, el mecanismo de las tarrajas siempre conserva el centro del elemento que se encuentre dentro de ellas, además de obtener una buena sujeción y evitar desplazamientos no deseados de la cámara de combustión o del motor cohete.

El mecanismo de la tarraja, mostrado en la Figura 60., se soldó mediante suelda SMAW, con electrodos E 6011, a una placa de acero A36 previamente cortada mediante corte por agua y además esta placa contiene un agujero en cada esquina para acoplarse a los rodamientos lineales mediante una unión emperrada, se utilizó pernos Allen.

Figura 60.

Mecanismo de sujeción de una tarraja



El mecanismo se lo obtuvo de 2 tarrajas adquiridas, ya que fue mejor utilizar el sistema ensamblado y funcionando, antes que diseñar y construir, considerando que si se hubiese construido el presupuesto hubiese sobre pasado el límite impuesto. La Figura 61 muestra la unión empernada entre los rodamientos lineales y las tarrajas.

Figura 61.

Unión de las tarrajas con los rodamientos lineales



En la Figura 62., muestra que se soldó mediante suelda SMAW y electrodos E 6011, tres tapas laterales que sirven para proteger toda la parte electrónica que se encuentra dentro, además se colocó una puerta hecha de tol en la parte frontal del BEMCO que sirve como entrada a toda la parte interna de la estructura, tanto la parte electrónica como la parte instrumental.

Figura 62.

Colocación de la puerta y tapas laterales del BEMCO



Construcción de la Cámara de Combustión

Para la construcción de la cámara de combustión, se adquirió un tocho de acero inoxidable de 2-1/2" de diámetro y 195 mm de largo, con las siguientes especificaciones generales:

- **Norma:** AISI 304 (Inoxidable)
- **Descripción:** Acero inoxidable austenítico al cromo-níquel con bajo contenido de carbono. Resiste al efecto corrosivo del medio ambiente, vapor, agua y ácidos, así como de soluciones alcalinas si se emplea con la superficie pulida espejo.
- **Aplicaciones:** Industrias alimenticias, cerveceras, azucarera, utensilios domésticos, industria del cuero, farmacéutica, dental, etc.

En primer lugar, se cortaron 2 piezas de 33 mm de largo cada una, estas servirán como tapas de la cámara de combustión. Se maquinaron en el torno, como se observa en la Figura 63., de acuerdo a las especificaciones en los planos y considerando un espesor de 3mm. Estas tapas también tienen una rosca métrica interna que sirven para ensamblarse con la cámara de combustión.

Figura 63.

Construcción de las tapas de la cámara de combustión



Luego se maquinó la cámara de combustión, para esto se tuvo en cuenta las siguientes consideraciones:

- El espesor debe ser de 3 mm.
- Deben existir 2 cambios de sección de 10 mm de largo y una profundidad de 6 mm que servirán como entrada de los dientes las tarrajas para la sujeción de la cámara de combustión, como se muestra en la Figura 64.

Figura 64.

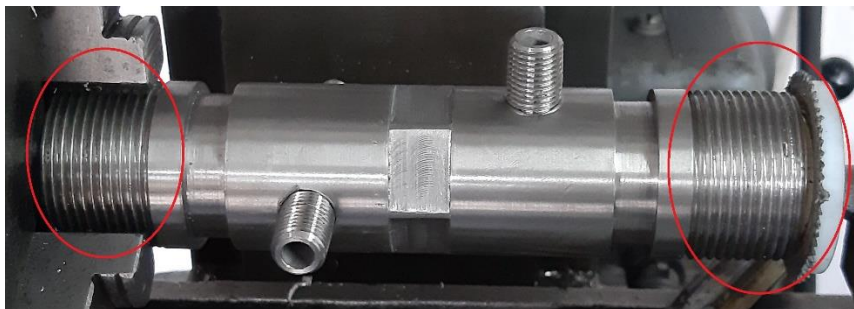
Cambios de sección para la sujeción



- En cada extremo de la cámara de combustión existen roscas métricas de 26 mm de largo, como se indica en la Figura 65, que sirven para ensamblar las tapas antes maquinadas. Este tipo de roscas están detalladas y especificadas en los planos.

Figura 65.

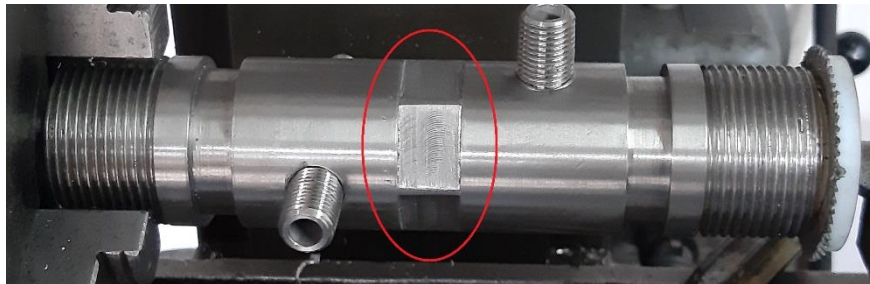
Roscas métricas de la cámara de combustión



- La parte central, indicada en la Figura 66., debe ser hexagonal, con el fin de contrarrestar mediante una llave de pico, las fuerzas que se aplicarán al ajustar las tapas.

Figura 66.

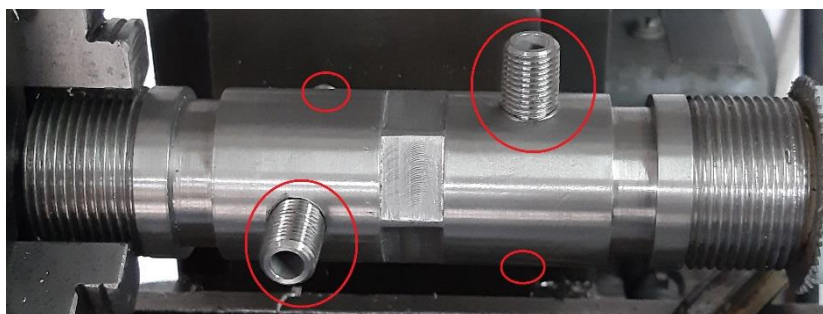
Maquinado hexagonal en el centro de la cámara de combustión



- La Figura 67 muestra cómo se taladraron 4 agujeros, uno de 1/8" de diámetro, dos de 1/4" de diámetro y otro de 1/2" de diámetro. El agujero de 1/8" se utilizó para colocar y soldar un neplo hexagonal, que servirá como unión con el termopar. Los agujeros de 1/4" se utilizaron para colocar y soldar un neplo corrido NPT en cada agujero; estos sirven como unión con el transductor de presión y con un manómetro respectivamente. Y el último agujero se utilizó para colocar y soldar un neplo hexagonal de 1/2" que sirve para colocar una válvula de seguridad. Todos los neplos utilizados son de acero inoxidable 304.

Figura 67.

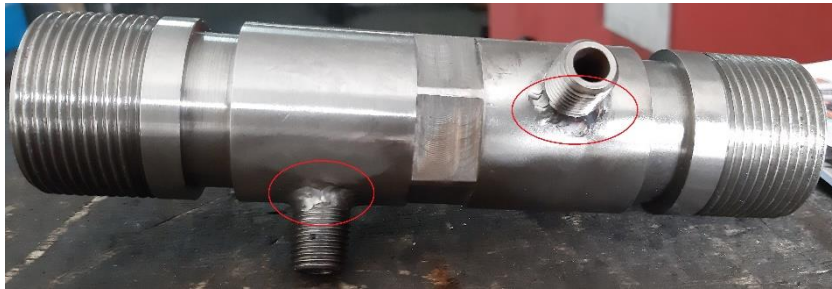
Agujeros en la cámara de combustión



- El siguiente paso fue soldar los neplos en los agujeros, como se indica en la Figura 68., mediante suelda TIG, con alambre de soldadura AWS ER 308 L. Es importante señalar que, para verificar la soldadura realizada, se realizó una prueba de inspección radiográfica en el Laboratorio de Ensayos no destructivos de la Escuela Politécnica Nacional, dando como resultado que no existen grietas o discontinuidades en las soldaduras realizadas, el informe de este ensayo está ubicado en el anexo 4.

Figura 68.

Soldadura TIG de los neplos con la cámara



Es importante señalar que la cámara de combustión está diseñada como un recipiente cerrado de pared delgada, pero considerando que la cámara tiene 2 tapas roscadas, estas deben tener empaques en el interior para evitar el escape de fluidos o gases. Entonces se debe tomar en cuenta que no existen empaques que soporten temperaturas que promedien los 700°C.

Además, considerando que para la cabeza de la cámara se necesita un acople para la bujía, que hace de ignitor; y para la cola de la cámara de combustión se necesita de otro acople cuyo fin sea contener o fijar la tobera para la salida de los gases, estamos hablando de que se necesitan de 2 piezas más, tanto para la cabeza como para la cola.

Entonces, se decidió implementar una solución tanto para solucionar los problemas de los empaques y de los acoples, mediante la construcción de 2 piezas, en base a las siguientes necesidades:

- Soportar una temperatura promedio de 700 °C
- Estar hechas de un material más suave que el acero
- El material debe ser más suave que el acero, debido a que la cámara estará sometida a diferentes pruebas de combustión y que los acoples de bronce van a estar en contacto con las tapas hechas de acero, estos acoples deben cumplir la función de empaques, al sufrir una pequeña dilatación consecuencia de la temperatura de la combustión.

Es importante tener en cuenta que el presente trabajo de titulación no tiene como objetivo realizar el diseño y construcción de la tobera, por lo tanto, se utilizó una tobera dada por el Ingeniero director de la presente tesis que contiene el empaque o sello de seguridad para la cola de la cámara de combustión.

En la Figura 69 se puede observar una vista lateral del acople de bronce para la cola de la cámara, la parte encerrada en rojo hace de sello de seguridad para evitar la fuga de gases o fluidos y en la parte restante (en el interior) se encuentra la tobera.

Figura 69.

Vista lateral del sello de seguridad y tobera



Además, es importante observar en la Figura 70., cómo se ensambla la tapa trasera con el acople para la cola de la cámara.

Figura 70.

Vista lateral de la tapa de la cámara con el sello de seguridad y la tobera



En la Figura 71, se presenta el acople para la cabeza de la cámara de combustión, es importante considerar el orden correcto en el que se ensamblan las 3 piezas. Estas partes se los manufacturó también en bronce y tienen el fin de contener el propelente sólido y la bujía, además, al ser la cabeza de la cámara de combustión, será el medio para golpear a la celda de carga y así sensor la fuerza.

Figura 71.

Sello de seguridad y porta bujía para la cabeza de la cámara



En la Figura 72., se muestra el sello de seguridad para la cabeza de la cámara de combustión y en la Figura 73., se indica el orificio para almacenar la bujía de pre calentamiento.

Figura 72.

Sello de seguridad para la cabeza de la cámara de combustión

**Figura 73.**

Orificio para almacenar la bujía de pre calentamiento



En la Figura 74., muestra el ensamble de la cabeza de la cámara de combustión con la bujía y en la Figura 75 se observa la tapa frontal totalmente ensamblada. Las medidas de los acoples, tanto para la cabeza como para la cola de la cámara de combustión se encuentran detallados en los planos.

Figura 74.

Acoples para la cabeza de la cámara de combustión

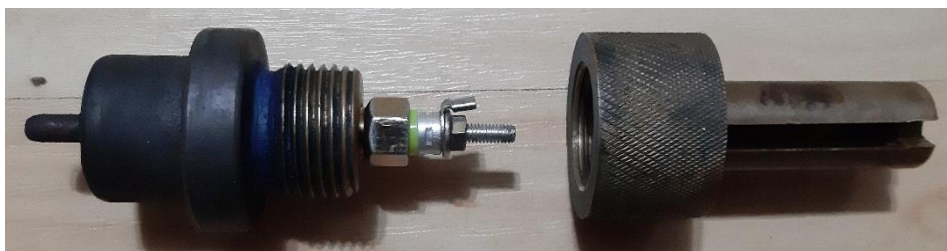
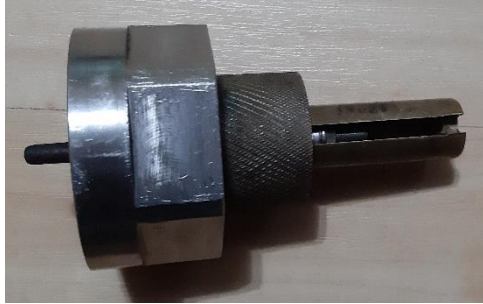


Figura 75.

Tapa y acoples ensamblados de la cabeza de la cámara de combustión.

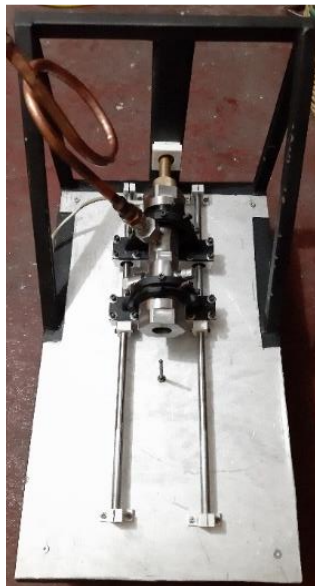


Ensamblaje de los componentes mecánicos.

Una vez finalizada la construcción de la estructura del banco de ensayos y de la cámara de combustión, se procedió a ensamblar todos los componentes. Teniendo así dos resultados, uno para el módulo 1 y el otro para el módulo 2. Siendo el módulo 2, el ensamble relativamente más complicado como se puede observar en la Figura 76.

Figura 76.

Vista superior del BEMCO con la cámara de combustión (módulo 2)



Montaje de sensores

A continuación, se muestra como fue el montaje de los 4 sensores que fueron utilizados para el presente trabajo de titulación:

Montaje Transductor de Presión

Para el montaje se tuvo en cuenta los siguientes requerimientos:

- El neplo que está destinado como acople para la medición de la presión interna de la cámara es de 1/4".
- Se utilizó un tubo de sifón (tipo cola de cerdo) de cobre de 1/2", mostrado en la Figura 77., que tiene el objetivo de unir el neplo a la salida de la cámara de combustión con el transductor de presión.
- Se utilizó una unión universal y luego un bushing de 1/2" para unir el neplo de 1/4" con el tubo de sifón.
- Se trabajó con el cobre debido a que este material permite tener una buena disipación de calor y así evitar que la temperatura ocasionada por la combustión afecte directamente al transductor de presión.
- Los extremos del tubo de sifón contienen uniones roscadas hembras de 1/2".
- En lo que tiene que ver con la parte electrónica, el transductor de presión contiene 2 entradas, que refieren a la alimentación de 5V y una salida que es la señal sensada. Estas entradas y salida se unen mediante un cable mallado de 3 hilos que va hacia la tarjeta electrónica que se encuentra ubicada dentro del BEMCO.

Figura 77.

Acople tubo de sifón con el transductor de presión



Montaje del Termopar para la medición de temperatura dentro de la cámara de combustión.

Al igual que para el montaje del transductor de presión, se tuvieron en cuenta las siguientes consideraciones para el montaje de termopar que tiene como objetivo la medición de la temperatura interna de la cámara:

- El largo del termopar es de 30 mm.
- El diámetro del termopar es de 5 mm.
- El termopar tiene un acople que sirve como unión con el neplo de 1/8".

Figura 78.

Ensamble – unión cámara de combustión con el termopar



Figura 79.*Cámara de combustión y termopar ensamblados*

En la Figura 78., se encuentra el termopar de 5 mm de diámetro, pero en la Figura 79., se puede observar que a lo largo del termopar existe un cambio de sección a un diámetro mayor, que es de 7 mm, esto hace la función de empaque para evitar la fuga de gases. También se observa cómo se ensambla el termopar con la cámara de combustión, mediante una unión roscada de 1/8". Y con respecto a la parte electrónica, los cables que salen del termopar se dirigen al interior del BEMCO para que puedan ser conectados a toda la parte electrónica correspondiente.

Montaje del Termopar para medir la temperatura de los gases a la salida de la tobera

El ensamblaje del termopar que va a salida de los gases es algo similar al termopar anterior y para esto se tuvieron en cuenta los siguientes parámetros, el termopar utilizado se lo puede ver en la Figura 80.

- El largo del termopar es de 100 mm.
- El diámetro del termopar es de 5 mm.
- El termopar tiene un acople roscado de 1/8".

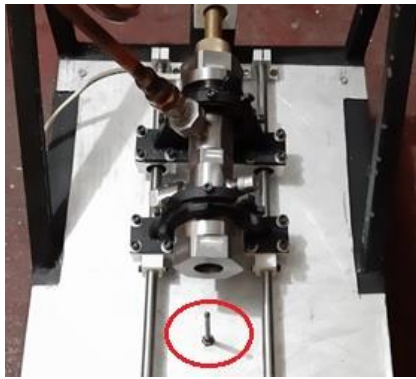
Figura 80.

Termopar para la medición de temperatura a la salida de los gases



Figura 81.

Termopar y BEMCO ensamblados



En la Figura 81., se muestra la importancia que el largo del termopar sea de 100 mm, ya que tiene que estar a la altura de la tobera que es por donde salen los gases. Además, la unión entre el BEMCO y el termopar está hecho mediante una unión roscada de 1/8", para evitar que la fuerza con la que salen los gases pueda expulsar al termopar del BEMCO.

Y con respecto a la parte electrónica, los cables que salen del termopar están en el interior del BEMCO para que puedan ser conectados a toda la parte electrónica correspondiente.

Montaje de la celda de carga

Para el montaje de la celda de carga, indicada en la Figura 82, se tuvieron en cuenta las siguientes observaciones:

Figura 82.

Celda de carga tipo botón



- La celda de carga es tipo botón
- El diámetro de la celda de carga es de 32 mm.
- Detrás de la celda de carga existen 2 agujeros roscados de 3 mm.
- La celda de carga debe ir aleneado al centro de las tarrajas.

Para ensamblar la celda de carga sobre la viga donde va colocada, se realizaron 2 agujeros de 3 mm para atornillarlos con los pernos m3 y de esta manera queda sujeto como se observa en la Figura 83.

Figura 83.

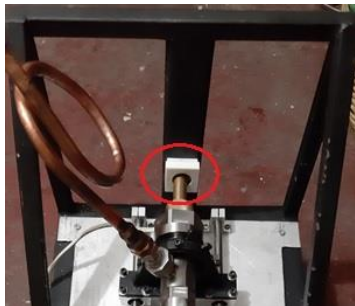
Celda de carga colocada sobre la viga



Se debe considerar que también se realizaron 4 agujeros de 5 mm que forman un cuadrado, con el fin de colocar y fijar una caja protectora para la celda de carga, esta caja será sostenida mediante 4 pernos M5. Y con respecto a la parte electrónica, el cable que sale de la celda de carga va dentro de la viga hacia el interior del BEMCO para que puedan ser conectados a toda la parte electrónica correspondiente. En la Figura 84 se observa la celda de carga colocada en el banco de ensayos.

Figura 84.

Celda de carga con la caja de protección



Calibración de los sensores

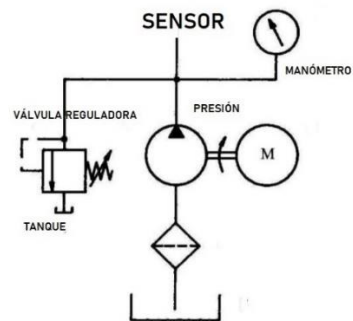
El proceso de calibración de los sensores es muy importante pues en este punto se ha ido ajustando las escalas y linealizando cada sensor. Lo que se hizo fue ir evaluando valores de acuerdo a las características presentadas por los sensores en cada hoja de datos.

Transductor de presión

El transductor de presión se lo trabajó en el Laboratorio de Hidráulica y Neumática de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Se armó el circuito hidráulico mostrado en la Figura 85, en el tablero destinado a trabajos hidráulicos.

Figura 85.

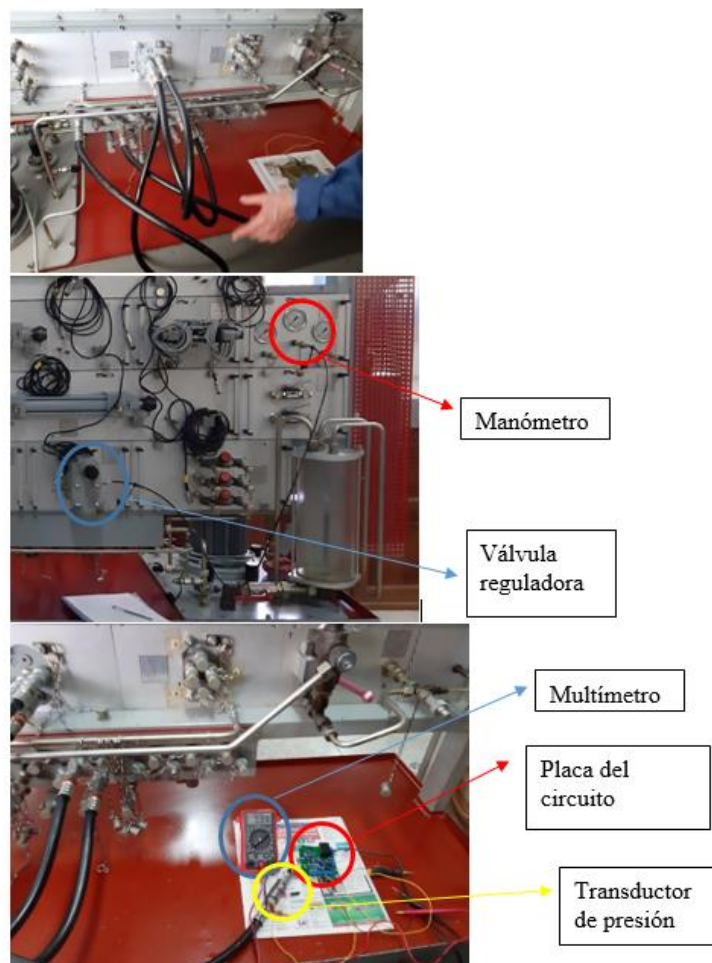
Circuito de prueba para transductor de presión



En la Figura 86, se muestra el circuito hidráulico y el circuito electrónico conectados para realizar la calibración del sensor de presión.

Figura 86.

Armado del circuito hidráulico



Luego de armados los circuitos, se procedió a variar la presión con ayuda de la válvula reguladora a través del manómetro. Al ir variando también cambiará el voltaje de salida en el sensor y de igual forma los datos seriales que muestra la computadora. Se realizó una tabla de valores y luego se linealizó para obtener una fórmula, con la cual se presentó valores reales, indicados en la Tabla 13.

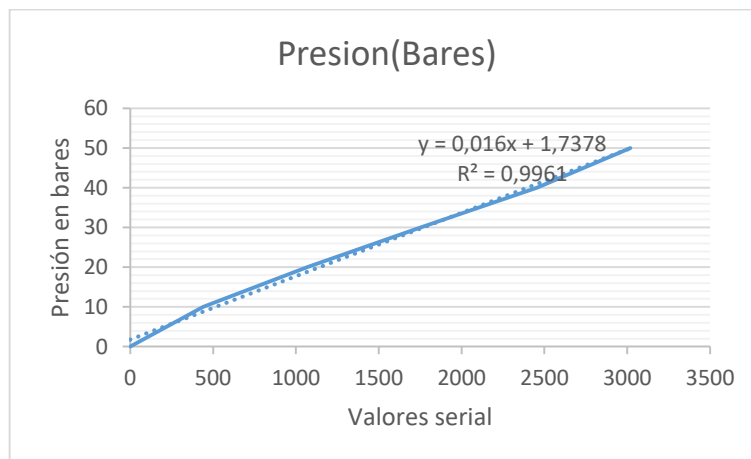
Tabla 13.

Valores obtenidos del transductor de presión

Presión(Bares)	Voltaje(V)	Serial
0	0	0
10	0,1012	440
20	0,448	1070
30	0,79	1754
40	1,135	2454
50	1,402	3020

Figura 87.

Linealización de los valores obtenidos del transductor de presión



Obtenemos como ecuación:

$$P = 0,016 * A + 1,7378$$

Donde P es la presión en bares y A es el valor analógico que se obtiene del sensor.

Celda de carga

Para la celda de carga se procedió de la misma manera que el transductor, con la diferencia que los ensayos se realizaron en el Laboratorio de Mecánica de Materiales de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, como se indica en la Figura 88.

Las pruebas se realizaron en este laboratorio ya que cuenta con una máquina de ensayos universal. Con la ayuda de esta máquina se aplicó un peso controlado hasta un máximo valor de acuerdo con la hoja de datos. Se obtuvo una tabla con los valores de fuerza, el voltaje de salida y el valor serial que muestra la computadora.

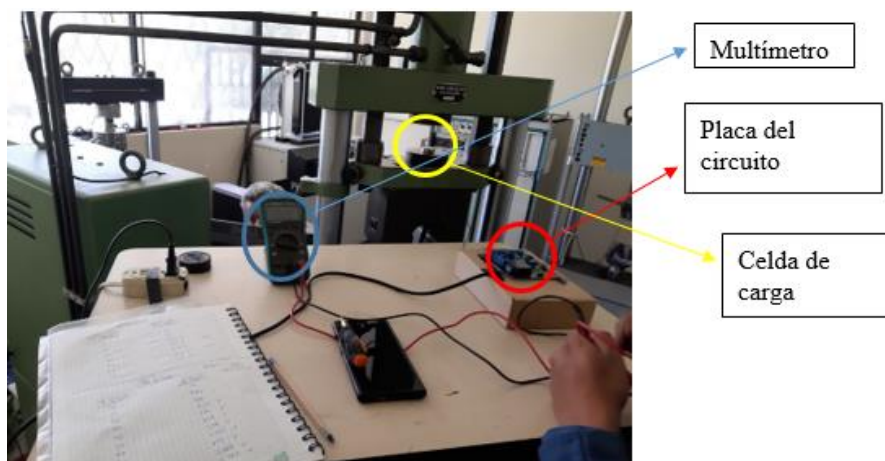
Figura 88.

Máquina de ensayo universal



Figura 89.

Pruebas con la celda de carga



Luego de armados los circuitos, como se indica en la Figura 89., se procedió a variar la presión con ayuda de máquina de ensayos universales. Al ir variando también cambiará el voltaje de salida en el sensor y de igual forma los datos seriales que muestra la computadora. Se realizó una tabla de valores y luego se linealizó para obtener una fórmula, con la cual se presentó valores reales, indicados en la Tabla 14.

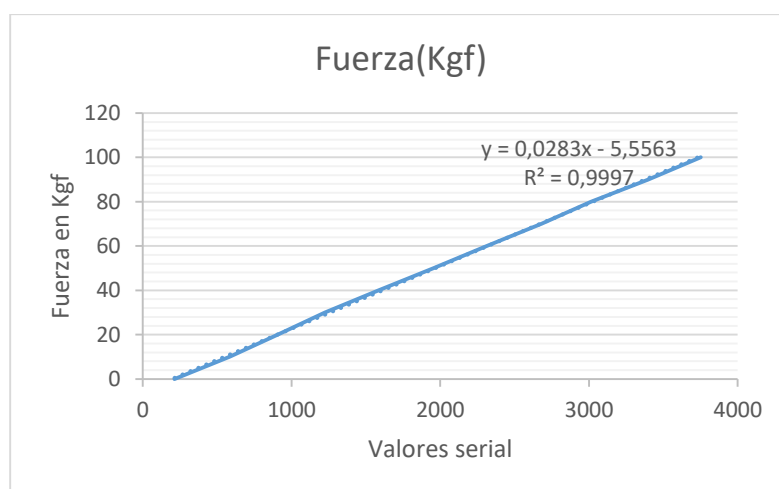
Tabla 14.

Valores obtenidos de la celda de carga

Fuerza(Kgf)	Voltaje(V)	Serial
0	0	213
10	0,19	584
20	0,37	907
30	0,54	1225
40	0,72	1584
50	0,9	1951
60	1,083	2313
70	1,27	2679
80	1,45	3013
90	1,63	3396
100	1,8	3752

Figura 90.

Linealización de los valores obtenidos de la celda de carga



Obtenemos como ecuación:

$$F = 0,0283 * A - 5.5563$$

Donde F es la fuerza está en Kgf y A es el valor analógico que se obtiene de la celda de carga.

Termopares

Para la linealización de los dos termopares se usó el horno mufla del laboratorio de Ciencia de Materiales de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, como se indica en la Figura 91, el cual puede llegar a una temperatura máxima de 900°C, lo suficiente para la toma de valores y la calibración de cada sensor de acuerdo a nuestras necesidades.

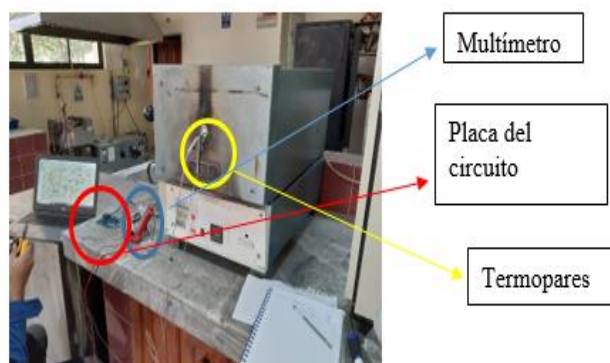
Figura 91.

Horno Mufla



Figura 92.

Toma de datos de los termopares



Una vez colocados los sensores y ensamblado los circuitos, como se ve en la Figura 92., se procedió a aumentar la temperatura hasta los 900°C. Al ir variando también cambiará el voltaje de salida en el sensor y de igual forma los datos seriales que muestra la computadora. Se realizó una tabla de valores y luego se linealizó para obtener una fórmula, con la cual se presentaron valores reales, indicados en la Tabla 15., es importante tener en cuenta que se dividió las pruebas en dos escalas, la primera irá desde los 100°C hasta los 500°C y la segunda desde los 500°C hasta los 900°C. A continuación, se muestran los resultados correspondientes a la escala 1 del termopar pequeño.

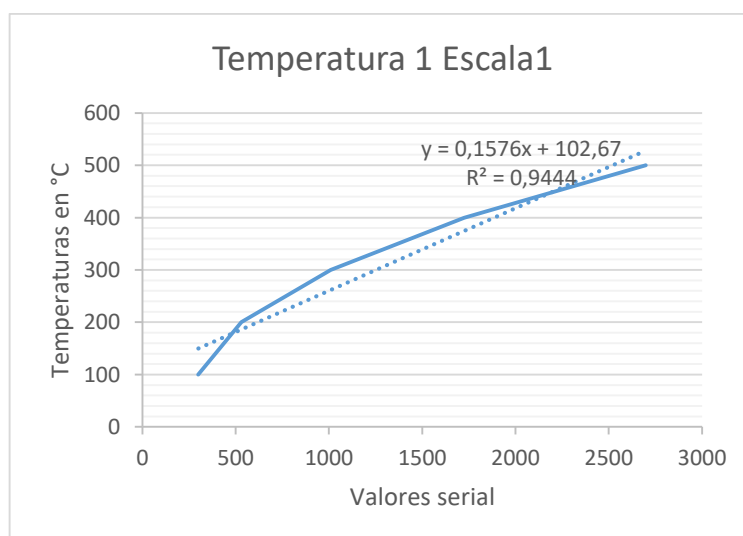
Tabla 15.

Datos obtenidos del termopar pequeño para la primera escala

Termopar pequeño	
Analógico	Temperatura(°C)
299	100
530	200
1009	300
1726	400
2698	500

Figura 93.

Linealización del termopar pequeño para la primera escala



Obtenemos como ecuación:

$$T1 = 0,1576 * A + 102,67$$

Donde T1 es la temperatura del sensor en grados centígrados y A es el valor analógico que se obtiene del termopar.

Para la primera escala, correspondiente a temperaturas desde los 100°C hasta los 500°C del termopar grande, se obtuvo los datos indicados en la Tabla 16 y su respectiva linealización mostrada en la Figura 94.

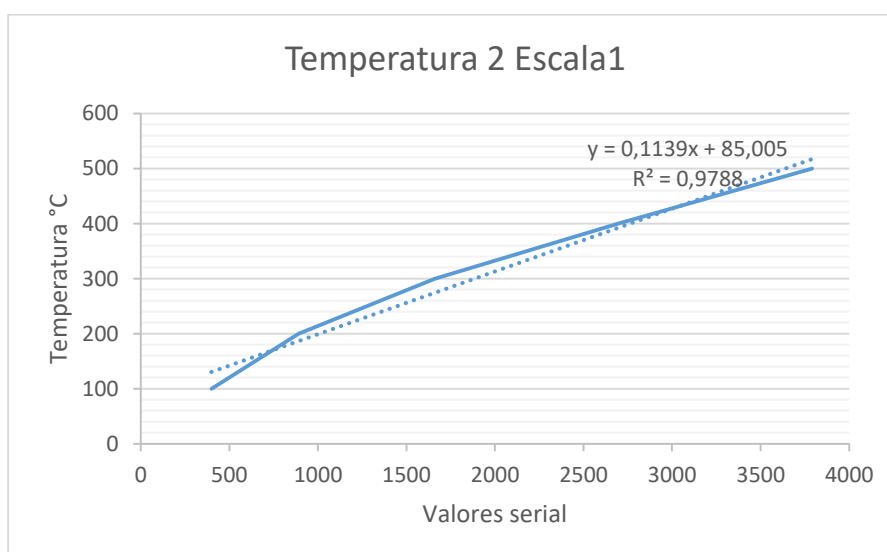
Tabla 16.

Datos obtenidos del termopar grande para la primera escala

Termopar grande	
Analógico	Temperatura(°C)
398	100
890	200
1661	300
2695	400
3791	500

Figura 94.

Linealización del termopar largo para la primera escala



Se obtuvo la ecuación:

$$T2 = 0,1139 * A + 85,005$$

Donde T2 es la temperatura del sensor en grados centígrados y A es el valor analógico que se obtiene del termopar.

Para la segunda escala, correspondiente a temperaturas desde los 500°C hasta los 900°C del termopar pequeño, se obtuvo los datos indicados en la Tabla 17 y su respectiva linealización mostrada en la Figura 95.

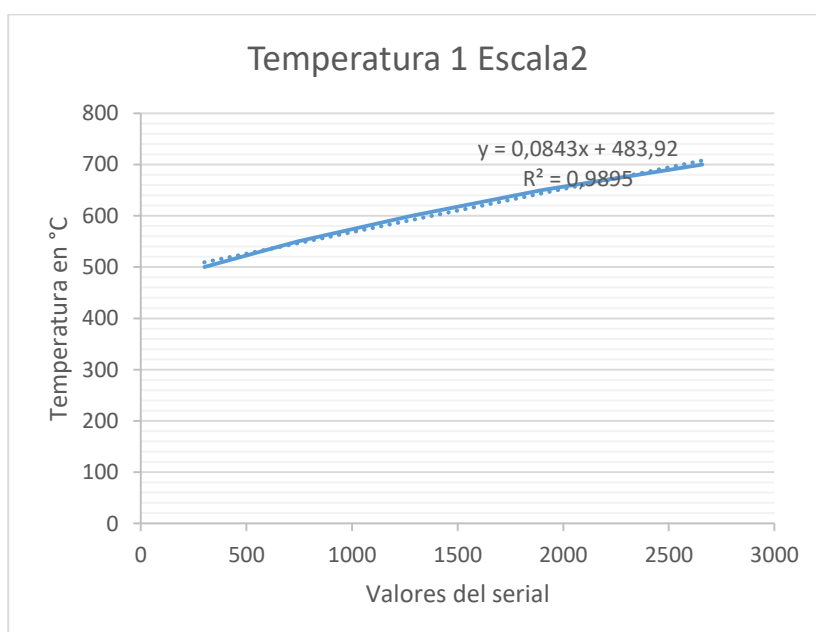
Tabla 17.

Datos obtenidos del termopar pequeño para la segunda escala

Termopar pequeño	
Analógico	Temperatura(°C)
301	500
744	550
1284	600
1898	650
2659	700

Figura 95.

Linealización del termopar pequeño para la segunda escala



Obtenemos como ecuación:

$$T1 = 0,0843 * A + 483,92$$

Donde T1 es la temperatura del sensor en grados centígrados y A es el valor analógico que se obtiene del termopar.

Para la segunda escala, correspondiente a temperaturas desde los 500°C hasta los 900°C del termopar grande, se obtuvo los datos indicados en la Tabla 18 y su respectiva linealización mostrada en la Figura 96.

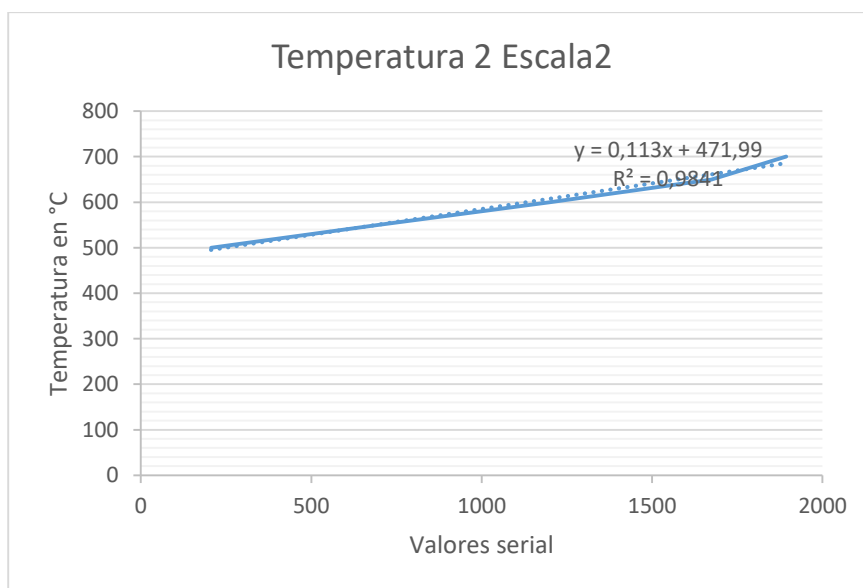
Tabla 18.

Datos obtenidos del termopar grande para la segunda escala

Termopar grande	
Analógico	Temperatura(°C)
206	500
694	550
1198	600
1674	650
1894	700

Figura 96.

Linealización del termopar largo para la segunda escala



Se obtuvo la ecuación:

$$T2 = 0,113 * A + 471,99$$

Donde T2 es la temperatura del sensor en grados centígrados y A es el valor analógico que se obtiene del termopar.

Capítulo V

Pruebas y resultados

Protocolo de pruebas

Para realizar los diferentes ensayos descritos en el banco de pruebas, es necesario conocer el proceso de manejo del equipo para cada prueba. Para tener excelentes resultados al realizar un ensayo en el equipo, así como la preservación de sus componentes, se sigue un determinado proceso antes, durante y después de las pruebas. En el anexo 1, se muestra el protocolo de pruebas de funcionamiento diseñado para este equipo.

Proceso a realizar antes del ensayo

Antes de realizar un ensayo, se toman en cuenta los parámetros que hacen que la prueba se realice satisfactoriamente, sin tener contratiempos ocasionados por mal funcionamientos del equipo ocasionados por fallas humanas. Al cumplir el protocolo del Anexo 1, se garantiza un buen funcionamiento del equipo y una prolongada vida de sus componentes.

Proceso a realizar durante el ensayo

Para realizar un ensayo en el BEMCO, se toman en cuenta las consideraciones siguientes planteadas por el diseñador en el anexo 1. La correcta operación del equipo evitará daños futuros en sus componentes, así como se eludirán riesgos al operador por su manejo inescrupuloso. Solo de esta manera se garantiza un buen funcionamiento del equipo y una prolongada vida de sus componentes.

Anclaje del BEMCO

Se debe considerar que el BEMCO está anclado a una base de concreto. Previamente se colocó 4 pernos de anclaje de 1/2 pulgada en la base de concreto y sobre ellos el BEMCO queda anclado, unidos por una rosca también de 1/2 pulgada.

Sujeción del motor cohete o cámara de combustión

El motor cohete o la cámara de combustión se sujetan mediante el sistema de sujeción de mecanismo de las tarrajas, es decir que únicamente se necesita girar los dientes de las tarrajas para realizar el ajuste de los elementos en mención, cabe mencionar que no es necesario ajustar con algún tipo de llave en especial, ya que los elementos a sujetar contienen ranuras en donde ingresan los dientes de las tarrajas y así evitar su desplazamiento.

Colocar el propelente

Para colocar el propelente sólido es necesario retirar la tapa frontal y colocarlo justo sobre la bujía, cabe aclarar que la pastilla del propelente tiene las medidas exactas para ingresar en el acople de la tapa frontal, así también contiene un agujero central en donde ingresa la bujía, es trascendental que la bujía esté en contacto con el interior de éste para que pueda producirse de manera correcta el proceso de combustión.

Verificar la posición de los sensores

Se debe verificar la posición y ubicación de los 4 sensores. Se debe revisar que la celda de carga esté alineada al motor cohete o cámara de combustión. Después hay que verificar que el transductor de presión esté ajustado correctamente a la cola de cerdo o tubo de sifón, también que esté ajustado a la cámara de combustión. Para el tercer sensor que es el de temperatura interna, verificar que esté ajustado y en posición adecuada para no flexionar demasiado el cable que va a la tarjeta de adquisición. Y para el último sensor, que es el de temperatura externa, verificar que esté a la altura de la tobera ya sea para el motor cohete o la cámara de combustión, cabe aclarar que este sensor contiene una sujeción con un ajuste para que soporte los gases a la salida de la tobera.

Tipo de tobera a utilizar

La tobera a utilizarse depende directamente del tipo de propelente, ya que existen los tipos Candy que son relativamente suaves y que se pueden accionar con una tobera de menor diámetro. Pero si se requiere probar otros diferentes al tipo Candy, se deberá utilizar la tobera con un diámetro mayor para evitar la falla del disco de seguridad en caso de que la combustión sobre pase el valor de la presión interna de diseño.

Proceso a realizar después del ensayo

Después de realizar el o los ensayos en el banco de pruebas, se toma en cuenta parámetros establecidos por el diseñador. A pesar de que se termine los ensayos, hay que tomar en cuenta algunos procedimientos de seguridad al apagar el equipo. Solo de esta manera se garantiza una prolongada vida de cada uno de sus componentes.

Apagado del sistema

Cuando se haya terminado todos los ensayos en el banco de pruebas, en primer lugar, se apaga el cargador de baterías que alimenta a la bujía. Seguido se apaga el sistema de control electrónico mediante la perilla ubicada en el panel. Y así todo el sistema estará listo para el desacople mecánico.

Desacople de elementos de prueba del BEMCO

Se debe esperar un tiempo aproximado de 10 minutos para que el motor cohete o la cámara de combustión se enfríen, debido a que se puede exponer a quemaduras si se requiere desacoplar los elementos de manera instantánea luego de realizar alguna prueba. Una vez esperado el tiempo requerido, se desacopla el motor cohete o cámara de combustión, luego se retiran las tapas en el caso de la cámara de combustión. Luego se procede a retirar los sensores de temperatura interna y externa. Seguidamente se desconecta la alimentación y señal del transductor de presión. Cabe aclarar que la celda de carga permanece siempre en el mismo lugar, es decir no es necesario retirar.

Finalmente se retiran las 4 tuercas de ajuste de anclaje y el BEMCO está listo para ser llevado a su lugar de almacenamiento.

Mantenimiento

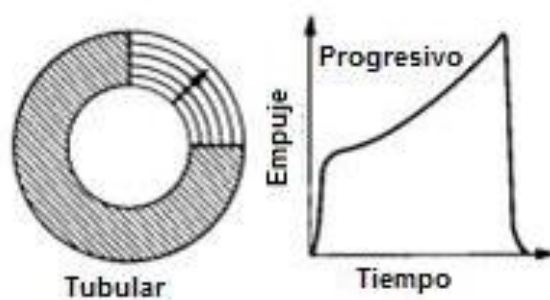
Para una prolongada vida de los diferentes elementos que componen el BEMCO se debe garantizar la utilización correcta del manual de mantenimiento, descrita en el Anexo 3. Se deben tomar en cuenta todos los aspectos que influyen en la funcionalidad del BEMCO, parámetros como, inspección, limpieza, comprobación de ajustes, están descritos en el anexo indicado. Debido a que los propelentes son compuestos químicos, la limpieza se convierte en uno de los parámetros más importantes, ya que, si no se cumplen los factores de limpieza, algunos elementos pueden llegar a verse afectados por la corrosión debido a los gases que se producen durante la combustión, dejando así inservible el BEMCO en caso de no cumplirse los parámetros de limpieza.

Análisis Resultados

Los propelentes sólidos que se probaron son de forma tubular cilíndrica cuya forma de quemado y del empuje se muestra en la Figura 97.

Figura 97.

Forma de combustión y de empuje del propelente tubular.

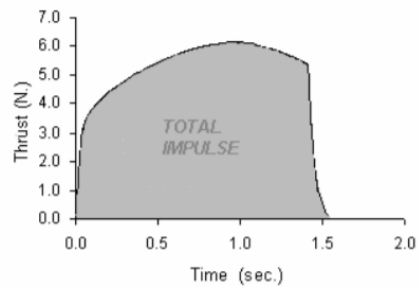


Nota. Tomado de empuje de un propelente tubular, por Richard Nakka, (2019), Teoría sobre motores cohete de propelente sólido (http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)

Una vez obtenido la gráfica del empuje vs tiempo, como se observa en la Figura 98., se calculó el impulso mediante la integral de la misma, pues el impulso es el área bajo la curva.

Figura 98.

Impulso de un motor cohete

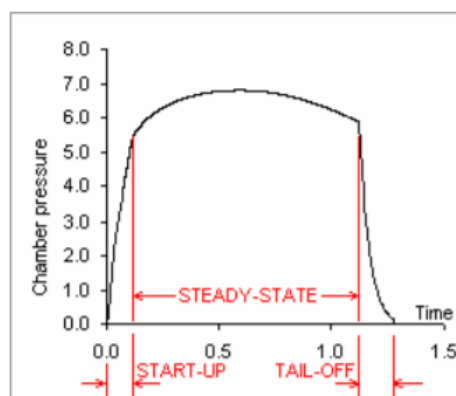


Nota. Tomado de impulso de un propelente tubular, por Richard Nakka, (2019), Teoría sobre motores cohete de propelente sólido(http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)

Finalmente, la curva del empuje para este tipo de motores cohete se muestra en la Figura 99.

Figura 99.

Forma de la gráfica de la presión de cámara respecto al tiempo



Nota. Tomado de presión de cámara de un combustible tubular, por Richard Nakka, (2019), Teoría sobre motores cohete de propelente sólido(http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf)

Para las pruebas en campo, se las realizó en los exteriores de las instalaciones del CICTE, ubicado dentro de la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Se contó con dos grupos de probetas de propelentes sólidos tipo Candy, cuyos resultados se detallan de la siguiente manera:

Grupo 1

Probeta 1:

Como se observa en la Figuras 100 y 101, al combustionar la probeta da un empuje de 1,09 Kgf, es decir 10,68 N. La cámara tiene una presión de 4,68 bares que equivale a 67,87 psi y a su vez 468000 Pa. Finalmente, el impulso generado es de 6,22 Kgf-s o 61 N-s y un tiempo de quemado de 0,7 s.

- Peso: 10 gr
- Composición: 35% Sorbitol y 65%KNO₃

Figura 100.

Grafica de presión y fuerza de la probeta 1

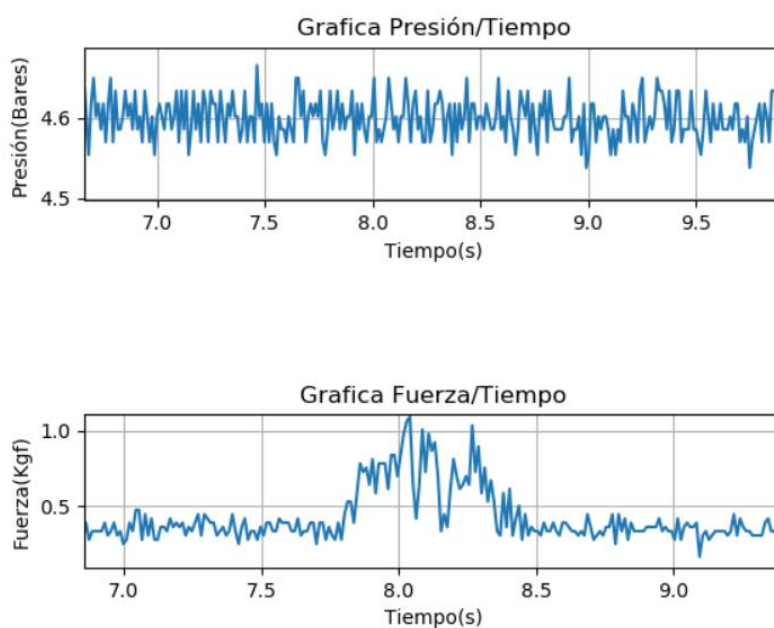
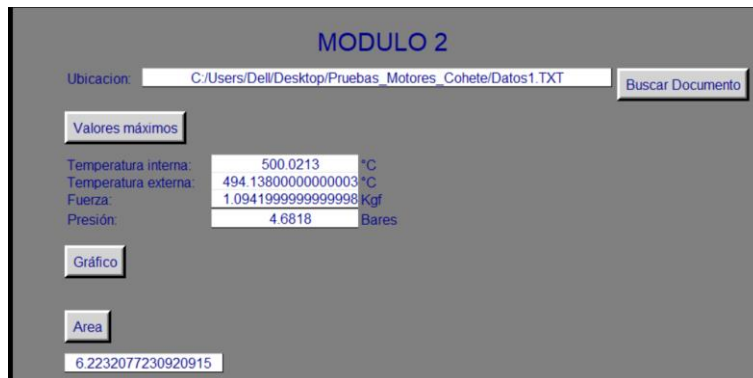


Figura 101.

Valores calculados de la probeta 1



Probeta 2:

Como se observa en la Figuras 102 y 103, al combustionar la probeta da un empuje de 3,754 Kgf, es decir 36,77 N. La cámara tiene una presión de 10,71 bares que en psi son 155,33 psi y a su vez 1071000 Pa. Finalmente, el impulso generado es de 13,22 Kgf-s o 129,68 N-s y un tiempo de quemado de 1,2 s.

- Peso: 26gr
- Composición: 35% Sorbitol y 65%KNO₃

Figura 102.

Grafica de presión y fuerza de la probeta 2

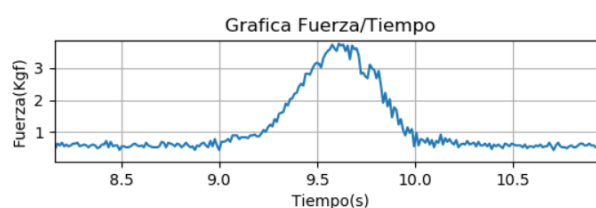
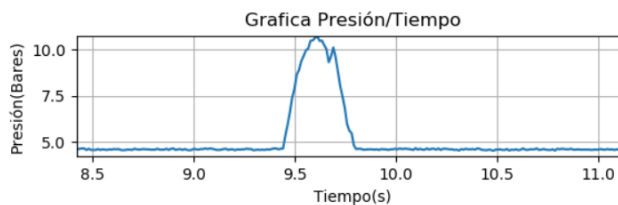
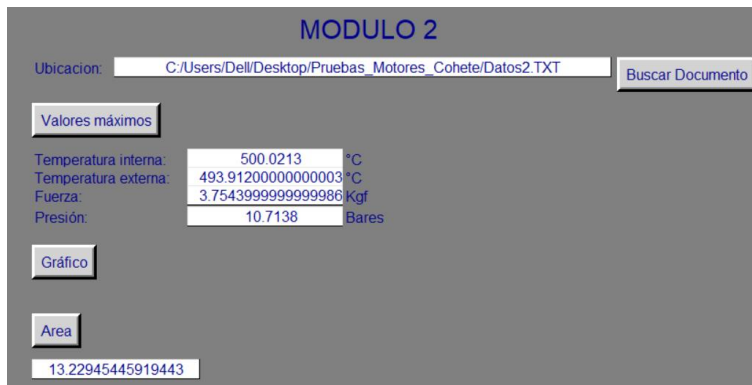


Figura 103.

Valores calculados de la probeta 2



Probeta 3:

Como se observa en la Figuras 104 y 105, al combustionar la probeta da un empuje de 8,905 Kgf, es decir 87.3282 N. La cámara tiene una presión de 48,55 bares que en psi son 704,15822 psi y a su vez 4855000 Pa. Finalmente, el impulso generado es de 6,06 Kgf-s o 59,44 N-s y un tiempo de quemado de 0,35 s.

- Peso: 30 gr
- Composición: 35% Sorbitol y 65%KNO₃

Figura 104.

Gráfica de presión y fuerza de la probeta 3

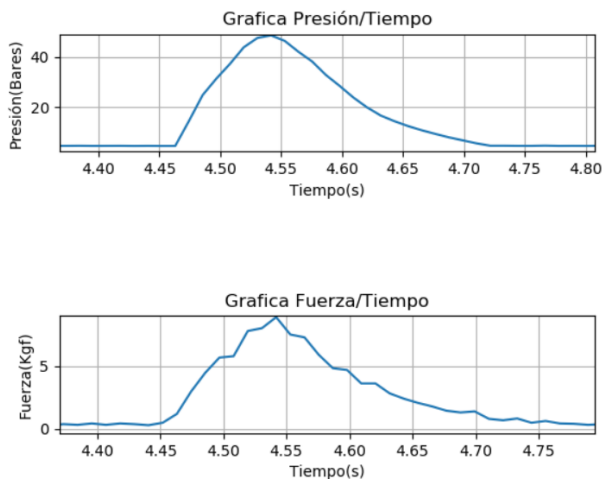
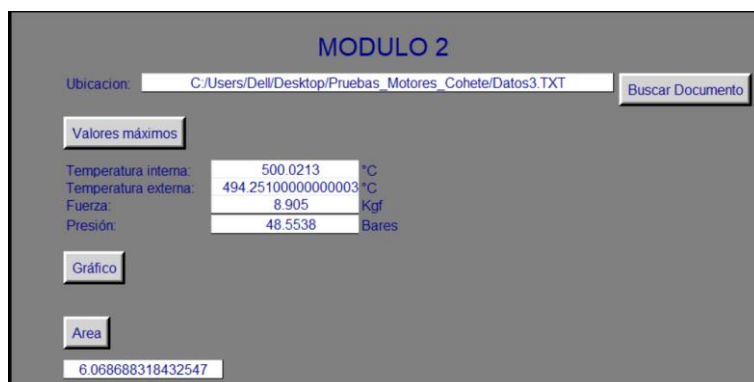


Figura 105.

Valores calculados de la probeta 3



Probeta 4:

Como se observa en la Figuras 106 y 107, al combustionar la probeta da un empuje de 2,84 Kgf, es decir 27,85 N. La cámara tiene una presión de 7,89 bares que en psi son 114,43 psi y a su vez 789000 Pa. Finalmente, el impulso generado es de 7,37 Kgf-s o 72,3 N-s y un tiempo de quemado de 0,5 s.

- Peso: 16 gr
- Composición: 34% Sorbitol, 65%KNO₃ y 1% fósforo

Figura 106.

Gráfica de presión y fuerza de la probeta 4

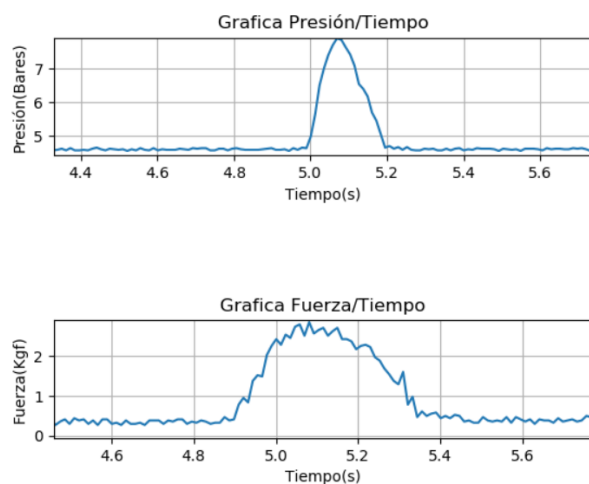
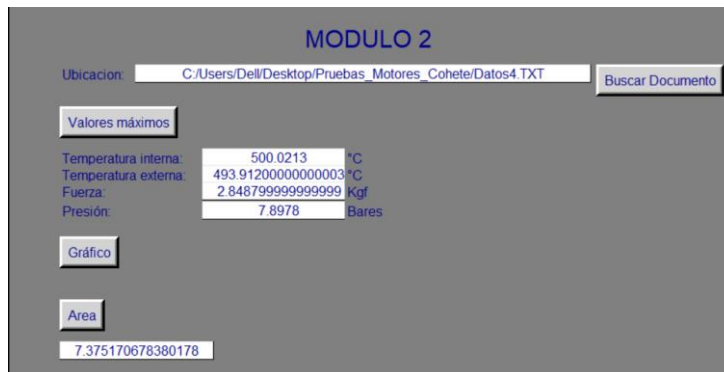


Figura 107.

Valores calculados de la probeta 4



Probeta 5:

Como se observa en la Figuras 108 y 109, al combustionar la probeta da un empuje de 6,35 Kgf, es decir 62,27 N. La cámara tiene una presión de 26,66 bares que en psi son 386,67 psi y a su vez 2666000 Pa. Finalmente, el impulso generado es de 11,34 Kgf-s o 111,2 N-s y un tiempo de quemado de 0,45 s.

- Peso: 29 gr
- Composición: 35% Sorbitol y 65%KNO₃

Figura 108.

Gráfica de presión y fuerza de la probeta 5

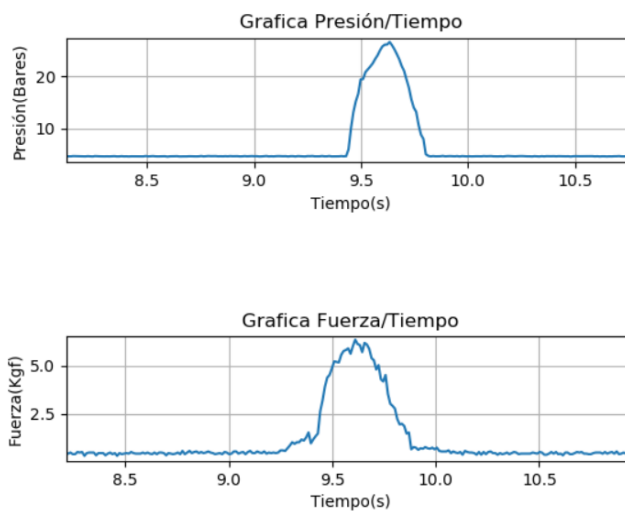


Figura 109.

Valores calculados de la probeta 5

MODULO 2

Ubicación:

Temperatura interna: 500.10560000000004 °C
 Temperatura externa: 494.13800000000003 °C
 Fuerza: 6.357999999999999 Kgf
 Presión: 26.6658 Bares

En la Tabla 19 se muestra un resumen de los ensayos realizados en las 5 probetas, teniendo en cuenta que se resumen los factores más importantes que son: tiempo de quemado, empuje, impulso y presión.

Tabla 19.

Resumen de pruebas para el grupo 1.

Parámetro	Probeta 1	Probeta 2	Probeta 3	Probeta 4	Probeta 5
Tiempo de quemado(s)	0,7	1,2	0,35	0,5	0,45
Empuje (N)	10,68	36,77	87,32	27,85	67,27
Impulso (N-m)	61	129,68	59,44	72,3	111,2
Presión (Pa)	468000	10710000	4855000	789000	2666000

Grupo 2

Probeta 1:

Como se observa en la Figuras 110 y 111, la probeta al combustionar nos da un empuje de 8,33 Kgf, es decir 81,68 N. La cámara tiene una presión de 6,45 bares que en psi son 93,55 psi y a su vez 645000 Pa. Finalmente, el impulso generado es de 9,17 Kgf-s o 89,9 N-s y un tiempo de quemado de 0,7 s.

- Peso: 150 gr
- Composición: 37% Sorbitol, 60%KNO₃ y 3% Azufre

Figura 110.

Grafica de presión y fuerza de la probeta 1

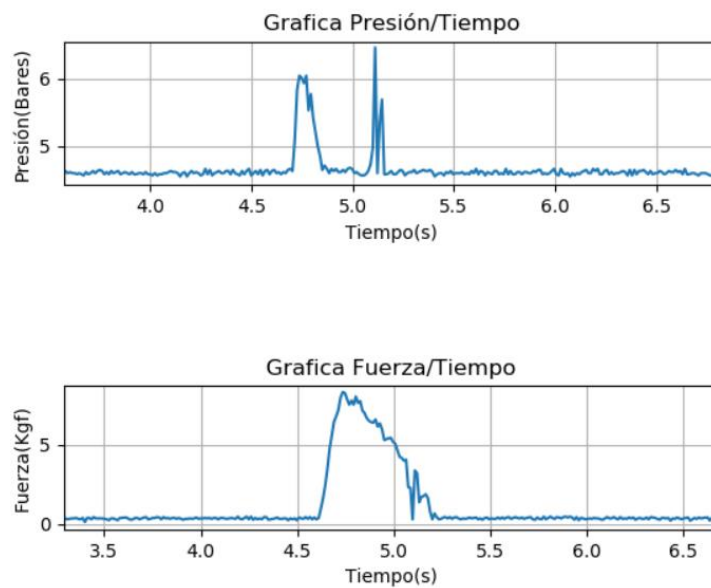
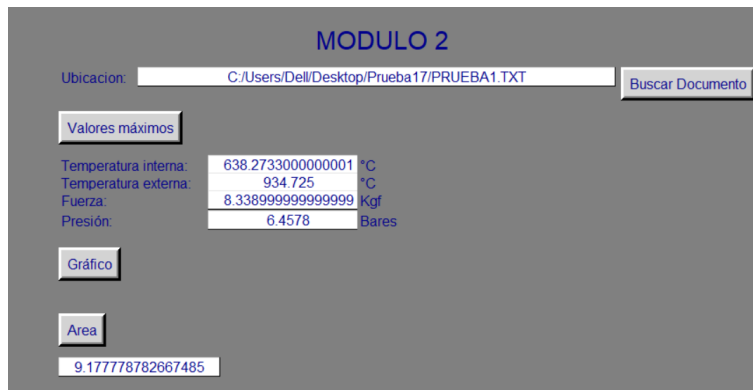


Figura 111.

Valores calculados de la probeta 1



Probeta 2:

Como se observa en la Figuras 112 y 113, la probeta al combustionar, da un empuje de 9,07 Kgf, es decir 88,9 N. La cámara tiene una presión de 6,98 bares que en psi son 101,2 psi y a su vez 698000 Pa. Finalmente, el impulso generado es de 10,26 Kgf-s o 100,65 N-s y un tiempo de quemado de 0,65 s.

- Peso: 150 gr
- Composición: 37% Sorbitol, 60%KNO₃ y 3% Azufre

Figura 112.

Grafica de presión y fuerza de la probeta 2

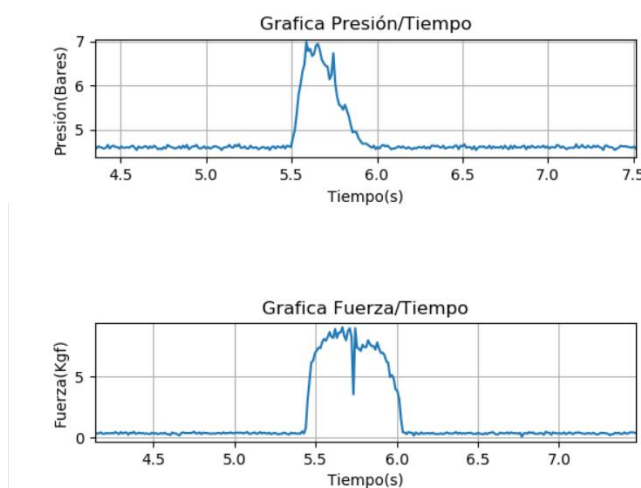
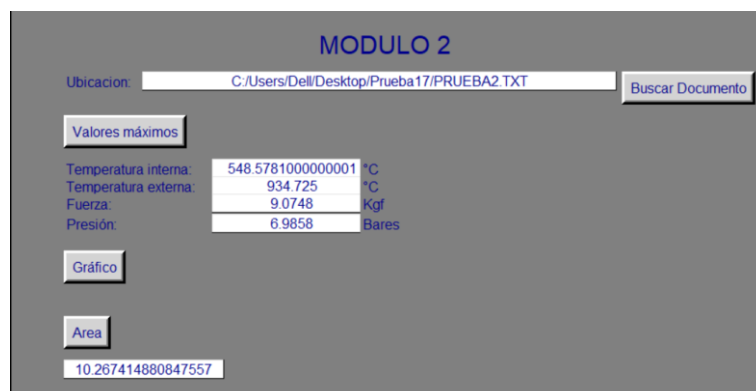


Figura 113.

Valores calculados de la probeta 2



En la Tabla 20 se muestra un resumen de los ensayos realizados en de 2 probetas, teniendo en cuenta que se resumen los factores más importantes que son: tiempo de quemado, temperatura de los gases, empuje, impulso, presión y temperatura interna.

Tabla 20.

Resumen de pruebas para el grupo 2

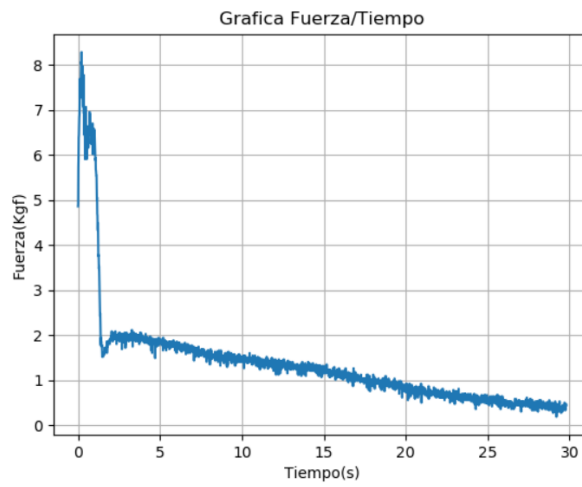
Parámetro	Probeta 1	Probeta 2
Tiempo de quemado(s)	0,7	0,65
Empuje (N)	81,68	88,9
Impulso (N-m)	89,9	100,65
Presión (Pa)	645000	698000
Temperatura Interna (°C)	548	638
Temperatura Externa (°C)	934	934

Pruebas con una probeta con características que se listan a continuación, para el módulo uno. La probeta al combustionar nos da un empuje de 8,28 Kgf, es decir 85,12 N. El impulso generado es de 40,8 Kgf-s o 400,2 N-s y un tiempo de quemado de 1,5 s., como se observa en las Figuras 114 y 115.

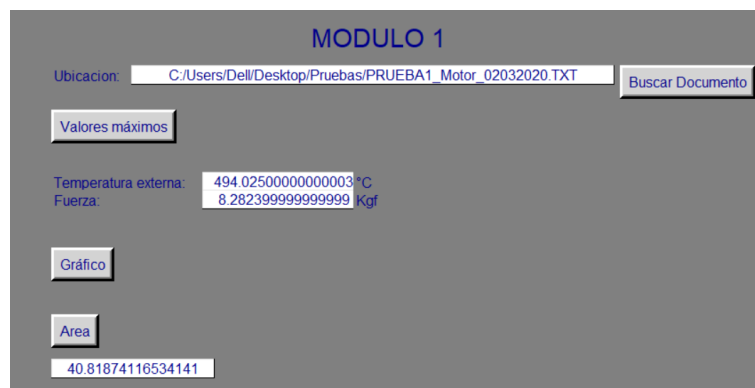
- Peso: 30 gr
- Composición: 35% Sorbitol y 65%KNO3

Figura 114.

Grafica de la fuerza de la probeta del motor cohete

**Figura 115.**

Valores de la probeta del motor cohete



Capítulo VI

Conclusiones y recomendaciones

Conclusiones

- Se diseñó un banco de ensayos para motores cohete cuyas medidas son 650x350x450mm, en donde se podrá analizar el comportamiento de los motores cohete y caracterizar las variables tales como empuje, temperatura de los gases, presión y temperatura interna de cámara según las necesidades del investigador. El diseño está realizado para motores cohete de categorías F, G y H. Su construcción se realizó con perfiles cuadrado tubular de 20x1,2 mm en todas las vigas a excepción de la viga transversal que soporta la fuerza de empuje provocada por el motor cohete o la cámara de combustión, que es un perfil en U de 50x25x2 mm de acero estructural A36.
- El Banco de Ensayos debe estar anclado a la base de concreto antes de entrar en funcionamiento con el fin de tener una buena toma de datos y para que no exista errores en la medición del impulso.
- El primer módulo se diseñó e implementó con un sistema de mordazas, para que, al momento de colocar el motor cohete, esté centrado con respecto a la celda de carga. Este sistema va sobre un carril formado por dos ejes de acero plata de 12 mm de diámetro y cuatro rodamientos lineales, los cuales ayudan a reducir el rozamiento durante el desplazamiento del motor cohete.
- Para el módulo dos se diseñó e implementó una cámara que albergará distintos tipos de propelentes, en particular sólidos, y toberas de varias medidas. Para la fácil colocación estos componentes la cámara será desmontable, además de permitir una correcta limpieza para pruebas posteriores. La cámara puede

soportar presiones de hasta 1000 psi dentro de ella. Las medidas son de 180 mm de largo por 42 mm de diámetro.

- La cámara de combustión contiene acoples para un termopar tipo K y un transductor de presión, que permiten medir los valores máximos de temperatura interna y presión respectivamente.
- Al diseñar y construir la cámara de combustión y como un método de seguridad se colocó una válvula de seguridad. Este elemento representa la mejor opción de seguridad para el operador. También se colocó un termopozo como medida de seguridad para el termopar y una cola de sifón o cola de cerdo para proteger al sensor de presión de las altas temperaturas.
- Para la instrumentación se usaron dos termopares tipo K, uno para evaluar la temperatura interna de cámara y otro la temperatura externa de los gases. El termopar que va dentro de la cámara es de diámetro 5 mm y de largo 30 mm, en cambio el segundo es de 5 mm de diámetro y 50 mm de largo. Para el empuje se utilizó una celda de carga tipo botón con una capacidad de 0 a 250 Kgf, es decir 1112 N. Por último, para la presión utilizamos un transductor de presión de 0 a 1000 psi.
- La tarjeta de adquisición de datos comandada por un microcontrolador representa una opción más económica para el funcionamiento del equipo diseñado. Los PLCs tienen usualmente mayores costos de adquisitivos y ocupan mayor espacio físico en sus adecuaciones. El microcontrolador es el ATXMEGA32A4, pues éste contiene 4 canales analógicos, y además cuenta con conversores A/D que permiten capturar datos y guardarlos en una memoria micro SD.

Recomendaciones

- Se recomienda tener en cuenta la composición y forma de los propelentes sólidos, ya que estos factores intervienen directamente en los resultados que se obtienen por medio de la adquisición de datos.
- Conocer y realizar un estudio más profundo acerca de las toberas utilizadas, ya que, según la forma y dimensiones de estas, se obtendrán diferentes tipos de datos.
- Se recomienda conocer perfectamente cómo va a reaccionar el propelente sólido para no exceder los 1000 psi, debido a que, si se supera dicha medida, también aumenta la temperatura y los sensores pueden sufrir daños considerando que son accesorios muy costosos y difíciles de adquirirlos en el mercado de nuestro país.
- Realizar un estudio más profundo al sistema de adquisición de datos y posterior a un control automatizado del equipo, así reducir el tiempo de preparación del equipo para un ensayo y la necesaria intervención del operario para colocar y ajustar manualmente todos los elementos del BEMCO.

Bibliografía

- Mouser Electronics, Inc. (2020). *Mouser Electronics*. Obtenido de <https://www.mouser.ec/datasheet/2/187/honeywell-sensing-heavy-duty-pressure-px2-series-d-1228671.pdf>
- Acosta Melo, P. F. (2020). *Tipos de motores cohete*. Obtenido de <https://elparlante.com.py/ingenieria-espacial/tipos-de-motores-cohete-iv/>
- Aerocon Systems. (2017). *Horizontal/Vertical Test Stand to 1500 LB*. Obtenido de <http://aeroconsystems.com/cart/motor-test-stands/horizontal/vertical-test-stand-to-1500->
- Analog Divices. (2018). *Precision Thermocouple Amplifiers AD9484*. Obtenido de https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ad8494_8495_8496_8497.pdf
- Analog Devices. (2019). *Amplificador instrumental AD8226*. Obtenido de <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/AD8226.pdf>
- ATMEL. (2014). *8/16-bit Atmel XMEGA Microcontroller*. Obtenido de http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/Atmel-8387-8-and16-bit-AVR-Microcontroller-XMEGA-A4U_Datasheet.pdf
- Budynas, R. G., & Nisbett, J. K. (2012). *Diseño en ingeniería mecánica de Shigley*. México: McGRAW-HILL.
- Carbone Stainless Steel. (2020). *Ficha Técnica del Acero Inoxidable*. Obtenido de <https://www.empresascarbhone.com/pdf/ficha-tecnica-del-acero-inoxidable.pdf>

- Cipolla, J. (2015). *Rocket Motor Test Stand*. Obtenido de <http://www.aerorocket.com/rmts.html>
- Creus, A. (2011). *Instrumentación Industrial*. México: Grupo Alfaomega.
- De la Hoz Ganzález, J. J. (2011). *DISEÑO Y CONTRUCCION DE UN BANCO ESTATICO PARA MOTORES COHETE*. Bogotá.
- Dipac Manta S.A. (2016). *DIPAC Productos de acero*. Obtenido de <http://www.dipacmanta.com/perfiles/canal-u>
- DIPAC Manta S.A. (2016). *DIPAC Productos de acero*. Obtenido de <http://www.dipacmanta.com/tubo-estructural-cuadrado-negro>
- Experimental Rocketry Society. (8 de Noviembre de 2017). *Aspire Hybrid Test Stand*. Obtenido de <http://www.aspirespace.org.uk/index.html>
- Gómez Martínez, F. A., & Leiva Aldana, H. Y. (2015). *ANÁLISIS DEL RENDIMIENTO DEL PROPELENTE SOLIDO TIPO AMATEUR MEDIANTE BALLISTIC EVALUATION MOTOR (BEM) Y SELECCIÓN DE LA TOBERA MAS ADECUADA PARA SU USO EN EL COHETE SONDA LIBERTADOR I* . Bogotá.
- Grupo Antioqueño de Cohetería Experimental. (2008). *Banco de ensayo para motores cohete de propelente sólido*. Obtenido de <http://coheteriapaisa.blogspot.com/>
- Kingston Technology. (2020). *microSDHC memory card*. Obtenido de https://www.kingston.com/datasheets/SDCIT-specsheet-8gb-32gb_en.pdf
- Krstanovic, C. (22 de Agosto de 1996). *Static Test Stand*. Obtenido de <http://www.novalab.org/rockets/stand1.htm>
- Laboratory Swiss Propulsion. (2016). *100 kN Thrust Test Stand*. Obtenido de <http://www.spl.ch/>

Moreno Roig, J. (2011). *Diseño y construcción de una base de pruebas de motores cohete amateurs*.

Mouser Electronics, Inc. (2020). *Mouser Electronics*. Obtenido de https://www.mouser.ec/datasheet/2/418/5/NG_DS_FC23_A-1130240.pdf

Nakka, R. (15 de Octubre de 2019). *Sitio web de cohetes experimentales de Richard Nakka*. Obtenido de <http://www.nakka-rocketry.net/>

Nakka, R. (15 de Octubre de 2019). *Teoría sobre motores cohete de propelente sólido*. Obtenido de http://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf

Parczewski, J. (25 de Mayo de 2016). *Juan Parczewski's Amateur Experimental Rocketry WEB Site*. Obtenido de <http://www.jpcoheteria.com.ar/index.htm>

Pérez Reina, E. A., Bermeo Pérez, N., & Fúquen, D. A. (2010). *Diseño y construcción de un motor cohete que produzca 800 Newton de empuje*. Bogota, Colombia.

TE Connectivity (TE). (2020). *Mouser Electronics*. Obtenido de FC23 Compression Load Cell : https://www.mouser.ec/datasheet/2/418/5/NG_DS_FC23_A-1130240.pdf

Universidad EAFIT. (20 de 06 de 2017). *Semillero de investigación en Cohetería y Propulsión*. Obtenido de <http://www.eafit.edu.co/investigacion/semilleros/Paginas/coheteria-y-propulsion.aspx>

Universidad Pontificia de Colombia. (Septiembre de 2016). *Ingeniería Aeronáutica en Medellín*. Obtenido de <https://www.upb.edu.co/es/pregrados/ingenieria-aeronautica-medellin>

Anexos