

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

FABIÁN ANDRÉS GÓMEZ MARTÍNEZ
HUINDI YURANI LEIVA ALDANA

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
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

FABIÁN ANDRÉS GÓMEZ MARTÍNEZ
HUINDI YURANI LEIVA ALDANA

Trabajo de Grado para optar al Título de Ingeniero Aeronáutico

Asesor de Proyecto
Saulo Alfredo Gómez Salcedo
Candidato a Magister en Aerodinámica, Propulsión y Energía

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2015

Nota de aceptación:

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C. 6 de Agosto de 2015

Las directivas de la Institución Universitaria Los Libertadores, los jurados calificadores y el cuerpo docente no son responsables por los criterios e ideas expuestas en el presente documento. Estos corresponden únicamente a los autores.

Dedicado a nuestras familias, encargadas de nuestro progreso, y de ofrecernos apoyo en todo momento. Sin ellos no hubiera sido posible, gracias.

AGRADECIMIENTOS

Los autores expresan sus agradecimientos a:

Ingeniero Saulo Gómez, por el acompañamiento y el interés prestado para este proyecto, sobre todo para las modificaciones y puesta a punto del banco de pruebas, además de su apoyo en la creación de los métodos teóricos para generación de los datos de funcionamiento.

Ingeniero Diego Reyes, por la gran colaboración durante todas las pruebas realizadas, facilitar el préstamo y adquisición de los equipos e insumos necesarios para ejecutar las pruebas, y por la representación frente a la universidad para la financiación del proyecto.

Ingeniero Javier Mejía, por la colaboración en la fabricación de las modificaciones estructurales para el banco de pruebas, así como por la manufactura de las toberas necesarias para este proyecto.

Ingeniero Jhonathan Murcia, por proporcionar el modelo inicial de tobera para las pruebas de propelente, así como el modelo de motor utilizado para todas las pruebas.

Ingeniero Carlos Cubides, por facilitar los procedimientos de fabricación del propelente amateur y la donación de dos motores cohete de la empresa Indumil y por estar al pendiente de las pruebas desarrolladas durante los dos semestres.

Fundación Universitaria Los Libertadores, por el préstamo de los equipos e instalaciones para la fabricación de los insumos y la realización de las pruebas.

TABLA DE CONTENIDO

	pág.
LISTA DE TABLAS	10
LISTA DE FIGURAS	11
LISTA DE ECUACIONES	13
LISTA DE GRÁFICOS	14
LISTA DE ANEXOS	15
GLOSARIO	16
RESUMEN	17
INTRODUCCIÓN	18
OBJETIVOS	19
OBJETIVO GENERAL	19
OBJETIVOS ESPECÍFICOS	19
1. ANTECEDENTES	20
1.1. GENERALIDADES	20
1.2. PROPELENTES SOLIDOS	24
1.3. COHETERÍA EN COLOMBIA	26
1.4. PROYECTO: COHETE LIBERTADOR I	27
2. GENERALIDADES	29
2.1. BANCO DE PRUEBAS	29
2.2. MOTOR COHETE	29
2.3. IGNITOR	30
2.4. PROPELENTE TIPO AMATEUR	31
2.4.1. PROPELENTE SOLIDO	31
2.4.2. FORMAS PRINCIPALES DE QUEMADO	31
3. TOBERAS	34
3.1. GENERALIDADES	34
3.2. METODOLOGÍA DE DISEÑO	34
3.2.1. Geometría Inicial	35
3.2.2. Presión de Cámara de Combustión	35
3.2.3. Evaluación del Esfuerzo	38
3.2.4. Número Mach	40
3.2.5. Presión	43
3.2.6. Temperatura	43
3.2.7. Velocidad	44
3.2.8. Volumen Específico	44
3.2.9. Flujo Másico	44
3.2.10. Empuje	44
3.2.11. Impulso Específico	45
3.2.12. Diámetro de Salida Ideal	46
4. BANCO DE PRUEBAS: SEMILLERO DE COHETERÍA	47
4.1. INTERFAZ DE ADQUISICIÓN DE DATOS	47
4.2. MODIFICACIONES REALIZADAS	48

5.	MOTORES COHETE TRABAJADOS DURANTE LAS PRUEBAS	52
5.1.	ENSAMBLE DE LOS MOTORES COHETE	53
5.2.	FABRICACIÓN IGNITORES UTILIZADOS DURANTE LAS PRUEBAS...	55
5.3.	LIMPIEZA DE LAS TOBERAS.....	57
6.	FABRICACIÓN DEL PROPELENTE	58
6.1.	HERRAMIENTAS Y EQUIPOS.....	58
6.2.	PRECAUCIONES DE SEGURIDAD	59
6.3.	PROCEDIMIENTO	60
6.4.	MATERIA PRIMA	65
6.4.1.	Propelentes a base de azúcares (Candy)	65
6.4.2.	Nitrato de Potasio (KNO ₃).....	66
6.4.3.	Dextrosa.....	66
6.4.4.	Sorbitol	67
7.	PRUEBAS DE ESTANDARIZACIÓN DE PROPELENTE	68
7.1.	CONDICIONES DE PRUEBA.....	68
7.1.1.	Condiciones de los Componentes.....	68
7.1.2.	Condiciones de Fundición	69
7.1.3.	Características de las Probetas.....	69
7.1.4.	Criterios de Análisis.....	70
7.2.	LOTE 1 DE PROPELENTE	73
7.2.1.	Probeta 2.....	73
7.2.2.	Probeta 3.....	74
7.2.3.	Probeta 4.....	75
7.2.4.	Probeta 5.....	75
7.2.5.	Resultados Globales	76
7.3.	LOTE 2 DE PROPELENTE	78
7.3.1.	Probeta 1.....	78
7.3.2.	Probeta 4.....	79
7.3.3.	Probeta 6.....	79
7.3.4.	Resultados Globales	80
7.4.	LOTE 3 DE PROPELENTE	82
7.4.1.	Probeta 1.....	82
7.4.2.	Probeta 2.....	83
7.4.3.	Probeta 3.....	83
7.4.4.	Probeta 4.....	84
7.4.5.	Probeta 5.....	85
7.4.6.	Probeta 6.....	85
7.4.7.	Resultados Globales	86
7.5.	OBSERVACIONES FINALES.....	88
7.6.	ERRORES DETECTADOS.....	89
7.6.1.	Problemas en la Electrónica.....	89
7.6.2.	Calibración	89
7.6.3.	Interfaz de Adquisición de Datos.....	90
8.	DISEÑO DE TOBERA PARA USO EN EL COHETE LIBERTADOR I	91
8.1.	SOFTWARE PARA CALCULO DE PARÁMETROS.....	91

8.2.	GEOMETRÍA (PERFIL DE TOBERA).....	91
8.3.	RESULTADOS TEÓRICOS.....	93
8.3.1.	Valores de Funcionamiento para Cámara, Garganta y Salida	93
8.3.2.	Gráficas de Parámetros Importantes.....	94
8.4.	PROCESO DE FABRICACIÓN	95
8.5.	RESULTADOS EXPERIMENTALES	96
8.6.	OBSERVACIONES FINALES.....	100
8.7.	ERRORES DETECTADOS.....	100
8.7.1.	Saturación de la Celda de Carga	100
8.7.2.	Equipos de Medición Insuficientes	101
8.7.3.	Tolerancias en las Dimensiones.....	101
9.	SIMULACIONES	102
9.1.	PARÁMETROS Y CONDICIONES DE CONTORNO	102
9.2.	PARÁMETROS NUMÉRICOS.....	103
9.3.	COMPARATIVA FINAL DE RESULTADOS	104
9.4.	ERRORES DETECTADOS.....	107
10.	CONCLUSIONES	108
11.	APORTES Y RECOMENDACIONES.....	110
12.	BIBLIOGRAFÍA	113
	ANEXOS.....	115

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Información de quemado para propelente a base de Dextrosa.	38
Tabla 2. Parámetros considerados durante el proceso de fundición.	69
Tabla 3. Valores de Eficiencia para la probeta 2. Lote 1.	74
Tabla 4. Valores de Eficiencia para la probeta 3. Lote 1.	74
Tabla 5. Valores de Eficiencia para la probeta 4. Lote 1.	75
Tabla 6. Valores de Eficiencia para la probeta 5. Lote 1.	76
Tabla 7. Parámetros de Eficiencia. Lote 1.	76
Tabla 8. Desviación Estándar para Impulso Específico y Empuje. Lote 1.	77
Tabla 9. Valores de Eficiencia para la probeta 1. Lote 2.	78
Tabla 10. Valores de Eficiencia para la probeta 4. Lote 2.	79
Tabla 11. Valores de Eficiencia para la probeta 6. Lote 2.	80
Tabla 12. Parámetros de Eficiencia. Lote 2.	80
Tabla 13. Desviación Estándar para Impulso Específico y Empuje. Lote 2.	81
Tabla 14. Valores de Eficiencia para la probeta 1. Lote 3.	82
Tabla 15. Valores de Eficiencia para la probeta 2. Lote 3.	83
Tabla 16. Valores de Eficiencia para la probeta 3. Lote 3.	84
Tabla 17. Valores de Eficiencia para la probeta 4. Lote 3.	84
Tabla 18. Valores de Eficiencia para la probeta 5. Lote 3.	85
Tabla 19. Valores de Eficiencia para la probeta 6. Lote 3.	86
Tabla 20. Parámetros de Eficiencia. Lote 3.	86
Tabla 21. Desviación Estándar para Impulso Específico y Empuje. Lote 3.	87
Tabla 22. Valores de Entrada para Cálculos del Software.	92
Tabla 23. Valores de funcionamiento para el inicio de la tobera.	93
Tabla 24. Valores de funcionamiento para la garganta de la tobera.	94
Tabla 25. Valores de funcionamiento para la salida de la tobera.	94
Tabla 26. Valores Ideales para Impulso Específico. Quema Cigarrillo	97
Tabla 27. Condiciones de Entrada y Salida del Gas	103
Tabla 28. Parámetros de Enmallado y Elementos.....	103
Tabla 29. Comparativa de Parámetros Analizados. Salida de la Tobera.	107

LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. Máquina de vapor de Herón de Alejandría.....	20
Figura 2. Inicio de la pólvora con los chinos	21
Figura 3. Muestra los cuatro elementos básicos de un motor cohete	22
Figura 4. Cohete de Robert H. Goddard	23
Figura 5. Bomba V2	24
Figura 6. Barra de propelente con quemado tipo estrella	25
Figura 7. Cohete Titan III	26
Figura 8. Secuencia de la ignición	30
Figura 9. Etapas del Quemado en Cigarrillo.	32
Figura 10. Quemado radial.....	33
Figura 11. Vista de segmento del quemado de grano de propelente.....	33
Figura 12. Dimensiones de una Tobera Convergente-Divergente	35
Figura 13. Algoritmo para la función que implementa el método de bisección	42
Figura 14. Modificación al soporte del motor.....	49
Figura 15. Sistema de Seguridad por Pines.....	49
Figura 16. Circuito electrónico en la actualidad.....	50
Figura 17. Calibración de la celda de carga	50
Figura 18. Motor instalado y listo para pruebas	51
Figura 19. Montaje del Motor, mostrando componentes internos	52
Figura 20. Tobera sin O-Ring.....	53
Figura 21. Tapa con O-Ring.....	53
Figura 22. Tapa lista para instalación	54
Figura 23. Lijado de los cartones internos	54
Figura 24. Motor cohete ensamblado.....	55
Figura 25. Hilo de níquel cromo	55
Figura 26. Armado del ignitor	56
Figura 27. Ignitor terminado	56
Figura 28. Montaje del ignitor en el motor cohete	57
Figura 29. Equipos utilizados para la preparación del propelente.....	59
Figura 30. Elementos de protección personal	60
Figura 31. Preparación del personal para la fundición del propelente	60
Figura 32. Extracción del nitrato de potasio del horno	61
Figura 33. Tamizado del nitrato de potasio	61
Figura 34. Medición de dextrosa en Gramera.....	62
Figura 35. Mezcla de nitrato de potasio y dextrosa	62
Figura 36. Monitoreo de la temperatura	63
Figura 37. Vertimiento inicial de los componentes en la plancha.....	63
Figura 38. Fusión intermedia del propelente	63
Figura 39. Envasado del propelente amateur tipo Candy	64
Figura 40. Probetas listas para almacenamiento	64
Figura 41. Almacenamiento del propelente.....	65

Figura 42. Dimensiones de la Probeta de Propelente.....	69
Figura 43. Esquema de Entradas y Salidas del Software.	91
Figura 44. Proceso de fabricación.....	96
Figura 45. Falla del motor (Orificio de salida de gases).....	98
Figura 46. Residuos de combustión en la base del motor (Banco de Pruebas)....	99
Figura 47. Bloqueo del motor en la base.	99
Figura 48. Rastro de residuos de combustión.....	100
Figura 49. Perfil Axisimétrico utilizado para el Análisis	102
Figura 50. Detalle del Enmallado en la Sección de Garganta.....	104

LISTA DE ECUACIONES

	pág.
Ecuación 1. Función trigonométrica para hallar la longitud de las secciones de tobera.....	35
Ecuación 2. Tasa de generación de gases en la cámara de combustión	36
Ecuación 3. Tasa de descarga de gases en la tobera	36
Ecuación 4. Áreas de quemado para configuración Cigarrillo (1) y Radial (2).....	36
Ecuación 5. Tasa de quemado del propelente	37
Ecuación 6. Presión de cámara de combustión en condiciones estables.....	37
Ecuación 7. Coeficiente de descarga.	37
Ecuación 8. Magnitud del esfuerzo tangencial o circunferencial sobre la pared interna.....	39
Ecuación 9. Presión máxima admisible en la cámara de combustión, en función del esfuerzo de fluencia.	39
Ecuación 10. Magnitud del esfuerzo tangencial sobre la pared interna para recipiente de pared delgada.....	40
Ecuación 11. Presión máxima admisible en la cámara de combustión, en función del esfuerzo de fluencia, para recipientes de pared delgada.....	40
Ecuación 12. Relación de áreas en función del Mach para cualquier punto de estudio en la tobera.	41
Ecuación 13. Función de evaluación para el método numérico.....	42
Ecuación 14. Presión de la cámara de combustión en función de la Presión y el Mach en una sección	43
Ecuación 15. Presión de la sección de estudio.....	43
Ecuación 16. Temperatura en la cámara de combustión en función de la Temperatura y el Mach en una sección	43
Ecuación 17. Temperatura de la sección de estudio	43
Ecuación 18. Velocidad en cualquier punto de la tobera	44
Ecuación 19. Ley de los gases ideales.....	44
Ecuación 20. Volumen específico para el gas propelente	44
Ecuación 21. Flujo másico según las condiciones de garganta.....	44
Ecuación 22. Componentes del Empuje: Momentum (1) y Presión (2).	45
Ecuación 23. Empuje total impartido al vehículo	45
Ecuación 24. Impulso específico.....	45
Ecuación 25. Mach de salida en función de la presión de cámara y salida.	46
Ecuación 26. Área de salida en función de condiciones de garganta y Mach de salida	46
Ecuación 27. Tasa de Quemado para Quema Radial. Forma Fundamental.	71
Ecuación 28. Tiempo de Quemado Promedio. Quema Tipo Radial	71
Ecuación 29. Flujo Másico. Ecuación Fundamental.	71

LISTA DE GRÁFICOS

	pág.
Gráfica 1. Esquema de componentes de un banco de pruebas.	29
Gráfica 2. Principio de conservación de masa y punto de combustión estable.....	36
Gráfica 3. Relación de áreas, relación de presiones, y relación de temperaturas como funciones del Mach	41
Gráfica 4. Esquema para la toma de datos.....	48
Gráfica 5. Comportamiento del Empuje: Probeta 2. Lote 1.....	73
Gráfica 6. Comportamiento del Empuje: Probeta 3. Lote 1.....	74
Gráfica 7. Comportamiento del Empuje: Probeta 4. Lote 1.....	75
Gráfica 8. Comportamiento del Empuje: Probeta 5. Lote 1.....	75
Gráfica 9. Comportamiento del Impulso Específico por Probeta. Lote 1.....	77
Gráfica 10. Comportamiento del Empuje: Probeta 1. Lote 2.	78
Gráfica 11. Comportamiento del Empuje: Probeta 4. Lote 2.	79
Gráfica 12. Comportamiento del Empuje: Probeta 6. Lote 2.	79
Gráfica 13. Comportamiento del Impulso Específico por Probeta. Lote 2.	80
Gráfica 14. Comportamiento del Empuje: Probeta 1. Lote 3.	82
Gráfica 15. Comportamiento del Empuje: Probeta 2. Lote 3.	83
Gráfica 16. Comportamiento del Empuje: Probeta 3. Lote 3.	83
Gráfica 17. Comportamiento del Empuje: Probeta 4. Lote 3.	84
Gráfica 18. Comportamiento del Empuje: Probeta 5. Lote 3.	85
Gráfica 19. Comportamiento del Empuje: Probeta 6. Lote 3.	85
Gráfica 20. Comportamiento del Impulso Específico por Probeta. Lote 3.	86
Gráfica 21. Perfil de la tobera diseñada mediante software.....	93
Gráfica 22. Comportamiento del Mach en la tobera.....	94
Gráfica 23. Comportamiento de la Presión en la tobera.	95
Gráfica 24. Comportamiento de la Temperatura en la tobera.	95
Gráfica 25. Variación del esfuerzo de fluencia con la temperatura.	98
Gráfica 26. Valores de los Residuos en función del Número de Iteraciones.....	104
Gráfica 27. Comparativo del Comportamiento del Mach en la Tobera.....	105
Gráfica 28. Comparativo del Comportamiento de la Presión en la Tobera.	105
Gráfica 29. Comparativo del Comportamiento de la Temperatura en la Tobera.	106

LISTA DE ANEXOS

	pág.
Anexo 1. Protocolo de Calibración.....	115
Anexo 2. Protocolo de la Prueba.....	117
Anexo 3. Planos de Fabricación. Tobera para Pruebas de Estandarización.	119
Anexo 4. Planos de Fabricación. Tobera Diseñada.	120
Anexo 5. Valores Obtenidos del Propelente. ProPEP 3.....	121
Anexo 6. Valores de Funcionamiento para la Tobera Fabricada. Obtenida del Software Diseñado.....	122

GLOSARIO

BALLISTIC EVALUATION MOTOR (BEM): El Motor de Evaluación Balística es una herramienta estándar usada para la evaluación de las propiedades balísticas de los propelentes sólidos.

COHETE SONDA: Es un cohete suborbital que transporta instrumental de investigación astrofísica en una trayectoria parabólica por un lapso aproximado de veinte minutos. Es suborbital porque no tiene capacidad para colocar dicho instrumental en órbita terrestre. Su denominación "sonda" proviene de la terminología náutica "sondar" que significa hacer mediciones. Estos cohetes están compuestos básicamente de dos partes: un motor cohete sólido, de una o más etapas, y el instrumental antes mencionado.

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

DESVIACIÓN ESTÁNDAR: Es una medida del grado de dispersión de los datos con respecto al valor promedio.

FLUJO MÁSSICO: Es la velocidad a la que la masa de una sustancia pasa a través de una superficie dada.

MEDIA ARITMÉTICA: Es la medida de posición utilizada con más frecuencia. Si se tienen n valores de observaciones, la media aritmética es la suma de todos y cada uno de los valores dividida entre el total de valores.

MEDIDAS DE TENDENCIA: Son valores que se ubican al centro de un conjunto de datos ordenados según su magnitud. Generalmente se utilizan 4 de estos valores también conocidos como estadígrafos, la media aritmética, la mediana, la moda y el rango medio.

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

PRESIÓN: Se define como el cociente de la componente normal de una fuerza dada entre el área sobre la cual actúa.

TASA DE QUEMADO: Es la velocidad lineal a la cual avanza la llama sobre el propelente. Es afectada por la forma de quemado y la presión en la cámara de combustión.

TEMPERATURA: Es el grado de energía térmica medida en una escala definida. La temperatura de un cuerpo es su intensidad de calor, o sea la cantidad de energía que puede ser transferida a otro cuerpo. Es una medida de la energía cinética de las partículas que componen el sistema.

TEMPERATURA DE COMBUSTIÓN: Temperatura de los productos de la combustión.

RESUMEN

Durante el transcurso de este proyecto se mostrarán los resultados obtenidos de las pruebas estáticas realizadas en banco de pruebas, a diferentes modelos de tobera, probadas mediante el encendido de barras de propelente amateur fabricadas por los autores, con quemado tipo cigarrillo, ubicadas dentro de un Ballistic Evaluation Motor (BEM).

Se realizó un estudio comparativo de los valores de funcionamiento experimentales, con resultados teóricos y resultados obtenidos por medio de CFD, determinando así la validez de los datos experimentales recolectados.

Lo anterior permitió determinar la tobera más óptima posible bajo las condiciones de quemado y tipo de propelente, lo cual servirá como línea base para el cálculo del motor cohete con el que será provisto el cohete sonda Libertador I.

El desarrollo y las pruebas de este trabajo se llevaron a cabo en las instalaciones de la Fundación Universitaria Los Libertadores, con el apoyo de docentes especialistas en esta área de estudio, y teniendo en cuenta los protocolos de seguridad y de pruebas correspondientes.

INTRODUCCIÓN

El presente documento muestra los conceptos básicos tenidos en cuenta en el campo de la propulsión para cohetes. Esto con el fin de que el lector comprenda las temáticas desarrolladas posteriormente, tanto a nivel teórico como experimental. Esto incluye información acerca del proyecto “Cohete Sonda Libertador I”, conceptos a tener en cuenta sobre el banco de pruebas, y protocolos utilizados para fabricación de insumos y realización de pruebas.

Posteriormente se mostrarán los procedimientos previos a las pruebas, requeridos para la consecución de buenos resultados experimentales. Estos procedimientos incluyen las modificaciones realizadas al banco de pruebas, información sobre los procesos de fabricación del propelente amateur, los insumos utilizados, procedimientos de estandarización de pruebas, protocolos de seguridad, entre otros procedimientos desarrollados y utilizados.

Igualmente se mostrará el proceso de fabricación de la tobera y propelente, así como la fundamentación teórica para el cálculo de las geometrías de estas. Se hará énfasis en el proceso de cálculo de las toberas, así como en el sistema de adquisición de datos experimentales con el que cuenta el banco de pruebas.

De acuerdo a esto, se informará al lector los resultados obtenidos de tres métodos diferentes: Cálculos teóricos, Simulaciones por análisis de fluidos computacional, y por último, datos experimentales recolectados mediante pruebas. Se realizará un estudio comparativo de los valores obtenidos para poder verificar el óptimo rendimiento del modelo de tobera, así como para determinar una línea base de diseño para el motor que será usado en el Cohete Sonda Libertador I.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Analizar las características de quemado del propelente amateur, con el fin de determinar por medio de pruebas, la configuración de tobera más óptima para su uso en el cohete Libertador I.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Realizar el proceso de fabricación de las probetas de propelente para la realización de pruebas.
- Generar los planos y protocolos de seguridad para la fabricación de las probetas realizadas.
- Analizar mediante herramientas computacionales, el rendimiento de la geometría propuesta.
- Por medio del banco de pruebas, Obtener datos experimentales del tiempo de quemado y empuje, teniendo en cuenta las condiciones del propelente y la geometría de tobera.
- Determinar por medio de modelos matemáticos las condiciones desarrolladas en la cámara de combustión.
- Generar por medio de modelos matemáticos, las condiciones de operación de la tobera diseñada, obteniendo tablas y graficas del comportamiento de las variables analizadas.

1. ANTECEDENTES

1.1. GENERALIDADES

La historia de la cohetaría con propulsión sólida y líquida es particularmente difícil de escribir debido a una variedad de razones, incluyendo la complejidad técnica de los aspectos y la división resultante de las labores de los ingenieros en cohetaría dentro de una gran variedad de disciplinas y su disciplina. Otras razones incluyen el gran número de firmas que han contribuido con varias tecnologías por medio de una gran cantidad de cohetes y misiles grandes y pequeños. Entre los mayores clientes para cohetes y misiles se incluye el ejército, marina, y la fuerza aérea de Estados Unidos, la NASA, y un sector comercial en constante crecimiento.

A continuación se presenta una línea de tiempo, en donde se muestra la evolución de la cohetaría, desde sus inicios y principios básicos hasta los últimos avances realizados en materia de cohetaría.

Motor de Herón (10-70 DC): Aunque no es un cohete, el principio fundamental detrás de la propulsión de un cohete fue empleado se empleó en la máquina de vapor inventada por Herón de Alejandría. El aspecto básico del motor de Herón no se conoce, pero consistía en una especie de recipiente de cobre calentado por debajo con fuego. El agua en el recipiente era convertida en vapor y viajaba hacia arriba por dos tubos a una esfera hueca que era libre de girar. Dos tubos en forma de L permitían que el vapor saliera a chorros. La esfera rotaba rápidamente en dirección opuesta a los chorros. El motor de Herón fue visto como un juguete divertido y su potencial no se explotó por miles de años¹.

Figura 1. Máquina de vapor de Herón de Alejandría



Fuente. Aeolipile [En línea].

<upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/b/b8/Aeolipile_illustration.png>
[Citado el 15 de abril de 2015].

¹ NASA. A Pictorial History of Rockets [En línea]. <www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf>, P2.

Flechas de Fuego. Antigua China (1232 DC): Los orígenes de la pólvora no son claros, pero los chinos dieron a conocer una mezcla de salitre, azufre y polvo de carbón vegetal que producían chispas de colores y humo al ser encendidos. El polvo se utilizaba para hacer fuegos artificiales. Los tubos de bambú y cuero, cerrados por un extremo, eran llenados con pólvora. Dependiendo de la forma de empaquetado de la pólvora y el tamaño de la abertura, una fuente de chispas o una explosión podrían resultar en el encendido del polvo. Mediante el escape de gases por el extremo abierto se generaba un empuje que elevaba el proyectil. De esta forma nació el cohete. En 1232, estos cohetes primitivos fueron atados a flechas y usados para repeler a los invasores mongoles en la batalla de Kai-Keng.²

Figura 2. Inicio de la pólvora con los chinos



Fuente. Pólvora [En línea].

<historiaybiografias.com/archivos_varios4/polvora.jpg> [Citado el 15 de abril de 2015].

Se realizaron mejoras de la receta para la fabricación de la pólvora negra después de la invención de la pistola, sin embargo, se producía un polvo que se quemaba demasiado rápido para su uso en cohetes. Después de esto, se usó un tipo de pólvora cuya velocidad de combustión fue reducida mediante la adición de carbón extra. En 1591 el autor alemán Johann Schmidlap describió la fabricación de cohetes con mayor detalle.³

En su forma más elemental (Los fuegos artificiales usados a través del mundo en exhibiciones y celebraciones), los cohetes consisten en cuatro elementos básicos:

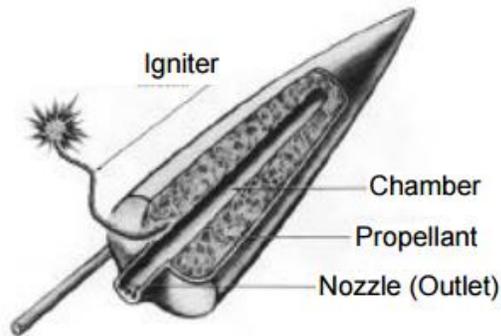
- Una carga de propelente para desarrollar fuerza de propulsión, denominada empuje.
- Un tubo hueco o cámara, dentro de la cual el propelente es quemado.
- Un ignitor con el que se comienza la combustión del propelente.
- Una tobera o salida por la cual los gases de combustión son expulsados.⁴

² NASA. A Pictorial History of Rockets [En línea]. <www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf>, P2.

³ ibid. p 3.

⁴ THIOKOL PROPULSION. Rocket basics, a guide to solid propellant rocketry. Brigham City, Utah.P3.

Figura 3. Muestra los cuatro elementos básicos de un motor cohete



Fuente. Rocket basics. A guide to Solid Propellant Rocketry. Brigham City, Utah: Thiokol Propulsion. p. 3.

Isaac Newton (1642 a 1727): El científico inglés sir Isaac Newton condensó toda la ciencia a los cohetes en tres leyes científicas. Publicando sus leyes en "*Philosophiae Naturalis Principia Mathematica*", se creó la ciencia de la cohetaría moderna.⁵

Konstantin E. Tsiolkovski (1857 a 1935): Era un profesor, teórico y pionero de la astronáutica. Tsiolkovski trabajó con motores cohete de propulsor líquido, estaciones espaciales orbitales, energía solar y la colonización del sistema solar. Logró desarrollar la ecuación del cohete, basada en la segunda ley del movimiento de Newton, la cual relaciona la velocidad de los gases de escape del motor con el cambio de velocidad del vehículo en sí.⁶

Robert H. Goddard (1882 a 1945): El profesor universitario y científico estadounidense Robert Goddard, construyó y voló el primer cohete con propulsor líquido del mundo el 16 de marzo de 1926. Su vuelo, aunque poco impresionante (ascendió 12,5m), fue el precursor del cohete SATURNO V, 43 años después. A petición de los ciudadanos locales, Goddard mudó sus experimentos de Auburn, Massachusetts, a los desiertos de Roswell, Nuevo México. Allí continuó sus experimentos y desarrolló sistemas giroscópicos para controlar sus cohetes en vuelo, los compartimientos de carga útil e instrumentación y sistema de recuperación por paracaídas. A menudo se refieren a Goddard como el padre de la cohetaría moderna.⁷

⁵ ibid. p 4.

⁶ ibid. p 4.

⁷ ibid. p 5.

Figura 4. Cohete de Robert H. Goddard



Fuente. Goddard Rocket [En línea].

[<farm6.staticflickr.com/5274/5808136785_cbbd067842_o.jpg >](http://farm6.staticflickr.com/5274/5808136785_cbbd067842_o.jpg) [Citado el 20 de abril de 2015].

Hermann Oberth (1894 a 1989): Hermann Oberth, un ciudadano alemán, estuvo fascinado con los trabajos de julio Verne, dedicó su vida a promover los viajes espaciales. Su disertación para la Universidad de Heidelberg, generó las bases de su libro “By Rocket to Space”, en el cual se explicaba las matemáticas de los vuelos espaciales y diseños prácticos de motores cohete y estaciones espaciales. Éste y otros libros inspiraron una generación de sociedades de coherería.

Segunda Guerra Mundial (1930): Las necesidades de la guerra llevaron a mejoras tecnológicas masivas en la aeronáutica y la coherería. Aviones de combate alemán propulsados por cohetes, y armas kamikazes que llevaban bombas dentro de los barcos. De la noche a la mañana, los cohetes pasaron de ser un sueño de máquinas voladoras a sofisticadas armas de destrucción.⁸

La “Society for Space Travel” consolidó el equipo que construyó y voló el cohete más avanzado de su tiempo, la V2. En las costas del mar báltico, el equipo, bajo la dirección de Werner von Braun, creó un cohete propulsado por alcohol y oxígeno líquido, con un rango de 200 millas y una altitud máxima de 55 millas. Este cohete era capaz de cargar 1 tonelada de explosivos en su ojiva e impactar el corazón de Londres sin aviso.

La Era Espacial: Después de la Segunda Guerra Mundial, 300 cohetes V2 fueron capturados en Europa llevados a Estados Unidos junto con la mayoría de los diseñadores principales, incluidos entre ellos Werner von Braun (posteriormente se convertiría en el líder del programa espacial americano). Por ello, la V2 se convirtió en la base del programa de desarrollo de misiles balísticos intercontinentales y del programa espacial tripulado.

⁸ ibid. p 5.

Figura 5. Bomba V2



Fuente. Bomba V2 [En línea]. <historiaenlinea.com/wp-content/uploads/2013/08/v-2-bomba-volante-Vergeltungswaffe-Aggregat-A4.jpg> [Citado el 23 de abril de 2015].

Entre los avances más destacados de la era espacial, se encuentra el lanzamiento de los primeros satélites artificiales por parte de la Unión Soviética y los Estados Unidos. También se incluye el lanzamiento de animales al espacio, y posteriormente las primeras misiones tripuladas dedicadas orbitar la tierra.

Uno de los logros más significativos durante la era espacial, fueron las misiones Apolo, que supusieron la llegada del hombre a la luna, realizada por medio de un cohete Saturno V, el cohete más poderoso construido hasta la fecha. También se destaca el comienzo de la era de los transbordadores, que marcaron un nuevo hito en la exploración espacial.

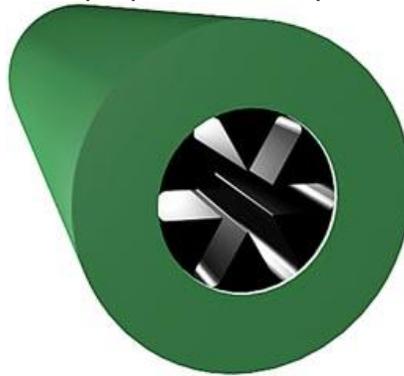
1.2. PROPELENTES SOLIDOS⁹

- Goddard fue el primero en investigar sobre el uso de propulsores sólidos, pero paso la mayor parte de su vida explorando propulsores líquidos. Sus secretos y su gusto por las patentes en lugar de compartir sus descubrimientos con otros interesados en el desarrollo de la cohetaría, dejan poco camino en su legado. La mayoría de sus hallazgos tuvieron que ser redescubiertos por otros.
- La compañía Hercules Powder Company parece haber sido la mayor beneficiaria de esta investigación en el área de grandes cohetes de Propelente sólido, aprovechando el trabajo realizado por John Kincaid y Henry Shuey en el área de propelentes fundibles de doble base. También participó en el desarrollo de varios misiles tácticos para el Departamento de Defensa de los Estados Unidos, incluyendo el “Nike”, “Honest John”, “Sparrow” y “Terrier”.

⁹ HUNLEY, J. D. The History Of Solid-Propellant Rocketry: What We Do And Do Not Know, NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 10p.

- En una línea de desarrollo separada, un grupo de investigadores del Laboratorio Aeronáutico Guggenheim en Caltech (el cual era el núcleo de lo que se convertiría en el Jet Propulsion Laboratory en 1944) estaba trabajando en unidades para Jet-Assisted Take-Off, En Junio de 1942, un químico llamado John Parsons tuvo la idea de combinar asfalto (como combustible) y perclorato de potasio (como oxidante) para hacer el primer propulsor sólido compuesto de la historia.
- El ingeniero Charles Bartley del Jet Propulsion Laboratory, mejoró el descubrimiento básico de Parsons sustituyendo el asfalto con un polímero polisulfuro de Thiokol, el LP-2.

Figura 6. Barra de propelente con quemado tipo estrella



Fuente. Star Burning propellant [En línea].

<www.dtd.ba/portal/images/sppmef_3b.jpg> [Citado el 24 de abril de 2015].

- Compañías como Aerojet (fundada por algunos de los líderes del JPL), Thiokol (tuvo lazos con el JPL debido al LP-2) y la United Technology Corporation (fundada por personal relacionado con el JPL), no podrían haber hecho las contribuciones a cohetes y misiles que hicieron, de no haber sido por la visión del oficial de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, que garantizó la financiación de contratos resolver los problemas de encendido de larga duración en los propelentes sólidos, terminación del empuje, control de empuje vectorial, y la exposición de las toberas al calor asociado con altos impulsos específicos.
- Las diferentes líneas de investigación en propulsión terminaron desde el desarrollo de los misiles Polaris y Minuteman, hasta el desarrollo de grandes motores cohete de propelente sólido utilizados en el Titán 3 y 4, y los propulsores sólidos auxiliares en el transbordador espacial.

Figura 7. Cohete Titan III



Fuente. Titan III [En línea].

<upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/2a/Commercial_Titan_3_launching_Mars_Observer.jpg> [Citado el 24 de abril de 2015].

1.3. COHETERÍA EN COLOMBIA¹⁰

En Colombia, durante los años 60 se realizaron pruebas de los cohetes Tequendama y Seek, llevando primates a una altura de 3800m. Este ha sido el logro más significativo de la cohetería civil colombiana, hasta el momento ningún grupo ha superado esta altura, ni ha llevado algún otro ser vivo a bordo.

En 1998 se desarrolla la misión TAMSA, en donde se integraron entidades estatales y privadas (INDUMIL, SENA, Universidad de San Buenaventura, Planetario Distrital, entre otras) que planeaban la construcción de un cohete portador como sistema de lanzamiento para satélites desde las costas colombianas. Como producto de su investigación quedó un diseño conceptual de un cohete que se encuentra en exposición en el museo militar de Bogotá.

Entre los años 2000-2002 surgen las primeras tesis en diseño de motores cohete de combustibles sólidos en la Universidad Nacional de Colombia y en el 2005 se realiza una investigación conjunta en el Departamento de Ingeniería Mecánica sobre el modelamiento matemático, diseño, construcción y pruebas de un micromotor cohete de propelentes líquidos. En la Universidad San Buenaventura de Bogotá se adelantan investigaciones en la construcción y funcionamiento de motores cohete de propelentes sólidos a base de combustibles caseros.

Desde el año 2006, se crea la Comisión Colombiana del Espacio (CCE), encargada de gestionar los proyectos y grupos de investigación en ciencias espaciales, entre ellos, un comité de la parte Astronáutica de Colombia dirigido por

¹⁰ GRAVENHORST, Andreas. et al. Desarrollo del propelente solido compuesto tipo AN/HTPB y análisis de su rendimiento mediante Ballistic Evaluation Method (BEM), para el cohete sonda Libertador I. Grupo de Investigaciones en Ciencias Aeroespaciales GICA.

las Fuerza Aérea Colombiana (FAC). En este mismo año en Medellín se crea un grupo *Inges Aerospace* que fomenta la investigación aeroespacial en el campo de la propulsión sólida. En la Universidad Nacional nace el grupo de investigación en propulsión y cohería (GIPCUN) dirigido por el Ing. Saulo Gómez.

En el 2008 surge el semillero de investigaciones en la Universidad Libre de Bogotá el cual cuenta con el desarrollo de motores cohete de combustible sólido y la integración de ingenieros de diferentes ramas enfocados en el desarrollo de cohetes sonda para toma de datos atmosféricos. El grupo ha diseñado más de cinco tipos de motores cohete sólidos, con empuje entre los 80 y 200 KgF, capaces de llevar un cohete sonda a altitudes superiores a 3 km con velocidades supersónicas de Mach 1.5. Ese mismo año la Fuerza Aérea con el Centro de Investigaciones en Tecnología Aeronáutica (CITA) propone la creación de un cohete portador de tres etapas de propelentes líquidos con la capacidad de transportar pico satélites colombianos a orbitas bajas de la Tierra.

El 9 de junio de 2009, con apoyo de la Fuerza Aérea se llevó a cabo el lanzamiento de la primera misión de cohería experimental con un vehículo cohete de alta potencia, propulsado por un motor de combustible sólido de 20 Kg de empuje, equipado con sistemas de monitoreo y almacenamiento de datos. La Universidad Pontificia Bolivariana de Medellín (UPB) adelanta investigaciones en diseños aerodinámicos de toberas, diseños de motores cohete de propelentes sólidos, contando con la colaboración de Fuerza Aérea y empresas privadas para el avance de estos proyectos.

En el año 2011 se crean las dos primeras tesis sobre el diseño y estudio de motores cohete de propulsión iónica para los sistemas de posicionamiento en satélites.

En la actualidad Hernán Charry sigue construyendo sus cohetes en Villa de Leyva, Boyacá, con la ayuda de la fundación científica Elkeve y desarrolla un proyecto para llevar roedores en vuelo suborbital con motores cohete de propelente líquido.

1.4. PROYECTO: COHETE LIBERTADOR I¹¹

El proyecto Cohete Sonda – Libertador 1, tiene como misión la recolección de datos de la atmósfera Colombiana (presión, temperatura, humedad, entre otros) y el transporte, en vuelo suborbital supersónico, de cargas útiles experimentales aeroespaciales (materiales, estructuras, computadoras de vuelo, organismos biológicos, sensores, entre otros).

¹¹ GRAVENHORST, Andreas. GONZÁLEZ, Francisco. REYES, Diego. MILLÁN, David. MURCIA, Jhonathan. GÓMEZ, Saulo. Desarrollo del propelente sólido compuesto tipo AN/HTPB y análisis de su rendimiento mediante Ballistic Evaluation Method (BEM), para el cohete sonda Libertador I. Grupo de Investigaciones en Ciencias Aeroespaciales GICA.

El cohete en desarrollo tiene la capacidad de transportar una carga útil de 2 kg (computadoras atmosféricas y computadoras de vuelo), a una altitud superior a 18 Km, ideal para la realización de experimentos de índole aeroespacial en regiones troposféricas y estratosféricas bajas. El cohete tiene una velocidad máxima de 3.0 Mach y se encuentra propulsado por un motor cohete de propelentes sólidos, donde el principal material de su estructura y cámara de combustión son aleaciones de aluminio. Adicionalmente el cohete cuenta con un sistema de recuperación de frenado aerodinámico (tipo paracaídas), para que todo el vehículo sea reutilizable y recuperable. Cuenta con una masa máxima al momento del despegue cercana a los 12 kg donde 5 kg corresponden a la masa del propelente sólido.

El trabajo desarrollado actualmente por el semillero, enmarca la propuesta de desarrollo y análisis de un propelente sólido de alto rendimiento (HTPB/AP) para el sistema motor cohete, analizando el rendimiento del propelente (manufactura y geometría), mediante la fabricación de un prototipo a escala del sistema motor cohete en un banco de pruebas estático (Ballistic Evaluation Motor o BEM), para que posteriormente se implemente en el cohete sonda Libertador 1 de la Fundación Universitaria Los Libertadores, debido a que se carece de estos datos, necesarios para el rendimiento del cohete.

La dificultad del desarrollo en el propelente de alto rendimiento, radica en adquirir la materia prima para su fabricación debido a que el HTPB (Hidroxil Polibutadieno) debe ser importado y el AP (Nitrato de Amonio) es restringido en el país en parte a la situación de orden público. Otro punto a resaltar es la necesidad de los laboratorios y equipos más robustos y de mayor exactitud para la preparación y pruebas de este propelente.

2. GENERALIDADES

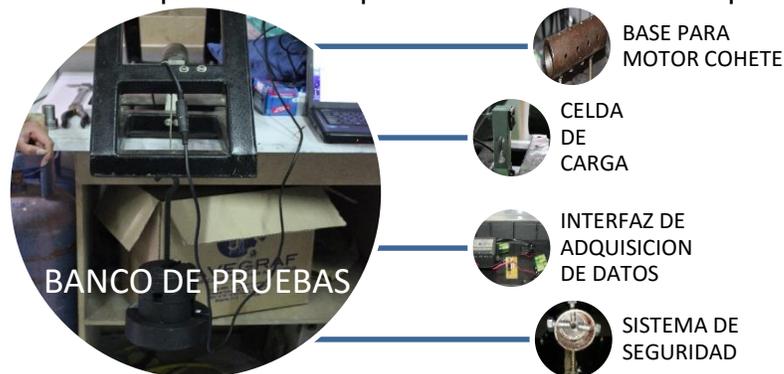
2.1. BANCO DE PRUEBAS

El banco de pruebas tiene como fin estudiar el comportamiento de un motor cohete, para esto es necesario que la fuerza empuje (que se descomponen una contribución por momento lineal y otra por presión) es de lo más libre de perturbaciones u otras fuerzas que afecta el sistema.

El banco de pruebas se compone de:

- Una estructura robusta y de gran tamaño que puede ser horizontal o vertical y es capaz de soportar las fuerzas de empuje, temperatura, presión, y cada una de las condiciones de funcionamiento de un motor cohete.
- Una base que aloja el motor cohete, también tiene la función del que el motor no se desvíe en direcciones no deseadas que puedan alterar la seguridad del personal y una mala recolección de datos.
- Celda de carga capaz de censar una fuerza de empuje que va hacia delante.
- Una interfaz de adquisición de datos que se encarga de transformar una señal de voltaje transmitida por la celda de carga en una señal digital mostrada en una interfaz gráfica.
- Un sistema de seguridad compuesto de una barrera para evitar que las esquirlas producidas durante una explosión se expandan y generen daños.

Gráfica 1. Esquema de componentes de un banco de pruebas.



Fuente. Autores.

2.2. MOTOR COHETE

Los motores cohete están compuestos por la cámara de combustión, ignitor, propelente, tobera y un aislamiento térmico que separa el propelente de la pared de la cámara.

Los propelentes consisten en una mezcla de combustible y aglutinante, sin tener en cuenta formulaciones específicas, la forma del grano de propelente tiene una relación directa e importante con las características de rendimiento general del motor.

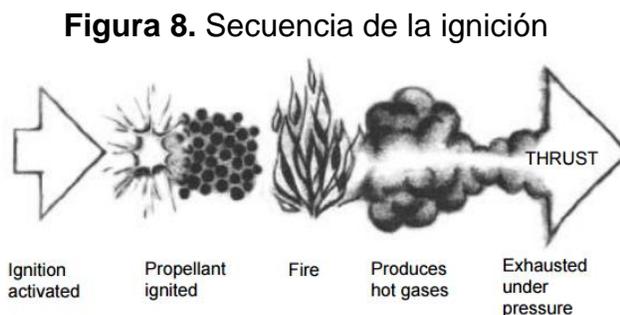
Para la operación fundamental del motor cohete se requiere de la quema del propulsor, en otras palabras la conversión del grano de propelente a gases de alta temperatura y partículas condensadas (gases), esta combustión debe ocurrir de manera adecuada para obtener los requisitos de funcionamiento deseados, un perfil de empuje determina el tiempo de combustión, mientras se opere en ciertos límites físicos con respecto a la presión de la cámara y la temperatura. Por lo tanto la temperatura de combustión y los productos de combustión juegan un papel muy importante en el rendimiento del motor cohete.

La expulsión de los productos de escape a través de la tobera a altas velocidades produce el empuje de un motor cohete.

Los motores cohete de propulsor solido operan a presiones muy altas. Es esta presión de cámara producida por la combustión del propulsor, la que obliga a los gases de escape salir del motor a través de la tobera, el control de esta presión de salida es la clave del éxito, seguridad, diseño y funcionamiento del motor cohete.¹²

2.3. IGNITOR¹³

La mayoría de los motores cohete de propulsor solido se inician a través de un dispositivo pirotécnico (detonador) que consiste en un cartucho que contiene combustible en polvo en contacto con un alambre de resistencia eléctrica. El inicio de la quema del detonador desarrolla altas temperaturas que diseminan el grano del propelente sólido y provoca la explosión del combustible.



Fuente. Rocket basics, a guide to Solid Propellant Rocketry. Brigham City, Utah: Thiokol Propulsion. p. 29.

¹² NAKKA, Richard. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, Solid Rocket Motor Theory–Introduction [En línea]. (5 de Julio de 2001). Disponible en: <www.nakka-rocketry.net/th_intro.html> [Citado el 2 de Mayo de 2015].

¹³ THIOKOL PROPULSION. Rocket basics, a guide to solid propellant rocketry. Brigham City, Utah, p. 28.

2.4. PROPELENTE TIPO AMATEUR

2.4.1. PROPELENTE SOLIDO¹⁴

Los propulsores solidos están constituidos por sistemas químicos complejos integrados por múltiples componentes. En los motores de propelente sólido, el propelente está contenido dentro de la cámara de combustión o carcasa. La carga de propelente solido es conocida como *grano* y contienen todos los elementos químicos necesarios para una combustión completa, sin necesidad de la presencia de oxígeno atmosférico. Una vez ignitado, se quema suavemente a una velocidad predeterminada en todas las superficies internas expuestas del grano.

Es posible modificar la velocidad de quemado, modificando las superficies expuestas mediante machos de forma, permitiendo que la cavidad interna crezca a medida que el propelente se va quemando y consumiendo.

Los propulsores solidos utilizados tanto para cohetes y misiles de carácter militar como para cohetes de etapas múltiples utilizados para la colocación de satélites en órbita, deben ajustarse a una serie de exigencias cuyas premisas esenciales buscan la seguridad de manejo y funcionamiento y esencialmente su bajo precio.

Implicitas dentro de las exigencias de seguridad y rendimiento se hallan las características siguientes:

- Elevadas prestaciones en su balística interior
- Alta fiabilidad, después de sufrir severas pruebas ambientales (choques, vibraciones, ciclos térmicos, etc.)
- Buenas condiciones de conservación ligadas con su estabilidad química y mecánica, que permitan mantener los materiales en condiciones operativas después de largo tiempo de almacenamiento.
- Aptitud para una elaboración en condiciones aceptablemente seguras y lo más económicas posibles.

2.4.2. FORMAS PRINCIPALES DE QUEMADO

2.4.2.1. QUEMADO FRONTAL O CIGARRILLO¹⁵

La combustión de un propulsor en forma frontal o cigarrillo ofrece la ventaja de presentar una superficie de emisión constante, característica que, en parte condiciona la uniformidad del empuje reduciendo al mínimo la aceleración axial. La duración de la combustión es mayor que en cualquier otra disposición geométrica de grano colocada en un motor de análogas dimensiones y con igual composición

¹⁴ PÉREZ, Sebastián. Cálculo de Motores Cohete con Propulsor Sólido, 1 ed., Madrid: Academia de Artillería, Segovia, 1999, p. 71.

¹⁵ PÉREZ, Sebastián, Estudio de Propulsores Sólidos para cohetes, 1 ed. Madrid: Academia de artillería, Segovia, 1970, p. 14.

química. Esta característica favorece el empleo de esta organización del combustible para motores de crucero.

Es usado en misiles Aire-Aire, Aire-Tierra y ciertos misiles Tierra-Aire, entre otras aplicaciones tácticas que prefieren un alto tiempo de quemado a costa de la reducción del empuje. Un alto empuje es deseado para aplicar una aceleración inicial, pero, a medida que el propelente se consume y la masa del vehículo es reducida, un descenso en el empuje es deseable. Esto limita la máxima aceleración del vehículo propulsado o cargas pagas sensibles, a menudo reduciendo las pérdidas por arrastre, y usualmente permite un patrón de vuelo más efectivo.¹⁶

Como inconvenientes puede citarse la alta temperatura a que se encuentran sometidas las paredes de la cámara de combustión y la necesidad de emplear revestimientos para la protección de la misma, la continua variación del centro de gravedad del proyectil durante la combustión y finalmente la pequeña superficie de emisión, factor que influye en la pequeñez del empuje que se obtiene en estos motores, compensado parcialmente cuando las composiciones del propulsor utilizado tienen velocidades de combustión muy elevadas.

Figura 9. Etapas del Quemado en Cigarrillo.



Fuente. FOLTRAN, Antonio. et al. Burning Rate Measurement of KNSu Propellant Obtained by Mechanical Press. Departamento de Engenharia Mecânica. Universidade Federal do Paraná. Curitiba/PR. Brasil. 2015, p. 3, figura 1. Modificado por los Autores.

2.4.2.2. QUEMADO RADIAL¹⁷

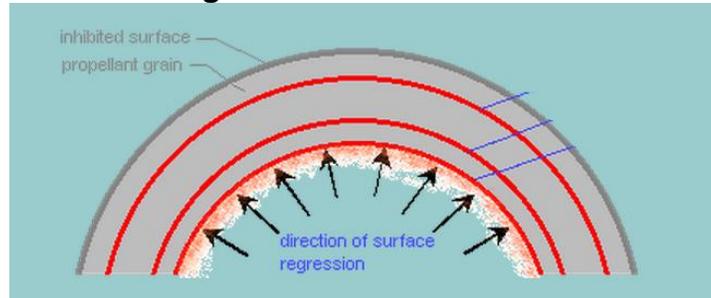
Es una sección de grano cilíndrico hueco, el quemado empieza a lo largo de la longitud del núcleo central, con la superficie de la quema de retroceso radialmente

¹⁶ SUTTON, George P. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC., 2001, p. 451.

¹⁷ NAKKA, Richard. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, Solid Rocket Motor Theory—Introduction [En línea]. (5 de Julio de 2001). Disponible en: <http://bit.ly/1PcAC6b>, [en línea].

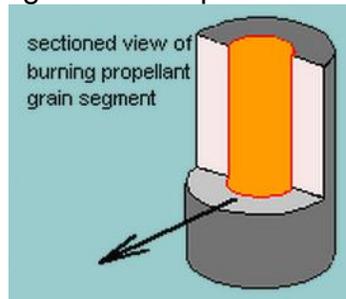
hacia el exterior. En este tipo de forma de quemado, la tasa de quemado no es constante.

Figura 10. Quemado radial



Fuente. Regressive Burning [En línea]. <[Bit.ly/1PcAC6b](https://bit.ly/1PcAC6b)> [Citado el 28 de abril de 2015].

Figura 11. Vista de segmento del quemado de grano de propelente



Fuente. Regressive Burning [En línea]. <[Bit.ly/1PcAC6b](https://bit.ly/1PcAC6b)> [Citado el 28 de abril de 2015].

La rata de quemado de un propelente es afectada por ciertos valores, siendo los más significativos:

- Presión en la cámara de combustión
- Temperatura inicial de ignición
- Velocidad de los gases de combustión que fluyen en paralelo a la superficie de quema
- Presión estática local
- Aceleración del motor y giro

3. TOBERAS

3.1. GENERALIDADES¹⁸

La tobera constituye la pieza esencial para el funcionamiento del motor cohete, ya que es la zona del motor encargada de transformar la energía térmica de los gases producidos durante la combustión del propulsor en el interior de la cámara de combustión en energía cinética de los mismos, proceso que da lugar el empuje y movimiento del vehículo autopropulsado.

La tobera se encuentra unida mecánicamente a la cámara de combustión, bien por roscado o por otro sistema idóneo. El calor desarrollado durante el fenómeno de combustión del propulsor en el interior del motor se comunica a los gases generados durante el proceso recién señalado, con lo cual los gases adquieren una gran presión y temperatura, dando lugar a un flujo que se desplaza hacia la tobera. Cuando los gases alcanzan esta zona de proyectil cohete, el flujo que penetra en la tobera avanza hacia su interior disminuyendo su temperatura y presión y aumentando su velocidad paulatinamente. Durante esta fase de expansión se generan el empuje del motor cohete.

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

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

3.2. METODOLOGÍA DE DISEÑO

A continuación se mostrará el procedimiento seguido por los autores para la consecución de la geometría usada, así como los valores de funcionamiento de la tobera puesta a prueba.

¹⁸ PÉREZ, Sebastián. Cálculo de Motores Cohete con Propulsor Sólido, 1 ed., Madrid: Academia de Artillería, Segovia, 1999, p. 35.

3.2.1. Geometría Inicial

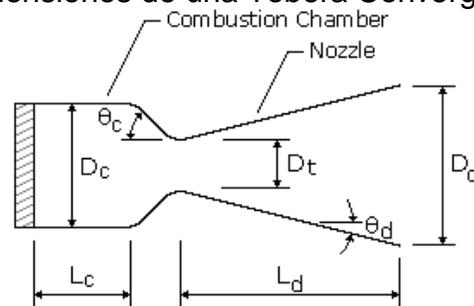
Las dimensiones limitantes para la fabricación de la tobera se encuentran en el diámetro de entrada (limitado por el diámetro interior de la carcasa del motor), diámetro de la garganta (limitado por la presión máxima que soporta el material de la carcasa del motor), y diámetro de salida (limitado por la velocidad máxima que alcanza el flujo de acuerdo al tipo de propelente utilizado). De acuerdo a estas dimensiones limitantes, se utilizan las funciones trigonométricas básicas para hallar la longitud de las secciones de la tobera fabricada.

Ecuación 1. Función trigonométrica para hallar la longitud de las secciones de tobera.

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

Fuente. Autores

Figura 12. Dimensiones de una Tobera Convergente-Divergente



Fuente. Rocket Engine [En línea]. <Bit.ly/1IL0BwR> [Citado el 10 de mayo de 2015]. Modificado por los Autores.

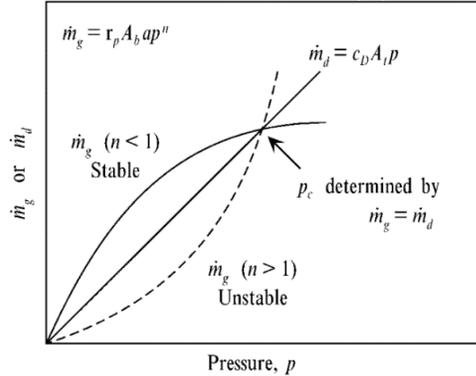
En donde l_x corresponde a la longitud convergente o divergente, r_x al radio de entrada o salida en metros, r_t al radio de la garganta en metros, y θ_x al semiángulo de convergencia o divergencia en grados, según el caso.

El diámetro de garganta es limitado por la presión máxima que resiste la carcasa del motor, debido a que el diámetro de garganta junto con la forma de quemado del propelente, controla la presión máxima que se desarrollará en la cámara de combustión en el momento del encendido.

3.2.2. Presión de Cámara de Combustión

La presión desarrollada en la cámara de combustión se puede hallar mediante la igualación de las siguientes ecuaciones, según el principio de conservación de masa y punto de combustión estable en un motor cohete.

Gráfica 2. Principio de conservación de masa y punto de combustión estable.



Fuente. KUBOTA, Naminosuke. Propellants and Explosives, Thermochemical Aspects of Combustion. 1 ed. Alemania: Wiley-Vch, 2002, p. 209, figura 9.5.

Ecuación 2. Tasa de generación de gases en la cámara de combustión

$$\dot{m}_g = \rho_p A_b r$$

Fuente. KUBOTA, Naminosuke. Propellants and Explosives, Thermochemical Aspects of Combustion. 1 ed. Alemania: Wiley-Vch, 2002, p. 207, ecuación 9.1.

Ecuación 3. Tasa de descarga de gases en la tobera

$$\dot{m}_d = C_D A_t P_c$$

Fuente. KUBOTA, Naminosuke. Propellants and Explosives, Thermochemical Aspects of Combustion. 1 ed. Alemania: Wiley-Vch, 2002, p. 207, ecuación 9.2.

Siendo ρ_p la densidad del propelente en Kg/m^3 , A_b el área de quemado del propelente en m^2 , r la tasa de quemado del propelente en m/s , C_D el coeficiente de descarga, A_t el área de la garganta en m^2 , y P_c la presión de cámara en Pa .

El área de quemado de propelente depende de la forma interna del grano propelente. Las dos configuraciones básicas para ensayos con propelentes de cualquier tipo, son la configuración tipo *cigarrillo* (1) y la tipo *radial* (2). Las áreas de quemado correspondientes para cada tipo de quemado son:

Ecuación 4. Áreas de quemado para configuración Cigarrillo (1) y Radial (2).

$$A_b = \pi r_o^2 \quad (1)$$

$$A_b = \pi l (r_o + r_i) \quad (2)$$

Fuente. Autores

En donde r_o es el radio externo del propelente en metros, r_i el radio del orificio en metros, y l la longitud de la barra propelente.

El área de quemado para el propelente con quema tipo radial, equivale al área promedio de quemado resultante del área máxima e inicial, debido a que el área de quemado con este tipo de configuración, varía con respecto al tiempo. Esta suposición se realiza para simplificar el cálculo de ciertos parámetros de funcionamiento del motor con este tipo de quemado.

La tasa de quemado del propelente es calculado mediante la expresión:

Ecuación 5. Tasa de quemado del propelente

$$r = aP_0^n$$

Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 428, ecuación 11-3.

Siendo a el coeficiente de quemado, y n el exponente de quemado. Cabe mencionar que los valores dados para a y n son propios del propelente y del rango de presión de cámara en el cual se esté analizando la tasa de quemado del propelente.

Igualando las ecuaciones Ecuación 2 y Ecuación 3, y despejando la presión de cámara de combustión P_0 , se obtiene:

Ecuación 6. Presión de cámara de combustión en condiciones estables

$$P_0 = \left(\frac{a\rho_p A_b}{C_D A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

Fuente. KUBOTA, Naminosuke. Propellants and Explosives, Thermochemical Aspects of Combustion. 1 ed. Alemania: Wiley-Vch, 2002, p. 208, ecuación 9.8.

Para realizar el cálculo de la presión de cámara de combustión, es necesario hallar el valor del coeficiente de descarga, el cual es calculado mediante la expresión:

Ecuación 7. Coeficiente de descarga.

$$C_D = \sqrt{\frac{k}{R_g T_0} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

Fuente. KUBOTA, Naminosuke. Propellants and Explosives, Thermochemical Aspects of Combustion. 1 ed. Alemania: Wiley-Vch, 2002, p. 13, ecuación 1.61.

En donde k es el coeficiente adiabático del gas propelente, R_g la constante del gas propelente en J/KgK , y T_0 la temperatura de flama del propelente en K .

Debido a que no se conoce la presión de la cámara de combustión, y por lo tanto no es posible determinar bajo cuales valores de a y n se debe evaluar las ecuaciones, es necesario realizar un cálculo por medio de un método numérico básico, en el cual se halle los valores de *Tasa de generación de gases en la cámara de combustión* y *Tasa de descarga de gases en la tobera* para incrementos de presión definidos (Para el caso de estudio fue de 10 KPa), a los cuales corresponde un valor de a y n diferente, a medida que las iteraciones avanzan.

Los valores de a y n tomados para el cálculo de la presión de cámara de combustión en el presente proyecto, provienen de la siguiente tabla:

Tabla 1. Información de quemado para propelente a base de Dextrosa.

Rango de Presión (Mpa)		Valores para Tasa de Quemado (mm/s)	
Límite Inf.	Límite Sup.	a	n
0.103	0.779	8.88	0.619
0.779	2.57	7.55	-0.009
2.57	5.93	3.84	0.688
5.93	8.50	17.2	-0.148
8.50	11.20	4.78	0.442

Fuente. NAKKA, Richard. Effect of Chamber Pressure on Burning Rate for the Potassium Nitrate-Dextrose and Potassium Nitrate-Sorbitol Rocket Propellants.1999, p. 17, tabla 4.

El criterio de parada de las iteraciones es un valor mayor de la *Tasa de descarga de gases en la tobera*, en contraste con la *Tasa de generación de gases en la cámara de combustión*.

Gracias al proceso iterativo, se conocen los valores de a y n con los cuales se debe calcular la presión de cámara, por lo cual, se procede a utilizar la Ecuación 6.

3.2.3. Evaluación del Esfuerzo

Debido a que la presión desarrollada en la cámara de combustión llega a valores críticos, es necesario revisar el esfuerzo máximo que puede soportar el material en condiciones estables de operación. Para ello, se realiza un análisis de esfuerzos sobre el material de la carcasa del motor.

Al realizar la evaluación de esfuerzo máximo de forma circunferencial o tangencial¹⁹, debido a que la máxima magnitud del esfuerzo se encuentra sobre la

¹⁹ BUDYNAS, Richard G. y NISBETT, Keith, Diseño de Ingeniería Mecánica de Shigley, 8 ed. México: McGraw-Hill, 2008, p. 108.

pared interna y el esfuerzo sobre la pared externa es despreciable en relación al primer esfuerzo, se toma en cuenta únicamente la presión ejercida sobre la parte interna de la carcasa²⁰.

Se asume que el esfuerzo máximo permisible para el funcionamiento seguro del material es el esfuerzo de fluencia, debido a que después de este punto ocurre deformación permanente del motor cohete, dejándolo inservible. De acuerdo a lo anterior, se puede evaluar el esfuerzo del material respecto a la presión en la cámara de combustión, de acuerdo a:

Ecuación 8. Magnitud del esfuerzo tangencial o circunferencial sobre la pared interna.

$$\sigma_t = \frac{r_i^2 P_c}{r_o^2 - r_i^2} \left(1 + \frac{r_o^2}{r_i^2} \right)$$

Fuente. BUDYNAS, Richard G. y NISBETT, Keith, Diseño de Ingeniería Mecánica de Shigley, 8 ed. México: McGraw-Hill, 2008, p. 108, ecuación 3.50.

En donde r_i es el radio interno de la carcasa en metros, P_c la presión en la cámara de combustión en *MPa*, y r_o el radio externo de la carcasa en metros.

Para hallar la presión máxima admisible en la cámara de combustión, se despeja de la Ecuación 8, la presión en la cámara de combustión.

Ecuación 9. Presión máxima admisible en la cámara de combustión, en función del esfuerzo de fluencia.

$$P_c = \frac{\sigma_f (r_o^2 - r_i^2)}{r_i^2 \left(1 + \frac{r_o^2}{r_i^2} \right)}$$

Fuente. Autores

Cuando el espesor de la pared de la carcasa del motor se acerca a un vigésimo de su radio o menos, se conoce como recipiente de pared delgada. El esfuerzo tangencial máximo para este caso se obtiene mediante:

²⁰ CERÓN, Hernán y GÓMEZ, Saulo A. Determinación de la Presión Crítica en la Cámara de Combustión de un Motor Cohete. TecnoESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica. Diciembre de 2012. Volumen 18, p. 24-28.

Ecuación 10. Magnitud del esfuerzo tangencial sobre la pared interna para recipiente de pared delgada.

$$(\sigma_t)_{m\acute{a}x} = \frac{P_c(d_i + t)}{2t}$$

Fuente. BUDYNAS, Richard G. y NISBETT, Keith, Diseño de Ingeniería Mecánica de Shigley, 8 ed. México: McGraw-Hill, 2008, p. 108, ecuación 3-53.

Despejando la ecuación anterior, la presión máxima admisible en la cámara de combustión para una carcasa de pared delgada se obtiene mediante:

Ecuación 11. Presión máxima admisible en la cámara de combustión, en función del esfuerzo de fluencia, para recipientes de pared delgada.

$$P_c = \frac{2t\sigma_f}{d_i + t}$$

Fuente. Autores

Por último, se realiza una comparación entre la presión de cámara hallada mediante la Ecuación 6, y la presión máxima admisible en la cámara de combustión según las ecuaciones Ecuación 9 y Ecuación 11.

En caso de que la presión de la cámara de combustión hallada por la Ecuación 6 sobrepasa la magnitud de presión hallada por las ecuaciones Ecuación 9 y Ecuación 11, es necesario cambiar el diámetro de garganta y/o la forma de quemado del propelente, y si es posible, aumentar el espesor y/o cambiar el material de la carcasa del motor cohete.

3.2.4. Número Mach

Hasta este punto del diseño, no se tiene información suficiente acerca de los parámetros de funcionamiento de la tobera, por lo cual, no es posible utilizar las ecuaciones de flujo isentrópico que posteriormente se mostraran, para realizar los cálculos del número de mach en los diferentes puntos de estudio de la tobera. De hecho, es necesario el número de mach para hallar los parámetros de funcionamiento restantes mediante las ecuaciones de flujo isentrópico.

Por las razones antes mencionadas, y teniendo en cuenta que geoméricamente es posible hallar la relación de áreas (Representada por A_x/A_t , siendo A_x el área de la sección de estudio, y A_t el área de la garganta), se usa la siguiente ecuación:

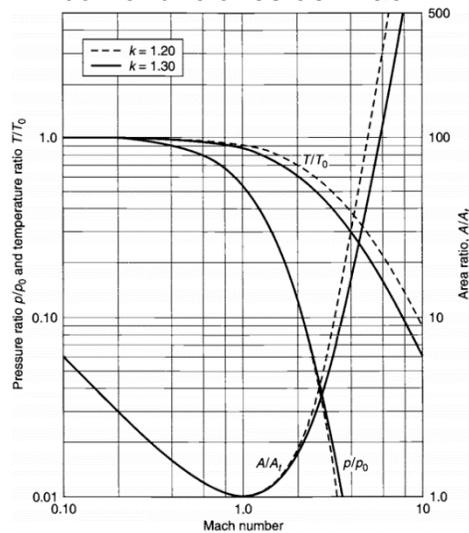
Ecuación 12. Relación de áreas en función del Mach para cualquier punto de estudio en la tobera.

$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{M_t}{M_x} \sqrt{\frac{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_x^2\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_t^2\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}$$

Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsión Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 50, ecuación 3-14.

Según la gráfica resultante entre las dos variables antes mencionadas, se observa que el despeje de la Ecuación 12, con el fin de colocar el número Mach en función de la relación de áreas, no es factible de realizar, debido a que para cada relación de área, le pueden corresponder uno o dos valores de Mach, lo cual no corresponde con una función.

Gráfica 3. Relación de áreas, relación de presiones, y relación de temperaturas como funciones del Mach



Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsión Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 51, figura 3-1.

Por lo anterior, se decide utilizar un método numérico en el cual se pueda tener control sobre los intervalos de Mach en los cuales se debe evaluar su valor. El método numérico más acertado para esta labor, es el método de bisección.

El método de bisección, es un tipo de búsqueda incremental en el que el intervalo de búsqueda se divide a la mitad. Si la función de evaluación cambia de signo sobre un intervalo, se evalúa el valor de la función en el punto medio. La posición de la raíz se determina situándola en el punto medio del subintervalo, dentro del

cual ocurre un cambio de signo. El proceso se repite hasta obtener una mejor aproximación.²¹

A continuación se presenta el algoritmo de cálculo perteneciente al método de bisección, utilizado para calcular el Mach de cada una de las secciones.

Figura 13. Algoritmo para la función que implementa el método de bisección

```

FUNCTION Bisect(xl, xu, es, imax, xr, iter, ea)
  iter = 0
  DO
    xrold = xr
    xr = (xl + xu)/2
    iter = iter + 1
    IF xr ≠ 0 THEN
      ea = ABS((xr - xrold) / xr) * 100
    END IF
    test = f(xl) * f(xr)
    IF test < 0 THEN
      xu = xr
    ELSE IF test > 0 THEN
      xl = xr
    ELSE
      ea = 0
    END IF
    IF ea < es OR iter ≥ imax EXIT
  END DO
  Bisect = xr
END Bisect

```

Fuente. CHAPRA, Steven C. y CANALE, Raymond P. Métodos Numéricos para Ingenieros, 5 ed. México: McGraw-Hill interamericana, 2006, p. 131, figura 5.10.

Las variables x_l , x_u y x_r corresponden a el valor mínimo del intervalo de evaluación, valor máximo del intervalo de evaluación, y valor buscado para la variable, respectivamente. Los valores mínimos y máximos del intervalo de evaluación corresponden a valores entre 0 y 1 (Para relaciones de área en la zona subsónica), y 1 y 10 (Para relaciones de área en la zona supersónica).

La función utilizada para la evaluación del método numérico proviene de la Ecuación 12, y está representada por la siguiente expresión:

Ecuación 13. Función de evaluación para el método numérico

$$f(x) = M_x - \frac{A_t M_t}{A_x} \sqrt{\frac{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_x^2\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_t^2\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}$$

Fuente. Autores

²¹ CHAPRA, Steven C. y CANALE, Raymond P. Métodos Numéricos para Ingenieros, 5 ed. México: McGraw-Hill interamericana, 2006, p. 125.

Con los valores de Mach hallados para cada sección de estudio en la tobera, ya es posible hallar los demás parámetros de funcionamiento de la tobera. Estos parámetros de funcionamiento son hallados mediante el uso de las ecuaciones de flujo isentrópico que rigen la termodinámica ideal de las toberas cónicas. Los autores se limitarán a mostrar dichas ecuaciones únicamente.

3.2.5. Presión

Ecuación 14. Presión de la cámara de combustión en función de la Presión y el Mach en una sección

$$P_0 = P_x \left(1 + \frac{1}{2}(k-1)M_x^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 50, ecuación 3-13.

Realizando los despejes correspondientes para hallar la presión de la sección en función de la presión de cámara de combustión y Mach:

Ecuación 15. Presión de la sección de estudio

$$P_x = \frac{P_0}{\left(1 + \frac{1}{2}(k-1)M_x^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}$$

Fuente. Autores

3.2.6. Temperatura

Ecuación 16. Temperatura en la cámara de combustión en función de la Temperatura y el Mach en una sección

$$T_0 = T_x \left(1 + \frac{1}{2}(k-1)M_x^2 \right)$$

Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 49, ecuación 3-12.

Realizando los despejes correspondientes para hallar la temperatura de la sección en función de la temperatura en la cámara de combustión y Mach:

Ecuación 17. Temperatura de la sección de estudio

$$T_x = \frac{T_0}{\left(1 + \frac{1}{2}(k-1)M_x^2 \right)}$$

Fuente. Autores

3.2.7. Velocidad

Ecuación 18. Velocidad en cualquier punto de la tobera

$$V = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_g T_x \left(1 - \left(\frac{P_x}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}$$

Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsión Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 52, ecuación 3-16.

3.2.8. Volumen Específico

Ecuación 19. Ley de los gases ideales

$$Pv = R_g T$$

Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsión Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 48, ecuación 3-4.

Despejando la ecuación para obtener el volumen específico:

Ecuación 20. Volumen específico para el gas propelente

$$v = \frac{R_g T}{P}$$

Fuente. Autores

3.2.9. Flujo Másico

Ecuación 21. Flujo másico según las condiciones de garganta

$$\dot{m}_x = \frac{A_t V_t}{v_t}$$

Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsión Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 48, ecuación 3-3.

Siendo \dot{m}_x el flujo másico en toda la tobera, A_t el área de la garganta, V_t la velocidad del flujo en la garganta, y v_t el volumen específico del gas.

3.2.10. Empuje

El empuje generado por cualquier motor es la suma de dos componentes: La componente más importante es el *empuje por momentum (1)* impartido al vehículo, resultante de la expulsión de masa a alta velocidad, y la otra componente es el *empuje por presión (2)*, resultado de la diferencia de presiones existente entre los gases de escape y la atmosfera, en la salida de la tobera.

Ecuación 22. Componentes del Empuje: Momentum (1) y Presión (2).

$$T_m = \dot{m}V_e \quad (1)$$

$$T_p = (P_e - P_a)A_e \quad (2)$$

Fuente. Autores

Cabe decir que el comportamiento de la magnitud de la componente de *empuje por presión* puede ofrecer pistas significativas acerca de la formación de ondas de choque en la tobera. Si la magnitud de esta componente es alta (proporcional al *empuje por momentum*), indica la formación de ondas de choque, obligando a un rediseño de la tobera.

Una de las soluciones más simples para la erradicación de la onda de choque, es acortar la sección divergente, limitando así la velocidad de salida de los gases a la velocidad óptima de funcionamiento según el tipo de propelente utilizado para el cohete.

El empuje total impartido al vehículo se expresa por la siguiente ecuación:

Ecuación 23. Empuje total impartido al vehículo

$$T = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e$$

Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsión Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 32, ecuación 2-14.

Siendo \dot{m} el flujo másico de gases en la tobera, V_e la velocidad de salida de los gases, P_e la presión de salida de los gases, P_a la presión atmosférica, y A_e el área de salida de la tobera.

3.2.11. Impulso Específico

El impulso específico es una medida del rendimiento de los propelentes. Está definido como el impulso total impartido por unidad de peso del propelente. Un valor alto en impulso específico indica un propelente eficiente y de alto poder. Está representado mediante:

Ecuación 24. Impulso específico

$$I_s = \frac{T}{\dot{m}g}$$

Fuente. SUTTON, George P. Rocket Propulsión Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 28, ecuación 2-5.

Siendo T el empuje total del motor cohete, \dot{m} el flujo másico de gases del propelente, y g la aceleración gravitacional.

3.2.12. Diámetro de Salida Ideal

Con el fin de reducir lo máximo posible la influencia de una tobera sobreexpandida, debido al sobredimensionamiento de la zona divergente de la tobera, es necesario utilizar un método para evaluar el diámetro ideal de salida, y por consiguiente, la longitud ideal de la sección divergente de la tobera analizada.

Para ello, se utiliza la Ecuación 14, y se despeja el Mach de salida M_x :

Ecuación 25. Mach de salida en función de la presión de cámara y salida.

$$M_x = \sqrt{\frac{\left(\frac{P_0}{P_x}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\frac{1}{2}(k-1)}}$$

Fuente. Autores

Reemplazando los valores y hallando el mach de salida ideal, se despeja el área de salida A_x de la Ecuación 12:

Ecuación 26. Área de salida en función de condiciones de garganta y Mach de salida

$$A_x = \frac{A_t M_t}{M_x} \sqrt{\frac{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_x^2\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_t^2}}$$

Fuente. Autores.

Usando la Ecuación 1, es posible hallar la nueva longitud de la sección divergente. Después de hallar el valor ideal de diámetro de salida y longitud divergente, se debe hacer un recálculo de todos los parámetros de funcionamiento de la tobera, debido a que se realiza un análisis sobre una geometría nueva de tobera.

4. BANCO DE PRUEBAS: SEMILLERO DE COHETERÍA²²

El banco fue fabricado en perfiles de acero estructural de 40X40 mm y tiene una masa cercana a 14 kg con un factor de seguridad aproximadamente de 15, por lo que es capaz de soportar una fuerza de 300 N.

El montaje del banco de prueba es horizontal ya que esta configuración permite estudiar el empuje neto del sistema; como características adicionales el banco es versátil, fácil de transportar y permite el acople a diferentes motores cohete.

El sistema de adquisición trabaja de 1 a 4 canales, en los que se evidencia el desplazamiento o el barrido del empuje a diferentes velocidades y adicional se puede escalar a cualquier unidad de medida. Tiene la capacidad de transmitir 240 datos por segundo, permitiendo la lectura del comportamiento del motor cohete.

4.1. INTERFAZ DE ADQUISICIÓN DE DATOS

La interfaz de adquisición de datos comprende cuatro partes fundamentales: Celda de carga, Sistema DATAQ, Sistema de amplificación de señales e Interfaz de recepción de datos.

La celda de carga es el dispositivo encargado de convertir la presión generada por el motor cohete en funcionamiento, en cambios de señales eléctricas, por medio de una serie de resistencias.

El sistema DATAQ es el encargado de la recepción y filtrado de las señales eléctricas procedentes de la celda de carga, y de la distribución de dichas señales a los circuitos amplificadores.

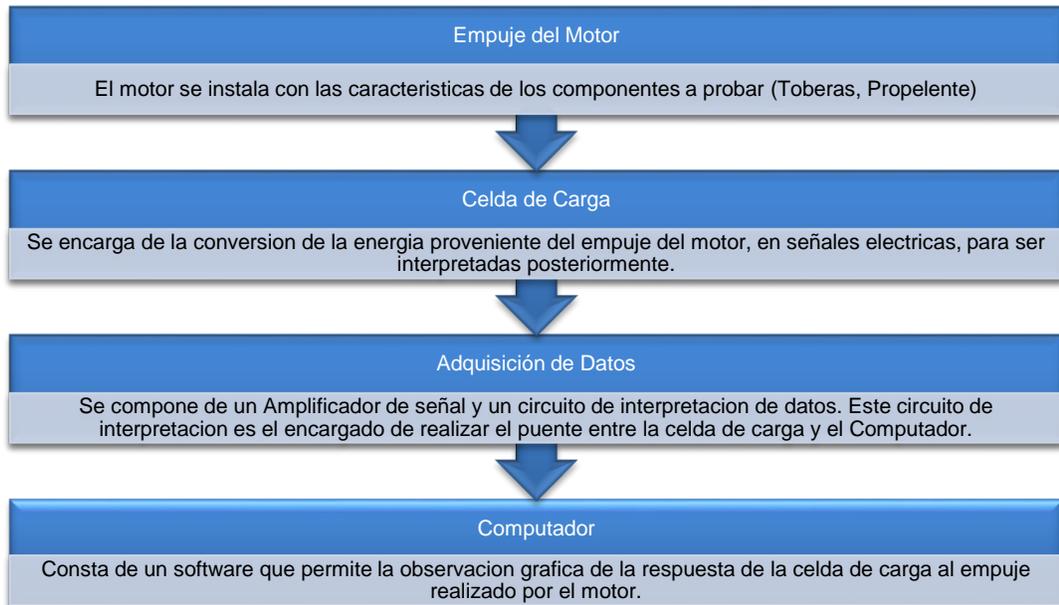
El sistema de amplificación de señales se encarga de amplificar las señales provenientes del sistema DATAQ, con el fin de que sean más perceptibles para el operador del sistema de adquisición.

En la interfaz de recepción de datos se muestran de forma gráfica los datos obtenidos del sistema de amplificación. Dicha interfaz, conocida como WINDAQ, permite igualmente calibrar las mediciones realizadas con la celda de carga, así como guardar y exportar los datos obtenidos a diferentes formatos.

A continuación se muestra un esquema de cómo se toman los datos para posteriores análisis.

²² FLORIÁN, Andrea S. y NIÑO, María E. Diseño y construcción de un banco de pruebas para motores cohete sólidos del grupo de investigaciones GICA de la Fundación Universitaria Los Libertadores, Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico, Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá. 2013.

Gráfica 4. Esquema para la toma de datos



Fuente. Autores

4.2. MODIFICACIONES REALIZADAS

El banco de pruebas de motores cohete con el que cuenta la Fundación Universitaria Los Libertadores fue construido por dos estudiantes que pertenecían al semillero de investigación en el año 2013. Infortunadamente, debido a problemas externos a la infraestructura del banco, no se había utilizado para pruebas. Sin embargo en el periodo académico 2014-2 se vio la necesidad de adquirir de nuevo las capacidades de medición del empuje en los motores cohete. Para ello, se realizaron modificaciones durante los periodos académicos 2014-2 y 2015-1, a cargo de algunos participantes del semillero de investigación (Entre ellos, los autores). Dichas modificaciones incluyen:

- **Modificaciones estructurales:** Estas modificaciones incluyeron un nuevo soporte cilíndrico para los motores cohete, con agujeros para evitar la sobrepresión en caso de explosión.

Figura 14. Modificación al soporte del motor



Fuente. Autores

- **Modificaciones del sistema de sujeción:** Se reemplazó el sistema de sujeción de la tobera mediante Seeger debido al escape de la tobera en caso de alta presión en la cámara de combustión. Las modificaciones incluyeron el aprovechamiento de los agujeros del soporte cilíndrico para adaptar un pasador que limite el movimiento de la tobera en caso de funcionamiento con alta presión de cámara.

Figura 15. Sistema de Seguridad por Pines



Fuente. Autores.

- **Modificaciones electrónicas:** El ingeniero Saulo Gómez fue el encargado de realizar el cambio del circuito amplificador original del sistema DATAQ, debido a las indicaciones erróneas que éste presentaba.

Figura 16. Circuito electrónico en la actualidad



Fuente. Autores

- **Protocolo de Calibración:** Las calibraciones iniciales se realizaron con el banco ubicado horizontalmente, pesos patrón de 10Kg y polea. Al realizar las pruebas de calibración, se notaron anomalías en las mediciones de carga y descarga de la celda, por lo cual se decidió realizar un método alternativo de calibración, ubicando el banco de pruebas en posición vertical. Sin embargo, se comprobó que los dos tipos de calibración resultaron igualmente efectivos en el proceso de carga.

Figura 17. Calibración de la celda de carga



Fuente. Autores

- **Protocolo de Pruebas:** Se establecieron los protocolos necesarios para la realización de pruebas, que incluye la configuración del sistema de adquisición de datos.

Figura 18. Motor instalado y listo para pruebas



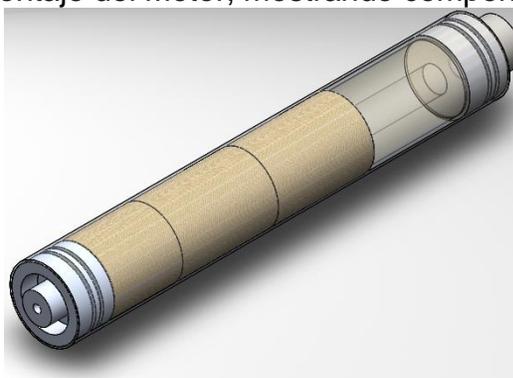
Fuente. Autores

5. MOTORES COHETE TRABAJADOS DURANTE LAS PRUEBAS

El diseño del motor fue elaborado por los ingenieros Saulo Gómez y Jhonathan Murcia en el año 2012, con el fin de ser el propulsor auxiliar del proyecto del vehículo aéreo no tripulado VANT Solvendus. Entre las características de este motor se encuentra la utilización de materiales ligeros, con alta resistencia mecánica, un sistema hermético capaz de soportar las altas presiones del propelente dentro de la cámara de combustión y de un diseño fácil de armar y desarmar para ejecución de varias pruebas.

El motor utilizado durante la estandarización del propelente amateur tipo Candy y pruebas de rendimiento de tobera, están compuesto por un cuerpo de aluminio de diámetro 1½", longitud de 22,5cm y espesor 0,9mm, una tapa en aluminio 6061-T6²³, recubierta en teflón, junto con los modelos de tobera necesarios para las pruebas, recubiertas en teflón. Para evitar escapes de presión por salidas no deseadas, se utiliza un sistema de sellado con o-ring y anillos Seeger. Debido a que las barras de propelente utilizado son de 5cm, es necesaria la colocación de 3 tubos de cartón sin contenido, de 5cm de longitud, para limitar el espacio destinado a la cámara de combustión. El cartón igualmente sirve como aislante térmico durante la prueba, evitando la transferencia de calor entre los gases de combustión y la carcasa del motor, reduciendo los riesgos de debilitamiento, falla y explosión de dicha carcasa.

Figura 19. Montaje del Motor, mostrando componentes internos



Fuente. Autores.

Durante las pruebas se pudo concluir que el motor en Aluminio 6061-T6 es adecuado y capaz de resistir múltiples pruebas con propelente amateur tipo Candy y su reutilización no afecta el rendimiento del motor. Aun así, se recomienda un motor fabricado con acero estructural. La referencia de dicho acero queda a consideración del experimentador.

²³ CERÓN, Hernán y GÓMEZ, Saulo A. Determinación de la Presión Crítica en la Cámara de Combustión de un Motor Cohete. TecnoESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica. Diciembre de 2012. Volumen 18, p. 24-28.

En el Anexo 1, se encontrará el protocolo de calibración para el sistema de adquisición de datos con el que cuenta el banco de pruebas.

5.1. ENSAMBLE DE LOS MOTORES COHETE

Debido a los posibles desperdicios de material producto de la fabricación de múltiples carcasas para pruebas, y también debido al carácter reutilizable del motor, se muestra el siguiente procedimiento usado para el ensamblaje del motor:

1. Limpiar y lijar la tapa y la tobera para realizar el ensamblaje del motor.

Figura 20. Tobera sin O-Ring



Fuente. Autores

Figura 21. Tapa con O-Ring



Fuente. Autores

2. Tanto la tapa como la tobera tienen dos ranuras para ubicar los o-ring, después de ponerlos en esta ubicación se debe envolver en teflón.

Figura 22. Tapa lista para instalación



Fuente. Autores

3. Lijar el contorno de los tubos de cartón libres y el tubo de cartón que contiene la probeta de propelente, hasta que se puedan mover libremente por el cuerpo del motor cohete.

Figura 23. Lijado de los cartones internos



Fuente. Autores

4. Colocar en el cuerpo del motor cohete los tubos, la tapa y la tobera de tal forma que no haya ningún desplazamiento de los componentes internos del motor, con el fin de evitar sobrepresiones que puedan provocar un accidente.
5. La carcasa del motor cuenta con dos ranuras en cada extremo para ubicar los anillos Seeger, una vez ensamblado el motor cohete colocar dichos anillos, para asegurar los componentes internos.

Figura 24. Motor cohete ensamblado



Fuente. Autores

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

5.2. FABRICACIÓN IGNITORES UTILIZADOS DURANTE LAS PRUEBAS

Los ignitores utilizados durante las pruebas son elaborados con hilo de níquel-cromo. El encendido del ignitor se realiza por medio de alimentación eléctrica de 110V. Para la elaboración de los elaborar los ignitores se realizaron los siguientes pasos:

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

Figura 25. Hilo de níquel cromo



Fuente. Autores

2. Se recubren los dos extremos del hilo con termoencogible de calibre adecuado, evitando cubrir el punto de concentración de calor. El

termoencogible es usado principalmente como aislante entre los dos extremos del hilo.

3. Se realiza una conexión entre cada extremo del hilo recubierto por termoencogible y un cable dúplex de bajo espesor.

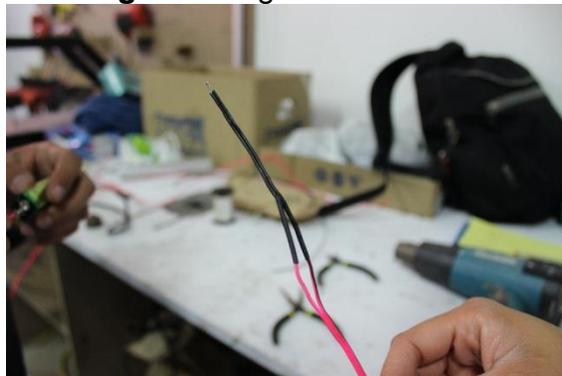
Figura 26. Armado del ignitor



Fuente. Autores

4. El sistema de ignición comprende una conexión a una toma de corriente de 110V, y un circuito de distribución de corriente en paralelo con una resistencia eléctrica, con el fin de reducir la corriente proporcionada al ignitor. De acuerdo a esto, se debe realizar la conexión del ignitor formado en el punto anterior, con las terminales del circuito establecidas para la colocación del ignitor.

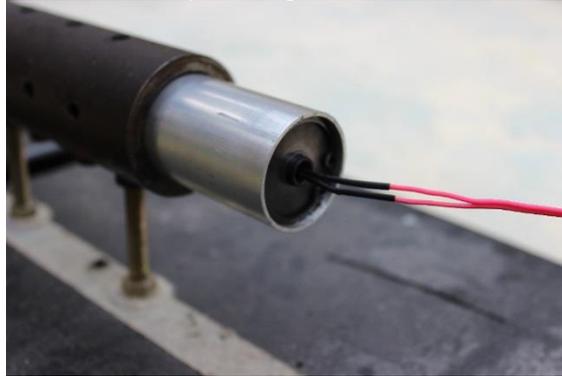
Figura 27. Ignitor terminado



Fuente. Autores

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

Figura 28. Montaje del ignitor en el motor cohete



Fuente. Autores

5.3. LIMPIEZA DE LAS TOBERAS

Debido a la presencia de residuos de propelente posterior a la combustión, es necesario realizar una limpieza de dichos residuos, con el fin de no afectar el flujo de gases en la tobera en pruebas posteriores.

Para realizar este procedimiento, basta con utilizar una herramienta con punta para retirar los residuos de gran tamaño, y una lija para dar un acabado liso, después de retirar los residuos.

Es importante aclarar que la limpieza de las toberas se debe realizar con tapabocas y guantes de nitrilo, debido a la exposición a residuos y material particulado tóxico de los residuos de la combustión en el proceso de limpieza.

También es importante aclarar que la limpieza no es necesaria en caso de que la tobera presente signos de daño o desgaste excesivo, debido a que en estos casos, la tobera se desecha debido a una alteración permanente de su geometría.

Otro punto a tener en cuenta antes de realizar la limpieza, es el material con el que está fabricada la tobera. Esto debido a que las toberas en grafito son más susceptibles a cambios permanentes de la geometría por el lijado o una mala manipulación de la herramienta con punta. En este caso, los autores recomiendan el uso de una lija de grano fino (#180 a #2000, siendo recomendada #600). En caso de no disponer con una lija que cumpla con los requerimientos anteriormente descritos, abstenerse de limpiar las toberas.

Para una limpieza total de la tobera, también es posible utilizar un paño húmedo para eliminar el material más fino restante del lijado de la tobera. Es importante que la tobera se encuentre totalmente seca antes de comenzar una nueva prueba, debido a que el agua puede afectar la ignición del propelente.

6. FABRICACIÓN DEL PROPELENTE

Este proceso se realiza tomando como referencia el instructivo operacional para fabricación de propelente sólido tipo Candy, elaborado por el ingeniero químico Carlos Cubides, asesor técnico del proyecto Cohete Sonda Libertador I. Teniendo en cuenta que el proceso de fabricación del propelente elaborado en la empresa INDUMIL, se realiza con equipos más avanzados y de mayor exactitud, los autores de este proyecto deciden realizar un nuevo instructivo operacional para fabricación de propelente tipo Candy, teniendo en cuenta los equipos con los que cuenta la universidad.

6.1. HERRAMIENTAS Y EQUIPOS

Para la fabricación del propelente amateur tipo Candy, se utilizan las instalaciones de la Fundación Universitaria Los Libertadores y equipos del Grupo de Investigación. Para realizar este proceso se utiliza el laboratorio de fundición y los siguientes equipos:

- Horno.
- Bandeja metálica.
- Molino eléctrico.
- Balanza.
- Termómetro o Termocupla, con capacidad mínimo hasta 150°C.
- Estufa o plancha de calentamiento.
- Tamiz: Malla US Standard (ASTM E11-61) No.80 (Tyler Standard 80 Mesh).
- Recipientes plásticos herméticos.
- Bolsas Ziploc.
- Silica Gel.
- Palas de madera.
- Moldes de cartón.
- Toallas desechables.
- Hojas de papel (Preferiblemente encerado).
- Cinta pegante.
- Papel vinipel.

Figura 29. Equipos utilizados para la preparación del propelente



Fuente. Autores

6.2. PRECAUCIONES DE SEGURIDAD²⁴

Durante la fabricación del propelente sólido es importante que las personas presentes conozcan las debidas precauciones de seguridad debido al manejo de elementos químicos:

1. Delimitar la zona de pruebas. La elaboración del propelente está diseñada para hacerse con dos personas.
2. Tener todos los implementos de trabajo tales como:
 - a. Overol
 - b. Guantes de alta temperatura (Usados durante el mezclado y envase del propelente)
 - c. Guantes de nitrilo (Usados para el manejo de los componentes químicos involucrados, así como en la limpieza de residuos al finalizar el proceso)
 - d. Gafas de seguridad
 - e. Careta
 - f. Respirador con filtros para material particulado y tapabocas
 - g. Peto de carnaza
3. El contacto indebido con el nitrato de potasio puede tener efectos negativos para la salud los cuales incluyen:
 - a. **Ojos y piel:** Puede causar irritación, ampollas e hinchazón.
 - b. **Ingestión:** Dolor de estómago, náuseas, vómito y diarrea.
 - c. **Inhalación:** Irritación en la tráquea.
 - d. **Efectos crónicos a la salud:** Anemia, mareo, dolor de cabeza, pérdida del aliento, ritmo cardiaco alto, problemas en los riñones, inconciencia y dolor del corazón.

²⁴ CAISA. Hoja de Seguridad (MSDS), Nitrato de Potasio. p. 1.

Respetar el proceso de fabricación del propelente y sus respectivos tiempos puede evitar cualquier riesgo en la preparación del mismo.

Figura 30. Elementos de protección personal



Fuente. Autores

Figura 31. Preparación del personal para la fundición del propelente



Fuente. Autores

6.3. PROCEDIMIENTO

1. Depositar el Nitrato de Potasio en bandejas metálicas, esparcido de forma homogénea en una cama delgada de material. Introducir en el horno para secar a 100°C durante no menos de una hora. El tiempo ideal de secado es de 12h.
2. Para el caso, se asume que el azúcar utilizado se encuentra completamente libre de humedad. Si se detecta a simple vista un aterronamiento importante de este material, puede requerirse también un secado a la misma temperatura y tiempo que para el Nitrato de Potasio,

procurando hacerlo siempre por separado de este oxidante, evitando que coexistan ambos materiales dentro del horno.

Figura 32. Extracción del nitrato de potasio del horno



Fuente. Autores

3. Con ayuda del molino eléctrico, pulverizar el Nitrato de Potasio seco hasta obtener una granulometría de 200 micrómetros o más fina (Malla 80), comprobada mediante el tamizado del material. Antes de cada uso del molino, siempre se debe secar y limpiar internamente de forma adecuada.

Figura 33. Tamizado del nitrato de potasio



Fuente. Autores

4. Pesar las cantidades de cada materia prima de acuerdo con la proporción de la mezcla definida (65% de Nitrato de Potasio y 35% del Azúcar Seleccionado) y según la masa total de propelente a obtener en la sesión de fundición.

Figura 34. Medición de dextrosa en Gramera



Fuente. Autores

5. Pre mezclar el Nitrato de Potasio y el azúcar seleccionado, por medio de agitación mecánica o manual en recipientes plásticos herméticos.

Figura 35. Mezcla de nitrato de potasio y dextrosa



Fuente. Autores

6. En una plancha precalentada a 130°C, temperatura que debe ser verificada por medio de termómetro o termocupla, añadir gradualmente cantidades limitadas de la premezcla, evitando exceder 400g de propelente dentro de la plancha. Amasar el material agitando con espátula de madera, facilitando el proceso de fusión (Distribución uniforme de temperatura en toda la mezcla) y el íntimo contacto entre combustible y oxidante. El tiempo de fundición, propuesto en 1h, dependerá de las condiciones estandarizadas para esta operación en función del desempeño observado en el quemado del propelente final.

Figura 36. Monitoreo de la temperatura



Fuente. Autores

Figura 37. Vertimiento inicial de los componentes en la plancha



Fuente. Autores

Figura 38. Fusión intermedia del propelente



Fuente. Autores

7. Verter gradualmente con ayuda de una herramienta de madera, la mezcla fundida en los moldes de cartón (Tubos de cartón de 5cm, cerrados por un extremo con papel convencional o encerado, preferiblemente). Es necesario

agitar un poco el recipiente para remover las burbujas de aire atrapadas en la masa fundida. Esto con el fin de minimizar el riesgo de puntos calientes durante la combustión. Procurar un acabado en el extremo transversal del grano libre de rugosidades o defectos superficiales, buscando siempre la estandarización en dimensiones para todos los granos fabricados.

Figura 39. Envasado del propelente amateur tipo Candy



Fuente. Autores

8. Los granos conformados se dejan enfriar hasta temperatura ambiente, se rotulan, se empaican en plástico vinipel, y luego se almacenan en bolsas herméticas ziploc cargadas con silica gel.

Figura 40. Probetas listas para almacenamiento



Fuente. Autores

Figura 41. Almacenamiento del propelente



Fuente. Autores

9. Para la fabricación de grano con quema tipo radial, Los granos conformados se dejan enfriar hasta una temperatura superficial de 60°C, y con una herramienta en forma de barra, de diámetro ½", realizar un orificio en el centro del grano conformado.

6.4. MATERIA PRIMA

6.4.1. Propelentes a base de azúcares (Candy)²⁵

Los propelentes a base de azúcar (SP) son propelentes de rendimiento moderado, en donde uno de los componentes es uno de los azúcares más comunes (Sucrosa, dextrosa, maltosa, sorbitol, etc.). Técnicamente, los propelentes a base de azúcar son propelentes compuestos, debido a que los componentes oxidante y combustible están separados. Sin embargo, el combustible no es un polímero y ya está parcialmente oxidado. Estas dos propiedades proveen dos características útiles para los propelentes:

- El combustible se descompone más fácilmente que lo que lo haría un polímero, y por lo tanto, un oxidante de baja energía como el nitrato de potasio puede ser utilizado con buenos resultados.
- Segundo, es posible utilizar menores proporciones de oxidantes sin sacrificar el performance.

Los propelentes a base de azúcar tienen un performance intermedio. El impulso específico intermedio es de alrededor de 130 segundos, que no dependen estrictamente del combustible.

Este tipo de propelentes se preparan normalmente mediante la fundición de los componentes. Los primeros intentos de fabricación usaron como combustible la sucrosa. Esta mezcla tiene un punto de fusión alto, lo que hacía el proceso algo más complejo y menos reproducible. Los experimentos más recientes con

²⁵ LESLIE, Stuart. YAWN, James. Proposal for the Inclusion of KNO₃/Sugar propellants in the Experimental Rocketry Program, What are Sugar Propellants. 2002, p. 3.

azúcares de bajo punto de fusión hicieron el proceso de fabricación de propelentes de este tipo mucho más fácil, seguro y reproducible.

6.4.2. Nitrato de Potasio (KNO₃)

El nitrato de potasio, es un polvo blanco cristalino con una gravedad específica de 2,1 g/cm³. Se descompone al ser calentado por encima de 330°C. No se quema y no explota. Tras la quema en propelentes, se libera un producto sólido (óxido de potasio). Debido a la cantidad insignificante de oxígeno libre, o debido a sus propiedades físicas, no puede ser usado en la práctica para la fabricación de propelentes sólidos de alto rendimiento.

Propiedades:²⁶

- **Nombre:** Nitrato de Potasio
- **Formula:** KNO₃
- **Peso molecular:** 101,1
- **Gravedad específica:** 2.10 g/cm³
- **Punto de fusión:** 333°C
- **Calor de combustión:** 1160 kcal/Kg
- **Desintegración a alta temperatura:** $2KNO_3 \rightarrow K_2O + N_2 + 2.5(O_2)$
- **Cantidad de oxígeno libre:** 40%

6.4.3. Dextrosa²⁷

La glucosa o dextrosa es un carbohidrato monosacárido, fuente principal de energía en el metabolismo celular. La dextrosa anhidra es la forma más pura de dextrosa cristalina, fabricada mediante el refinado de la dextrosa monohidratada. La ventaja principal para aplicaciones con combustibles sólidos es su bajo contenido de humedad.

Propiedades:²⁸

- Polvo cristalino blanco o casi blanco, de sabor dulce.
- Fácilmente soluble en agua.
- **Punto de fusión:** 146 °C.
- **Formula:** C₆H₁₂O₆
- **Peso molecular:** 180,16
- **Familia química:** Orgánico aromático (azúcares)

²⁶ SILANT'YEV, A. I. Solid Rocket Propellants, WP-AFB Ohio: Foreign Technology Division, 1967, p. 20, tabla 4.

²⁷ CIMPA SAS. Insumos y Tecnologías para la Industria Alimentaria, Ficha Técnica Dextrosa Anhidra. 2013, p 1.

²⁸ Productos Químicos de Monterrey S.A. de C.V. Hoja de datos de Seguridad para Sustancias Químicas, Dextrosa Anhidra. P. 1.

6.4.4. Sorbitol²⁹

El sorbitol es un alcohol polihídrico. Se encuentra en muchas frutas y vegetales, pero industrialmente se prepara por reducción de la glucosa. El sorbitol en solución tiene propiedades humectantes y estabilizantes, usándose en varios productos farmacéuticos y cosméticos.

También permite la solubilidad de muchos principios activos. Por el carácter higroscópico, impide la progresiva evaporación de la fase acuosa.

Propiedades:

- Polvo cristalino blanco o casi blanco.
- Muy soluble en agua.
- **Punto de fusión:** 110°C-112°C.
- **Formula:** C₆H₁₄O₆

²⁹ ACOFARMA. Fichas de Información Técnica: Sorbitol Polvo y Sorbitol Sol. 70%. p.1.

7. PRUEBAS DE ESTANDARIZACIÓN DE PROPELENTE

Para lograr una óptima estandarización de propelente amateur tipo Candy, se efectuaron 17 pruebas. Es importante decir que se mantuvieron factores constantes en las pruebas de quemado de propelente con el fin de limitar el número de variables que pueden afectar el comportamiento del propelente. Estos factores constantes fueron: tobera y carcasa única. Todo ello para determinar el rendimiento del propelente en términos de empuje y tiempo de quemado principalmente, y así determinar qué parámetros de fabricación del propelente son los más convenientes para la realización de las pruebas de los modelos de tobera.

La información recopilada para dichas pruebas corresponde al empuje y tiempo de quemado, de los cuales, junto con otros parámetros teóricos, es posible hallar el Impulso Específico, que es la medida más importante del rendimiento de los propelentes para cohetes.

7.1. CONDICIONES DE PRUEBA

En esta sección se mostraran las condiciones bajo las cuales se realizó la fundición de las probetas utilizadas durante las pruebas de estandarización del propelente. En estas condiciones se tienen en cuenta, entre otros parámetros, la temperatura de fundición, tiempos de secado de las materias primas, tiempos del propelente durante la fundición, y condiciones de quemado impuestas para las pruebas.

7.1.1. Condiciones de los Componentes

La información referente a la carcasa del motor, así como la tapa utilizada en las pruebas, se encuentra consignada en el capítulo 5.

La tobera utilizada en todas las pruebas realizadas corresponde a un diseño ya fabricado, realizado por el ingeniero Jhonathan Murcia y Saulo Gómez. Las características de la tobera son:

- **Semiángulo de Convergencia:** 45°.
- **Semiángulo de Divergencia:** 10°.
- **Diámetro de Entrada:** 3,44cm.
- **Diámetro de Salida:** 1,88cm.
- **Diámetro de Garganta:** 1,14cm.
- **Longitud de Sección Convergente:** 1,2cm.
- **Longitud de la Sección Divergente:** 2,1cm.

En el Anexo 3, se encuentran los planos de fabricación de la tobera utilizada para las pruebas de estandarización del propelente.

7.1.2. Condiciones de Fundición

En la siguiente tabla se relacionan los parámetros tenidos en cuenta durante el proceso de fundición para realizar la estandarización del propelente.

Tabla 2. Parámetros considerados durante el proceso de fundición.

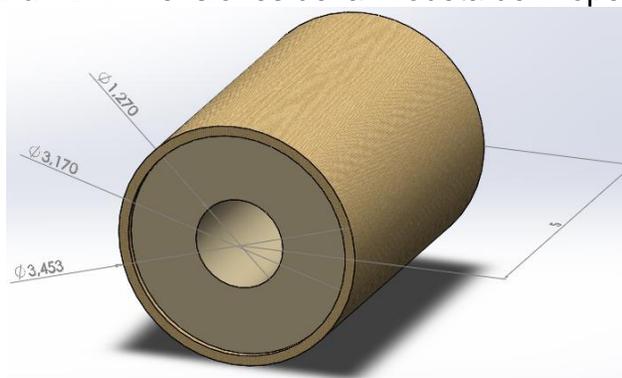
PARAMETROS	PRUEBA 1	PRUEBA 2	PRUEBA 3
Tiempo de secado del KNO ₃ en horno	1:30:00	1:35:00	2:00:00
Cantidad de probetas fabricadas	5	6	6
Cantidad de material utilizado (KNO ₃ /Dextrosa) (g)	400 (260/140)	400 (260/140)	400 (260/140)
Temperatura de plancha para la fundición (°C)	120-140	120-140	120-140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

Fuente. Autores

7.1.3. Características de las Probetas

Las probetas tienen dimensiones de 5cm de longitud, 1” de diámetro y orificio de 1/4” en el centro para otorgarle características de quemado radial. Dichas probetas, duraron en almacenamiento de 1 a 3 días, dependiendo de la fecha de fabricación y disponibilidad de tiempo y espacios para realizar los experimentos.

Figura 42. Dimensiones de la Probeta de Propelente.



Fuente. Autores.

Para las pruebas se realizaron entre 5 y 6 probetas de propelente, según la cantidad de materias primas disponibles para la fundición, así como el desperdicio del material durante el proceso.

Las probetas tienen una masa aproximada de $40g \pm 3g$. Existe variación en la masa registrada para las probetas, debido a las desigualdades existentes en el nivel de llenado de la probeta, el cual es controlado manualmente por el personal de la fundición.

7.1.4. Criterios de Análisis

Los análisis realizados para cada una de las pruebas, se basan en los datos recolectados por medio del sistema de adquisición de datos del banco de pruebas, así como en los registros fotográficos y de video realizados durante las pruebas.

Debido a que el Impulso Especifico es el punto de comparación de todos los propelentes para motores cohete, se debe hallar, en orden: Área promedio de quemado, presión promedio en la cámara de combustión, tasa de quemado promedio, tiempo de quemado, flujo másico, empuje, y finalmente el impulso específico.

Los valores de Tiempo de Quemado, Empuje Promedio, Flujo Másico e Impulso Específico hallados en los siguientes numerales, serán mostrados inmediatamente después de la gráfica Empuje vs. Tiempo, obtenidos de cada prueba, en cada lote de propelente fabricado.

Las gráficas de las pruebas experimentales presentan irregularidades en los valores de empuje, por lo que se utilizó el concepto de “*Media Móvil*”, la cual realiza un promedio de un grupo de puntos, con el fin de obtener un punto que represente un intervalo de datos, generando una gráfica suavizada que mejore el análisis de los resultados. La línea en Azul corresponde a la Media Móvil, mientras que los puntos en Gris, corresponden a los datos obtenidos.

No se debe utilizar un grupo de puntos superior a 12 para realizar la media móvil, porque la gráfica tiende a desplazarse según la agrupación de puntos, lo que puede provocar la inexactitud de la gráfica para su posterior análisis.

El número de puntos promedio recomendados por los autores para el análisis de las gráficas de Empuje vs. Tiempo presentado aquí es de 5 a 12.

Por último, se realizará un estudio comparativo con los valores mostrados, analizando comparabilidad de los datos, la aproximación de los valores experimentales a los valores teóricos, concluyendo así las mejores condiciones de fundición para el propelente descrito.

7.1.4.1. Consideraciones Teóricas

Teniendo en cuenta que la tasa de quemado varía con respecto a la presión en la cámara de combustión, y esta a su vez, al ser el motor configurado para quema tipo radial, depende del área de quemado, la cual es variable durante la operación del motor. Teniendo en cuenta esto, se procede a hallar un área de quemado promedio, mediante el uso de la Ecuación 4-1.

Hallando la presión de cámara con los valores de Coeficiente y Exponente de quemado correspondiente al rango de presión, usando el procedimiento mostrado por el numeral 3.2.2, se logra determinar una presión de cámara promedio independiente del tiempo, para realizar los cálculos del Impulso Específico.

Con los datos de la presión de cámara de combustión, y teniendo los valores óptimos de Coeficiente y Exponente de quemado según el procedimiento del numeral 3.2.2, es posible hallar la tasa de quemado promedio por medio de la Ecuación 5.

La velocidad se encuentra definida como desplazamiento realizado en un tiempo determinado. Para el caso de la quema de un motor cohete, ocurre un desplazamiento de la llama a medida que se quema el propelente, durante un tiempo determinado. Teniendo en cuenta esto, la tasa (o velocidad) de quemado de un propelente con quema tipo radial, se puede expresar como:

Ecuación 27. Tasa de Quemado para Quema Radial. Forma Fundamental.

$$r = \frac{r_o - r_i}{t_b}$$

Fuente. Autores.

Siendo r_o el radio de quemado máximo, r_i el radio de quemado interno, y t_b el tiempo de quemado.

Despejando el tiempo de quemado de la ecuación anterior, se conoce el tiempo de quemado promedio teórico:

Ecuación 28. Tiempo de Quemado Promedio. Quema Tipo Radial

$$t_b = \frac{r_o - r_i}{r}$$

Fuente. Autores.

Teniendo en cuenta la masa de la probeta, dada en el numeral 7.1.3, y junto con el tiempo de quemado promedio obtenido de la ecuación anterior, es posible hallar el flujo másico:

Ecuación 29. Flujo Másico. Ecuación Fundamental.

$$\dot{m} = \frac{m_p}{t_b}$$

Fuente. Autores.

Siendo \dot{m} el flujo másico promedio y m_p la masa total de propelente quemado.

Para hallar el empuje en su forma ideal, representado por la Ecuación 22-1, es necesario hallar la velocidad de salida del flujo. Para ello, se usa la Ecuación 18, reemplazando P_x por la presión atmosférica.

Tomando la velocidad de salida del flujo y el flujo másico obtenidos anteriormente, se utiliza la Ecuación 22-1, obteniendo así el empuje ideal. Se asume que la tobera tiene expansión óptima, es decir, la presión de salida de los gases es igual a la presión atmosférica.

Reemplazando los valores de Empuje y Flujo Másico, en la Ecuación 24, se obtiene el Impulso Específico Teórico Promedio del propelente analizado. Este valor será el punto de referencia de los comparativos que se realizarán con los resultados experimentales de las pruebas realizadas.

También es necesario mencionar que el valor de Impulso Específico Teórico de 100,9 segundos, calculado mediante el procedimiento anterior, que en comparación con valores de 200-410 segundos perteneciente a propelentes sólidos, muestra que el propelente utilizado para las pruebas es de bajo rendimiento³⁰.

7.1.4.2. Consideraciones Prácticas

Para el caso del Área promedio de quemado, se considera que la probeta cumple con las dimensiones ideales establecidas, por lo cual se asume el valor teórico calculado en el numeral anterior.

Debido a la falta de instrumentos para medir la presión desarrollada en la cámara de combustión, se asume, al igual que con el área de quemado, un comportamiento ideal. No olvidar que la presión de la cámara de combustión, al igual que el área de quemado propuesta, son valores “promedio”, con el fin de facilitar las comparativas teóricas y prácticas, manteniéndolas independientes de la variable tiempo.

La diferencia existente entre el procedimiento teórico y el experimental, radica en que al momento de hacer las pruebas, se obtienen datos reales de tiempo de quemado y empuje. Una adecuada modificación de la gráfica de Empuje vs. Tiempo, tomando únicamente el intervalo comprendido entre el inicio y el final de la curva de empuje, resulta en una correcta serie de datos a analizar.

Utilizando la Ecuación 27, y reemplazando el valor de tiempo de quemado, por el valor experimental obtenido de la gráfica de Empuje vs. Tiempo, se obtiene el tiempo de quemado promedio experimental. Igualmente, reemplazando en la

³⁰ SUTTON, George P. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC., 2001, p. 40, tabla 2-1.

Ecuación 29 la variable de tiempo de quemado, se obtiene el valor de flujo másico promedio experimental.

En cuanto al empuje experimental, se debe considerar una variación de éste respecto al tiempo, como se mostrarán en las siguientes gráficas. Por ello, para poder generar un punto de comparación con los valores teóricos, es necesario obtener un valor puntual de empuje. Esto se realiza mediante la aplicación de un promedio a los datos de empuje obtenidos, logrando así reunir todos los datos de empuje en un valor representativo que permita un mejor análisis.

Con todos los valores hallados anteriormente, ya es posible utilizar la Ecuación 24 para hallar el Impulso Específico Promedio Experimental, obteniendo el valor comparativo buscado.

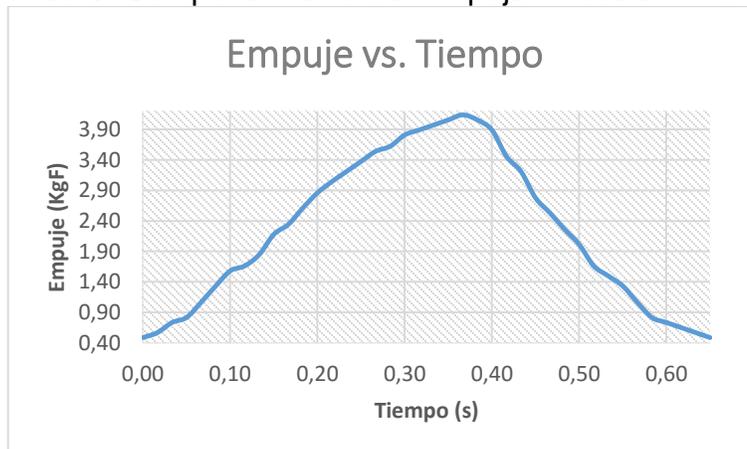
7.2. LOTE 1 DE PROPELENTE

Siguiendo el procedimiento de pruebas, se obtuvieron los siguientes datos para el primer lote de propelente fabricado, correspondiente a 5 probetas, de las cuales, se obtuvo datos de las probetas 2, 3, 4, y 5.

A continuación se muestran los resultados de empuje obtenidos para cada una de las probetas del primer lote de propelente. Igualmente se muestran las variables relacionadas con el análisis del performance en un propelente.

7.2.1. Probeta 2

Gráfica 5. Comportamiento del Empuje: Probeta 2. Lote 1.



Fuente. Autores.

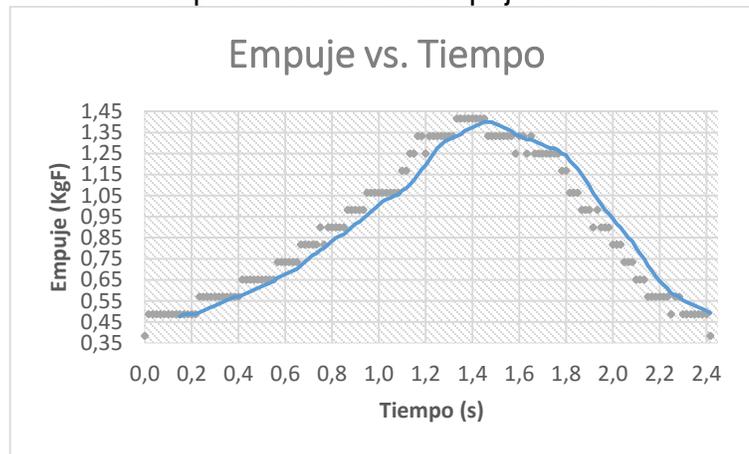
Tabla 3. Valores de Eficiencia para la probeta 2. Lote 1.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	0,650
Empuje Máximo (KgF)	4,139
Promedio de Empuje (KgF)	2,244
Promedio de Empuje (N)	22,014
Flujo Másico (Kg/s)	0,062
Impulso Específico (s)	36,465

Fuente. Autores.

7.2.2. Probeta 3

Gráfica 6. Comportamiento del Empuje: Probeta 3. Lote 1.



Fuente. Autores.

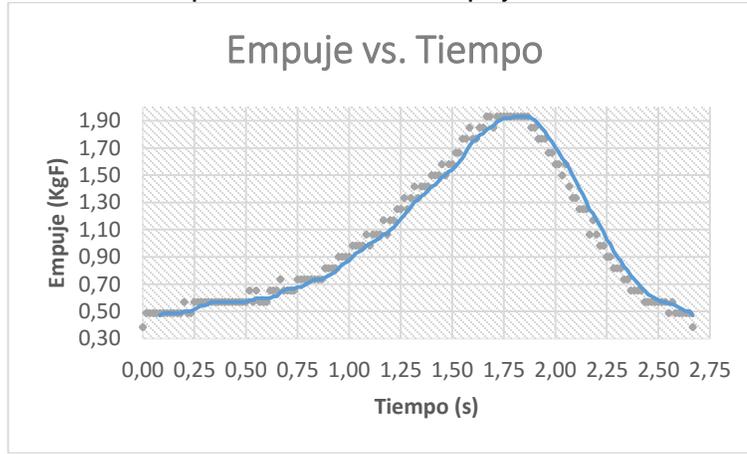
Tabla 4. Valores de Eficiencia para la probeta 3. Lote 1.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,417
Empuje Máximo (KgF)	1,415
Promedio de Empuje (KgF)	0,894
Promedio de Empuje (N)	8,770
Flujo Másico (Kg/s)	0,017
Impulso Específico (s)	54,020

Fuente. Autores.

7.2.3. Probeta 4

Gráfica 7. Comportamiento del Empuje: Probeta 4. Lote 1.



Fuente. Autores.

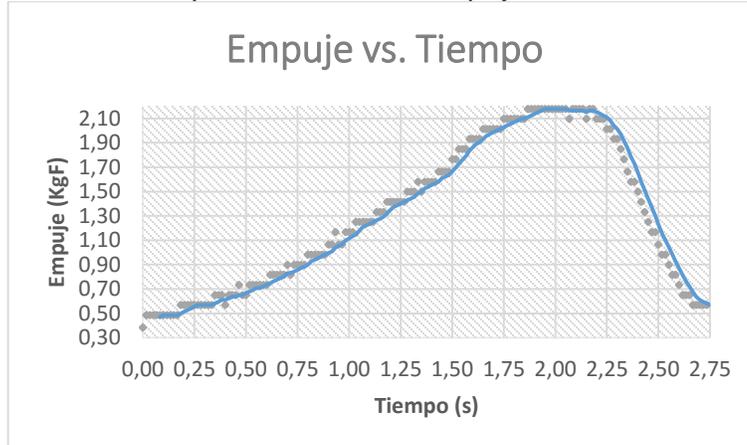
Tabla 5. Valores de Eficiencia para la probeta 4. Lote 1.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,667
Empuje Máximo (KgF)	1,931
Promedio de Empuje (KgF)	1,023
Promedio de Empuje (N)	10,036
Flujo Másico (Kg/s)	0,015
Impulso Específico (s)	68,209

Fuente. Autores.

7.2.4. Probeta 5

Gráfica 8. Comportamiento del Empuje: Probeta 5. Lote 1.



Fuente. Autores.

Tabla 6. Valores de Eficiencia para la probeta 5. Lote 1.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,800
Empuje Máximo (KgF)	2,179
Promedio de Empuje (KgF)	1,284
Promedio de Empuje (N)	12,596
Flujo Másico (Kg/s)	0,014
Impulso Específico (s)	89,880

Fuente. Autores.

7.2.5. Resultados Globales

En la siguiente tabla se recopilan los valores de Empuje e Impulso Especifico, tanto teóricos como experimentales, para el Lote 1 de Propelente.

Tabla 7. Parámetros de Eficiencia. Lote 1.

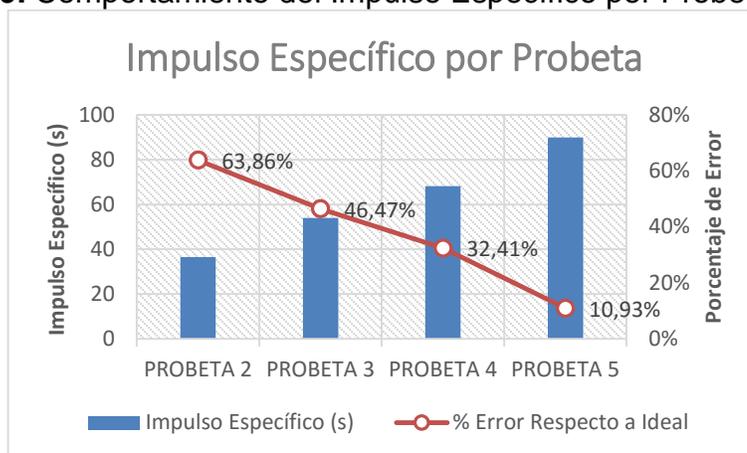
PARAMETROS	IDEAL	PROBETA 2	PROBETA 3	PROBETA 4	PROBETA 5
Tiempo de Vaciado (min)	No Aplica	10	15	20	25
Tiempo de Quemado (s)	1,850	0,650	2,417	2,667	2,800
Promedio de Empuje (N)	21,409	22,014	8,770	10,036	12,596
Flujo Másico (Kg/s)	0,022	0,062	0,017	0,015	0,014
Impulso Específico (s)	100,909	36,465	54,020	68,209	89,880
% Error Respecto a Ideal	No Aplica	63,86%	46,47%	32,41%	10,93%

Fuente. Autores.

Con el fin de comparar más eficazmente el comportamiento de los resultados experimentales en relación con los valores teóricos, es posible hallar el porcentaje de diferencia existente en los datos de Impulso Específico Experimental y Teórico. De esta manera se conoce la variabilidad de las características del propelente, teniendo en cuenta factores como el Tiempo de Fundición.

En la siguiente gráfica, se muestra el comportamiento del impulso específico para cada probeta del lote de propelente analizado, así como el porcentaje de diferencia con los valores teóricos.

Gráfica 9. Comportamiento del Impulso Específico por Probeta. Lote 1.



Fuente. Autores.

La grafica anterior muestra que la probeta que más se acerca al comportamiento ideal es la probeta 5, correspondiente a un tiempo de fundición de 25 minutos, con un 10.93% de diferencia. Debido a su notable acercamiento con el valor teórico, el tiempo ideal de fundición es de 25 minutos, según el análisis del primer lote de propelente.

De la misma forma, se puede observar una tendencia marcada a la disminución de la diferencia entre el comportamiento real y teórico, a medida que el tiempo de fundición de las probetas aumenta.

Adicional a este análisis, es posible analizar la variación que tienen las probetas del lote de propelente, con respecto a su promedio de eficiencia. Esto se realiza por medio de la herramienta de desviación estándar. En la siguiente tabla se observa la desviación estándar obtenida para los valores de Impulso Especifico, así como el valor promedio de Impulso Especifico para el lote de propelente analizado:

Tabla 8. Desviación Estándar para Impulso Específico y Empuje. Lote 1.

VARIABLE	Impulso Específico (s)	Promedio de Empuje (s)
Probeta 2	36,465	22,014
Probeta 3	54,020	8,770
Probeta 4	68,209	10,036
Probeta 5	89,880	12,596
Promedio	62,143	13,354
Desviacion Estándar	22,594	5,989

Fuente. Autores.

De acuerdo a la tabla anterior, se concluye que existe alta desviación de los datos de empuje presentados, del orden de $\pm 5,98N$, equivalentes a $\pm 0.6KgF$, teniendo en cuenta la magnitud pequeña de empuje que este tipo de propelente puede

desarrollar. Igualmente, en los valores de impulso específico se aprecia una alta variabilidad en los datos, lo cual muestra la incidencia del tiempo de fundición y vaciado de las probetas en su performance al momento de ser encendidas.

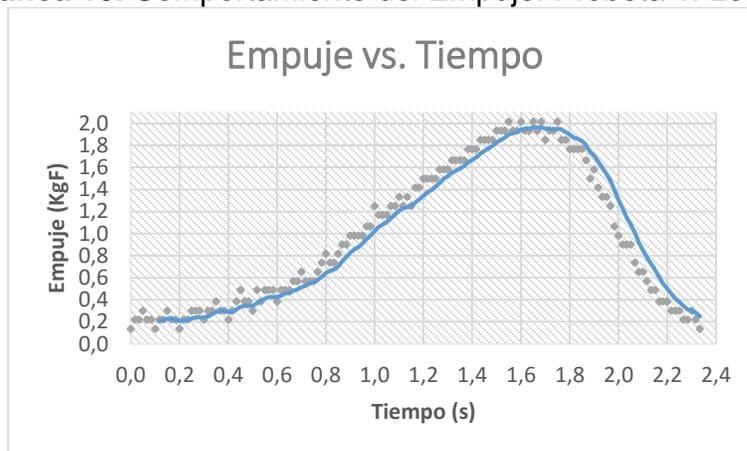
7.3. LOTE 2 DE PROPELENTE

Siguiendo el procedimiento de pruebas, se obtuvieron los siguientes datos para el segundo lote de propelente fabricado, correspondiente a 6 probetas, de las cuales, se obtuvo datos de las probetas 1, 4, y 6.

A continuación se muestran los resultados de empuje obtenidos para cada una de las probetas del tercer lote de propelente. Igualmente se muestran las variables relacionadas con el análisis del performance en un propelente.

7.3.1. Probeta 1

Gráfica 10. Comportamiento del Empuje: Probeta 1. Lote 2.



Fuente. Autores.

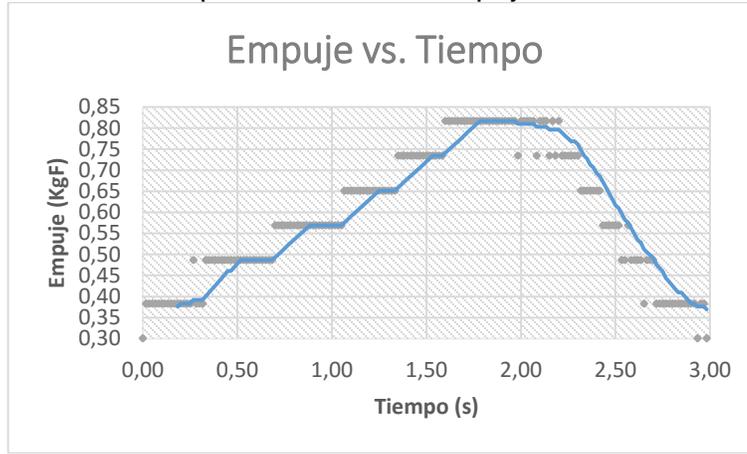
Tabla 9. Valores de Eficiencia para la probeta 1. Lote 2.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,333
Empuje Máximo (KgF)	2,014
Promedio de Empuje (KgF)	0,973
Promedio de Empuje (N)	9,545
Flujo Másico (Kg/s)	0,017
Impulso Específico (s)	56,750

Fuente. Autores.

7.3.2. Probeta 4

Gráfica 11. Comportamiento del Empuje: Probeta 4. Lote 2.



Fuente. Autores.

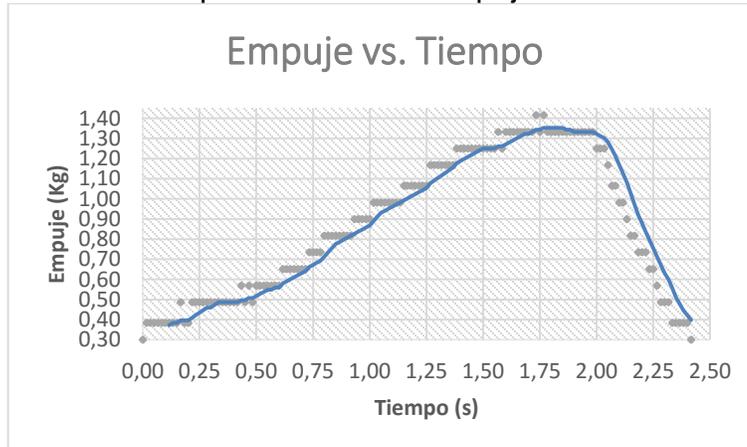
Tabla 10. Valores de Eficiencia para la probeta 4. Lote 2.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,983
Empuje Máximo (KgF)	0,817
Promedio de Empuje (KgF)	0,594
Promedio de Empuje (N)	5,827
Flujo Másico (Kg/s)	0,013
Impulso Específico (s)	44,298

Fuente. Autores.

7.3.3. Probeta 6

Gráfica 12. Comportamiento del Empuje: Probeta 6. Lote 2.



Fuente. Autores.

Tabla 11. Valores de Eficiencia para la probeta 6. Lote 2.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,417
Empuje Máximo (KgF)	1,415
Promedio de Empuje (KgF)	0,871
Promedio de Empuje (N)	8,545
Flujo Másico (Kg/s)	0,017
Impulso Específico (s)	52,630

Fuente. Autores.

7.3.4. Resultados Globales

En la siguiente tabla se recopilan los valores de Empuje e Impulso Especifico, tanto teóricos como experimentales, para el Lote 2 de Propelente.

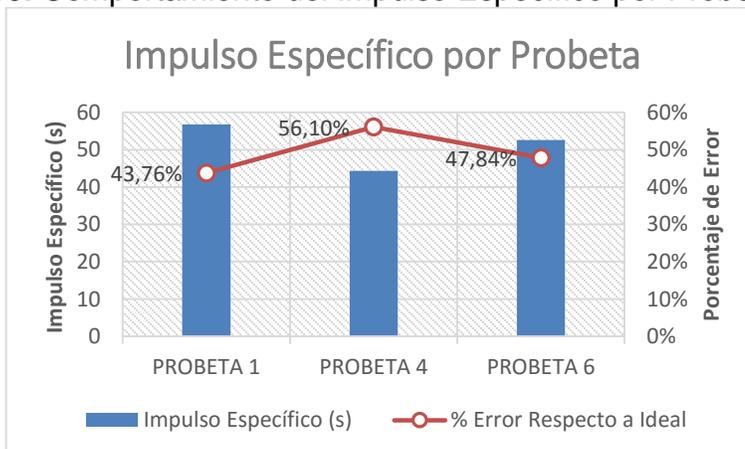
Tabla 12. Parámetros de Eficiencia. Lote 2.

PARAMETROS	IDEAL	PROBETA 1	PROBETA 4	PROBETA 6
Tiempo de Vaciado (min)	No Aplica	5	20	30
Tiempo de Quemado (s)	1,850	2,333	2,983	2,417
Promedio de Empuje (N)	21,409	9,545	5,827	8,545
Flujo Másico (Kg/s)	0,022	0,017	0,013	0,017
Impulso Específico (s)	100,909	56,750	44,298	52,630
% Error Respecto a Ideal	No Aplica	43,76%	56,10%	47,84%

Fuente. Autores.

Al igual que en el análisis del primer lote de propelente, es importante hallar el porcentaje de diferencia entre los datos teóricos y experimentales. En la siguiente gráfica, se muestra el comportamiento del impulso específico para cada probeta del lote analizado, así como el porcentaje de diferencia con los valores teóricos.

Gráfica 13. Comportamiento del Impulso Específico por Probeta. Lote 2.



Fuente. Autores.

La gráfica anterior muestra que la probeta que más se acerca al comportamiento ideal, es la probeta 1, con un porcentaje de diferencia con respecto al valor teórico de 43,76%. Sin embargo, la diferencia presentada con el valor teórico de impulso específico es demasiado grande como para ser tenida en cuenta para futuras pruebas.

Además de ello, la diferencia entre el valor teórico y los valores experimentales de todas las probetas analizadas, tiene una tendencia a mantenerse constante, lo que indica una uniformidad en las características de quemado de la mezcla de propelente realizada, aunque la mezcla resulta ineficiente al momento del encendido.

Una de las diferencias notadas en los parámetros de fundición (véase Tabla 2) este lote de propelente es el precalentamiento de la plancha. Según los resultados de la siguiente tabla, se permitirá confirmar o descartar la influencia de este factor en la eficiencia del propelente.

Utilizando la herramienta de Desviación Estándar para el análisis del impulso específico y el empuje en el grupo de probetas que componen el lote, se obtiene la siguiente tabla:

Tabla 13. Desviación Estándar para Impulso Específico y Empuje. Lote 2.

VARIABLE	Impulso Específico (s)	Promedio de Empuje (N)
Probeta 1	56,750	9,545
Probeta 4	44,298	5,827
Probeta 6	52,630	8,545
Promedio	51,226	7,972
Desviacion Estandar	6,344	1,924

Fuente. Autores.

De acuerdo a la tabla anterior, se concluye que existe baja desviación de los datos de empuje presentados, del orden de $\pm 1,92N$, equivalentes a $\pm 0.19KgF$, teniendo en cuenta la magnitud pequeña de empuje que este tipo de propelente puede desarrollar. Igualmente, en los valores de impulso específico se aprecia una baja variabilidad en los datos, lo cual indica la uniformidad de las propiedades de quemado.

Con los valores de desviación obtenidos de la tabla anterior se corrobora que aunque las probetas de propelente tuvieron distintos tiempos de vaciado, mantuvieron sus propiedades de quemado, presumiblemente por el precalentamiento de la plancha previo al proceso de fundición. El precalentamiento de la plancha y el vertimiento de las materias primas sobre esta, generarían un choque térmico que evaporaría una gran cantidad de agua presente en los componentes.

Aunque la uniformidad en las propiedades de quemado es una cualidad deseable para el proceso de fundición, infortunadamente, dicha cualidad, en esta prueba, afecta notablemente de manera negativa el rendimiento del propelente fabricado.

Se confirma mediante esta tabla, que utilizar el procedimiento de precalentamiento de la plancha es un factor en la disminución de la eficiencia del propelente, por lo cual no se recomienda su uso para el proceso global de fabricación.

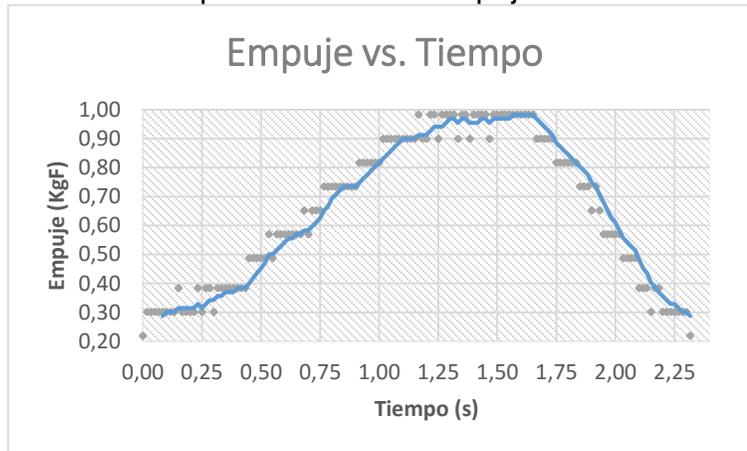
7.4. LOTE 3 DE PROPELENTE

Siguiendo el procedimiento de pruebas, se obtuvieron los siguientes datos para el tercer lote de propelente fabricado, correspondiente a 6 probetas, de las cuales, se obtuvo datos para todas las probetas.

A continuación se muestran los resultados de empuje obtenidos para cada una de las probetas del tercer lote de propelente. Igualmente se muestran las variables relacionadas con el análisis del performance en un propelente.

7.4.1. Probeta 1

Gráfica 14. Comportamiento del Empuje: Probeta 1. Lote 3.



Fuente. Autores.

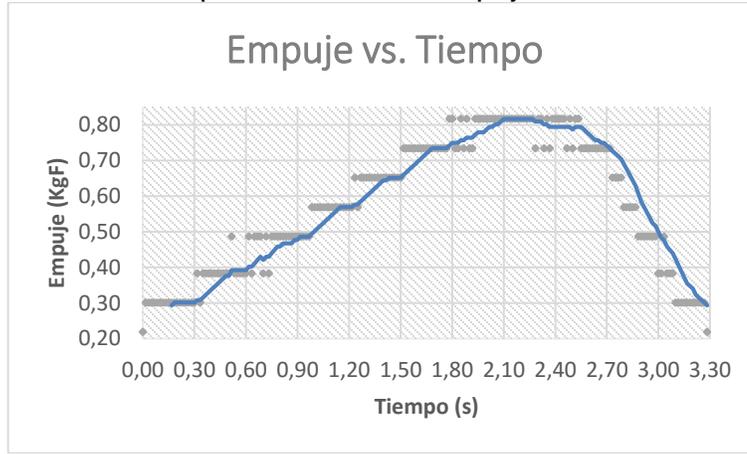
Tabla 14. Valores de Eficiencia para la probeta 1. Lote 3.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,317
Empuje Máximo (KgF)	0,982
Promedio de Empuje (KgF)	0,652
Promedio de Empuje (N)	6,396
Flujo Másico (Kg/s)	0,017
Impulso Específico (s)	37,767

Fuente. Autores.

7.4.2. Probeta 2

Gráfica 15. Comportamiento del Empuje: Probeta 2. Lote 3.



Fuente. Autores.

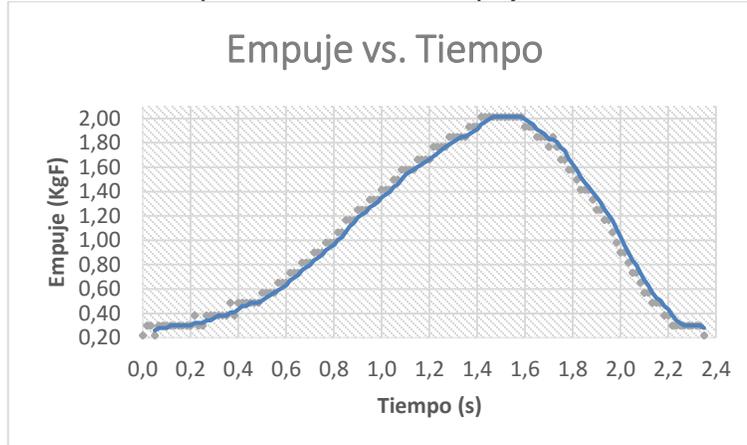
Tabla 15. Valores de Eficiencia para la probeta 2. Lote 3.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	3,283
Empuje Máximo (KgF)	0,817
Promedio de Empuje (KgF)	0,575
Promedio de Empuje (N)	5,641
Flujo Másico (Kg/s)	0,012
Impulso Específico (s)	47,193

Fuente. Autores.

7.4.3. Probeta 3

Gráfica 16. Comportamiento del Empuje: Probeta 3. Lote 3.



Fuente. Autores.

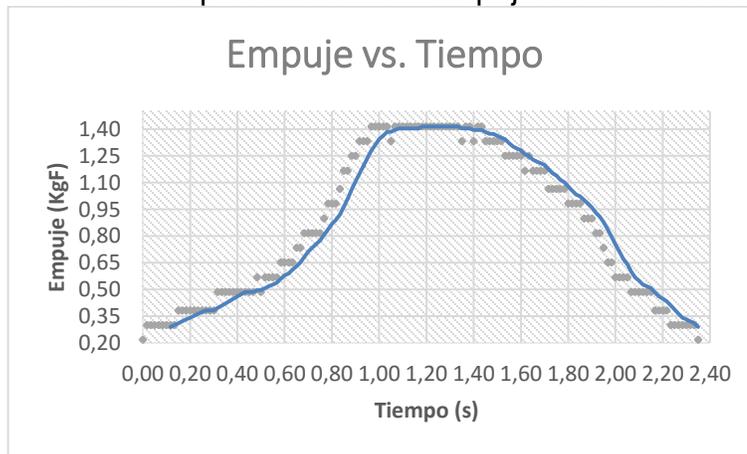
Tabla 16. Valores de Eficiencia para la probeta 3. Lote 3.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,350
Empuje Máximo (KgF)	2,014
Promedio de Empuje (KgF)	1,064
Promedio de Empuje (N)	10,438
Flujo Másico (Kg/s)	0,017
Impulso Específico (s)	62,510

Fuente. Autores.

7.4.4. Probeta 4

Gráfica 17. Comportamiento del Empuje: Probeta 4. Lote 3.



Fuente. Autores.

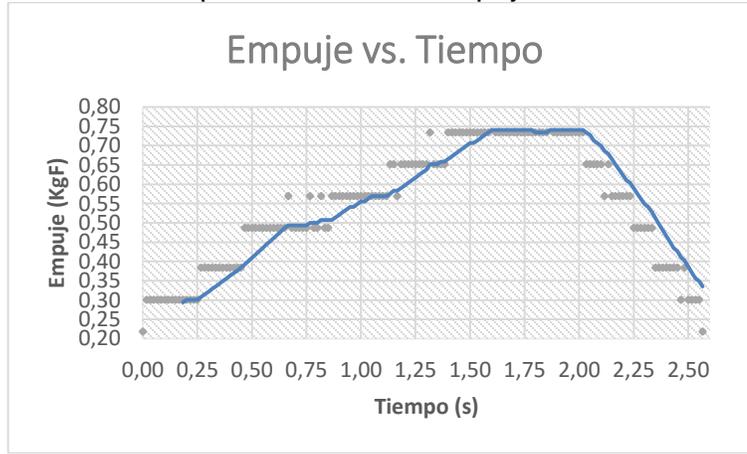
Tabla 17. Valores de Eficiencia para la probeta 4. Lote 3.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,350
Empuje Máximo (KgF)	1,415
Promedio de Empuje (KgF)	0,859
Promedio de Empuje (N)	8,427
Flujo Másico (Kg/s)	0,017
Impulso Específico (s)	50,466

Fuente. Autores.

7.4.5. Probeta 5

Gráfica 18. Comportamiento del Empuje: Probeta 5. Lote 3.



Fuente. Autores.

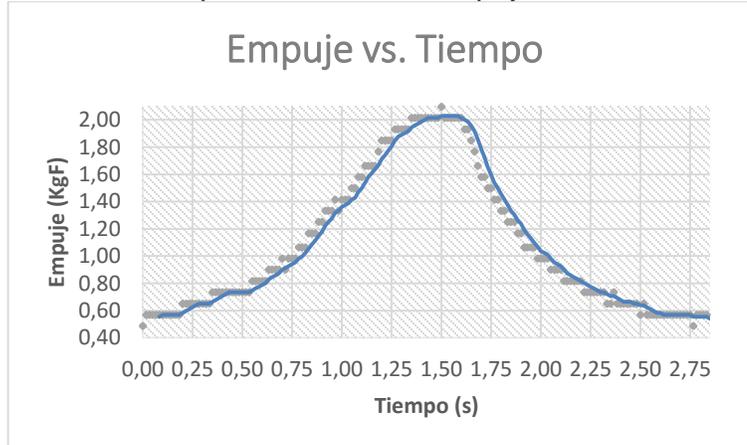
Tabla 18. Valores de Eficiencia para la probeta 5. Lote 3.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,567
Empuje Máximo (KgF)	0,817
Promedio de Empuje (KgF)	0,545
Promedio de Empuje (N)	5,346
Flujo Másico (Kg/s)	0,016
Impulso Específico (s)	34,975

Fuente. Autores.

7.4.6. Probeta 6

Gráfica 19. Comportamiento del Empuje: Probeta 6. Lote 3.



Fuente. Autores.

Tabla 19. Valores de Eficiencia para la probeta 6. Lote 3.

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	2,850
Empuje Máximo (KgF)	2,096
Promedio de Empuje (KgF)	1,080
Promedio de Empuje (N)	10,595
Flujo Másico (Kg/s)	0,014
Impulso Específico (s)	76,950

Fuente. Autores.

7.4.7. Resultados Globales

En la siguiente tabla se recopilan los valores de Empuje e Impulso Especifico, tanto teóricos como experimentales, para el Lote 3 de Propelente.

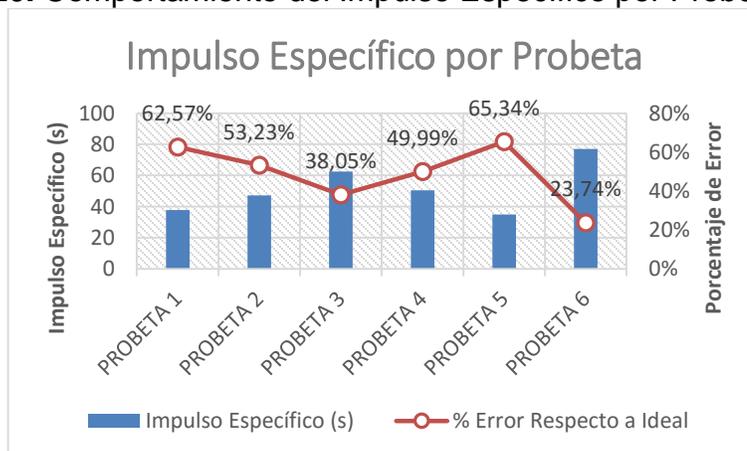
Tabla 20. Parámetros de Eficiencia. Lote 3.

PARAMETROS	IDEAL	PROBETA 1	PROBETA 2	PROBETA 3	PROBETA 4	PROBETA 5	PROBETA 6
Tiempo de Vaciado (min)	No Aplica	10	20	30	40	50	60
Tiempo de Quemado (s)	1,850	2,317	3,283	2,350	2,350	2,567	2,850
Promedio de Empuje (N)	21,409	6,396	5,641	10,438	8,427	5,346	10,595
Flujo Másico (Kg/s)	0,022	0,017	0,012	0,017	0,017	0,016	0,014
Impulso Específico (s)	100,909	37,767	47,193	62,510	50,466	34,975	76,950
% Error Respecto a Ideal	No Aplica	62,57%	53,23%	38,05%	49,99%	65,34%	23,74%

Fuente. Autores.

Al igual que en el análisis de los anteriores lotes de propelente fabricado, es importante hallar el porcentaje de diferencia entre los datos teóricos y los datos experimentales. En la siguiente gráfica, se muestra el comportamiento del impulso específico para cada probeta del lote de propelente analizado, así como el porcentaje de diferencia con los valores teóricos.

Gráfica 20. Comportamiento del Impulso Específico por Probeta. Lote 3.



Fuente. Autores.

La gráfica anterior muestra que la probeta que más se acerca al comportamiento ideal, es la probeta 6, con un porcentaje de diferencia con respecto al valor teórico de 23,74%. Aunque el porcentaje de diferencia entre el valor teórico y experimental es relativamente alto, en comparación a los resultados del lote 1 de propelente, se considera que puede ser tenido en cuenta para su uso en las pruebas.

Se observa igualmente que los momentos en los cuales el Impulso Específico de las probetas se acerca al valor ideal, se dan cada 30 minutos (Diferencia de 30.05% y 23.74% para tiempos de fundición de 30 y 60 minutos, respectivamente). De la misma forma se confirma la tendencia de disminución del error entre el valor teórico y experimental para el lote 1 de propelente, entre 10 y 30 minutos.

De la misma forma, se puede observar que no hay una tendencia constante en el porcentaje de diferencia entre el comportamiento real y teórico, a medida que el tiempo de fundición aumenta. Esto confirma lo analizado en el lote 2 de propelente, en el cual se afirmaba que con el precalentamiento de la plancha previo al proceso de fundición, se obtenía uniformidad en las características de quemado, pero disminuciones importantes en el rendimiento del propelente.

Utilizando la herramienta de Desviación Estándar para el análisis del impulso específico y el empuje en el grupo de probetas que componen el lote, se obtiene la siguiente tabla:

Tabla 21. Desviación Estándar para Impulso Específico y Empuje. Lote 3.

VARIABLE	Impulso Específico (s)	Promedio de Empuje (N)
Probeta 1	37,767	6,396
Probeta 2	47,193	5,641
Probeta 3	62,510	10,438
Probeta 4	50,466	8,427
Probeta 5	34,975	5,346
Probeta 6	76,950	10,595
Promedio	54,419	8,089
Desviacion Estandar	15,961	2,521

Fuente. Autores.

De acuerdo a la tabla anterior, se concluye que existe alta desviación de los datos de empuje presentados, del orden de $\pm 2.52N$, equivalentes a $\pm 0.26KgF$, teniendo en cuenta la magnitud pequeña de empuje que este tipo de propelente puede desarrollar.

Igual que en el comportamiento del empuje, se aprecia una alta variabilidad en el impulso específico. Esto podría explicarse por la variación de los valores de humedad en las probetas (la cual se encuentra inevitablemente en cierta cantidad

en las materias primas utilizadas), lo cual puede afectar variables como el tiempo de quemado, que a su vez modifica parámetros de flujo másico, directamente involucrado en el Impulso Específico.

7.5. OBSERVACIONES FINALES

Esta prueba confirma que, aunque la variación en el tiempo de fundición contribuye a la modificación de los parámetros de eficiencia del motor, existen límites en el tiempo de fundición en los cuales el propelente pierde o gana características favorables de eficiencia.

Igualmente, se comprobó que el tiempo de fundición no es el único factor que influye en el performance del propelente, sino también factores que inicialmente no se suponía que modificarían en gran manera el rendimiento de ese. Tal es el caso del precalentamiento de la plancha, previo al proceso de fundición.

El precalentamiento de la plancha genera una uniformidad en las características de quemado del propelente, pero a su vez disminuye el rendimiento que éste tiene al momento de ser encendido. Aun así, es necesario realizar pruebas con el precalentamiento de la plancha a una temperatura menor.

El calentamiento gradual de la plancha evapora gradualmente el agua en la mezcla de propelente. El agua, sirve como un mecanismo de homogenización de la mezcla, permitiendo un mejor proceso de fusión de los componentes.³¹

Las propiedades de quemado del propelente se mejoran en intervalos de tiempo de 30 minutos, siempre y cuando se mantenga la misma temperatura de fundición, y no se realice el precalentamiento de la plancha. Igualmente, el empuje registrado para las probetas 3 y 6 del lote 3 de propelente, fueron los más altos registrados en el grupo analizado, lo que confirma estos tiempos como los más adecuados para realizar la fundición.

Con el fin de disminuir la variación de los datos de Impulso Específico y Empuje, es necesario mejorar los procesos de fabricación utilizados, así como el control de los parámetros involucrados en la fundición.

Por último, es posible que el proceso de secado utilizado (Exposición al Ambiente), pueda permitir el ingreso de humedad o partículas externas que puedan afectar el rendimiento del propelente. Es recomendable probar nuevas formas de secado, controlando las variables del entorno.

³¹ LESLIE, Stuart. YAWN, James. Proposal for the Inclusion of KNO₃/Sugar propellants in the Experimental Rocketry Program, What are Sugar Propellants. 2002, p. 23.

De acuerdo a lo anterior: *“Se recomienda que los tiempos de fundición para el propelente amateur tipo Candy basado en Dextrosa, con combinación ideal (65% de KNO₃ y 35% de Dextrosa), y condiciones de fundición adecuadas (Sin precalentamiento de la plancha y temperatura de fundición a 130°C, ambiente con baja humedad); sean de 30 minutos y 60 minutos, contados desde la fusión total de la mezcla en la plancha”.*

7.6. ERRORES DETECTADOS

Durante la ejecución de las pruebas de estandarización se evidenciaron varios errores, que en mayor o menor medida, afectan las mediciones realizadas y dificultan el cálculo de los parámetros de eficiencia. Entre estos errores se encuentran:

7.6.1. Problemas en la Electrónica

La mala amplificación de las señales provenientes de la celda de carga, por el circuito de amplificación de señal original del banco de pruebas, resultaron en la fabricación de un nuevo circuito de amplificación por parte del Ingeniero Saulo Gómez. Aunque en las pruebas realizadas a dicho circuito de amplificación fueron satisfactorias, se sugiere la utilización del circuito amplificador de serie, con el fin de evitar cualquier tipo de anomalía en la amplificación de las señales.

Adicionalmente, los puertos de conexión entre la celda de carga y el circuito de amplificación de señal presentaron anomalías al contacto o exposición a movimientos bruscos, debido al mal contacto realizado al interior de los conectores involucrados. Aunque la conexión fue revisada y reemplazada, se siguieron presentando anomalías bajo las condiciones antes mencionadas.

7.6.2. Calibración

A pesar de que se desarrolló un protocolo de calibración para el banco de pruebas con el que se contaba, existen irregularidades en una polea perteneciente al banco de pruebas, la cual facilita la ubicación de los pesos patrón para la calibración. Dicha polea, al momento de realizar procedimientos de carga y descarga de la celda, presentaba histéresis (Acumulación de energía), producida por la carga de la polea con los pesos patrón.

Debido a lo anterior, se realizó la calibración tomando en cuenta solo el procedimiento de carga. Esto no permitía comprobar si las variaciones de carga eran censadas correctamente por la celda de carga.

Por lo anterior, se presumen errores durante la medición del empuje. Debido a la constante variación de los valores de calibración, no fue posible obtener un factor

de corrección aplicable a todas las pruebas, razón por la cual, fue necesario realizar procedimientos de calibración antes de cada prueba.

7.6.3. Interfaz de Adquisición de Datos

La interfaz computacional utilizada para la toma de datos, no permitía fácilmente el almacenamiento de los valores de calibración, además de no permitir un afinamiento en tiempo real de los valores de calibración.

Igualmente, ocurrían fallos en el sistema de gestión de archivos de datos, razón por la cual hubo pérdidas de información importantes durante el transcurso de las pruebas.

Debido a la falta de reproducibilidad de los resultados en cuanto a lotes de propelente, no se realizaron pruebas adicionales para completar la información ya obtenida y salvada satisfactoriamente.

8. DISEÑO DE TOBERA PARA USO EN EL COHETE LIBERTADOR I

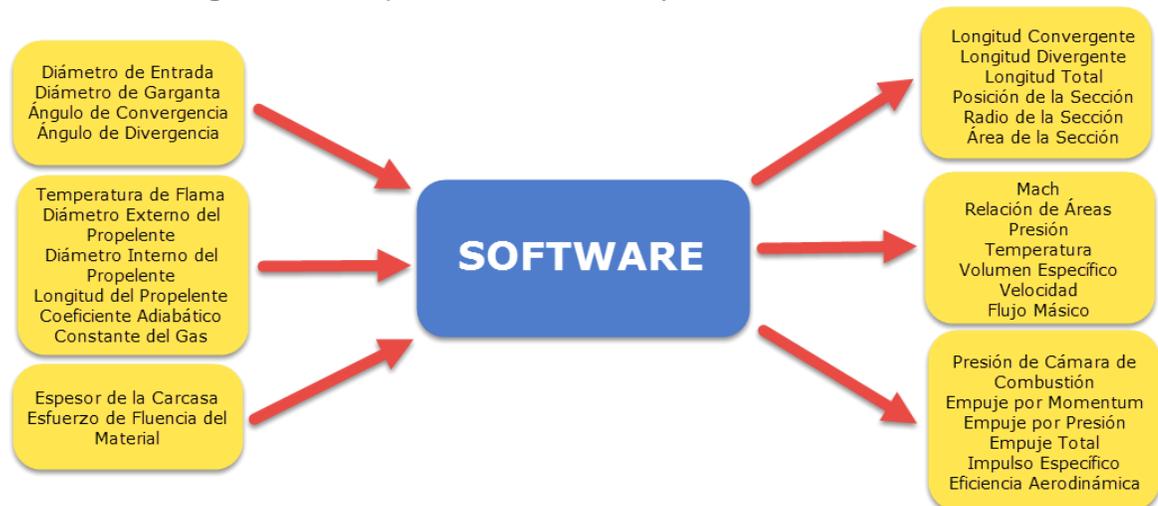
8.1. SOFTWARE PARA CALCULO DE PARÁMETROS

Debido a la complejidad derivada del cálculo de los parámetros de funcionamiento de una tobera de motor cohete, se vio la necesidad de programar un software dedicado al cálculo de dichos parámetros de funcionamiento. El software desarrollado se encuentra en proceso de patente por parte de sus autores.

Los cálculos realizados mediante el software, siguen fielmente la metodología mostrada en el numeral 3.2, por lo cual se asegura que los valores mostrados en este, son veraces y corresponden con el funcionamiento ideal de una tobera cónica.

A continuación, se muestran los valores significativos de funcionamiento obtenidos mediante el software para la tobera diseñada, así como las gráficas tanto del perfil de la tobera, como de los valores de funcionamiento antes mencionados. La tabla de valores completa se encuentra en el Anexo 6.

Figura 43. Esquema de Entradas y Salidas del Software.



Fuente. Autores.

Entre las variables de salida del software, se destacan los dos parámetros más importantes en el análisis de rendimiento de propelentes y toberas: Empuje e Impulso Específico.

8.2. GEOMETRÍA (PERFIL DE TOBERA)

La geometría de tobera propuesta mediante el software, fue obtenida mediante la bibliografía relacionada y las dimensiones de la carcasa de motor cohete con la

que cuenta la universidad. Entre las dimensiones limitantes para la tobera, correspondientes a la carcasa del motor, se encuentra el espesor, diámetro interno y material de fabricación.

Debido a que los ángulos de convergencia (90° , utilizado en toberas para control de actitud sin ninguna pérdida de performance³²), y divergencia (Semiángulo de 15° , que disminuye las pérdidas por expansión en la sección divergente³³) no está completamente adaptada al tipo de propelente utilizado, sino que se acomoda como una guía dependiendo del tipo de combustible que se utiliza en el motor cohete; se decide programar la modificación de la longitud y diámetro de salida de la tobera, con el fin de cumplir con los parámetros de funcionamiento ideales de la tobera.

Tabla 22. Valores de Entrada para Cálculos del Software.³⁴

VARIABLE	VALOR	UNIDADES
Diametro de la Sección Convergente	0,0453	m
Temperatura de Flama del Propelente	1704	K
Diametro Externo del Propelente	0,0317	m
Diametro Interno del Propelente	0,0127	m
Longitud de Propelente	0,05	m
Diametro de Garganta	0,0021	m
Angulo de Convergencia	45	°
Angulo de Divergencia	12	°
Presión Atmosférica	101325	Pa
Espesor de la Carcasa	0,000889	m
Esfuerzo de Fluencia del Material	276	Mpa
Densidad del Propelente	1869,9	Kg/m ³
Coefficiente Adiabático	1,1309	
Constante del Gas	221,743	J/Kg K

Fuente. Autores.

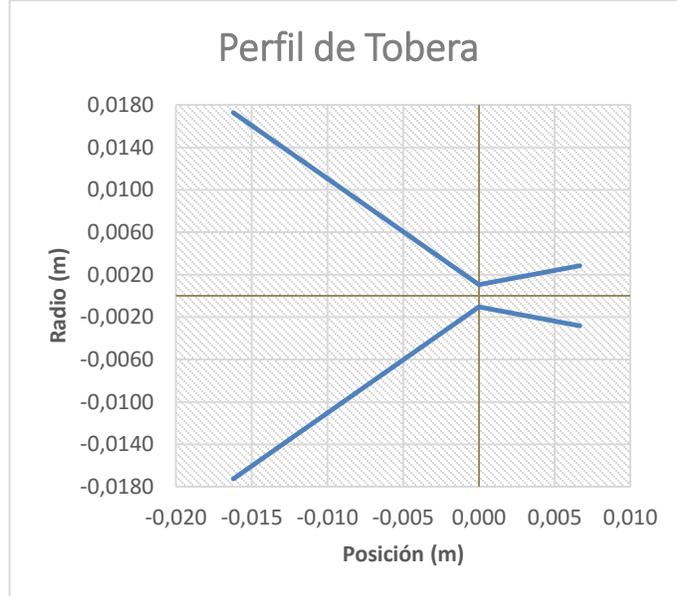
A continuación, se muestra el perfil obtenido para la tobera.

³² SUTTON, George P. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC., 2001. p. 75.

³³ SUTTON, George P. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC., 2001, p. 47.

³⁴ Los valores propios del propelente (Densidad, Coeficiente Adiabático, Constante del Gas, Temperatura de Flama) fueron obtenidos mediante el software ProPEP 3. Los resultados obtenidos de este software se encuentran en el Anexo 5. Los valores del material de la carcasa, se obtuvieron de CERÓN, Hernán y GÓMEZ, Saulo A. Determinación de la Presión Crítica en la Cámara de Combustión de un Motor Cohete. TecnoESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica. Diciembre de 2012. Volumen 18.

Gráfica 21. Perfil de la tobera diseñada mediante software.



Fuente. Autores.

Como se resaltó en el numeral 3.2, después de utilizar como línea base una tobera con características similares, se debe recalcular la tobera después de hallar el diámetro de salida más óptimo, así como la longitud de la sección divergente.

Las dimensiones requeridas para la fabricación de la tobera diseñada, se encuentran en el Anexo 4 de este documento.

8.3. RESULTADOS TEÓRICOS

8.3.1. Valores de Funcionamiento para Cámara, Garganta y Salida

A continuación se muestran los parámetros de funcionamiento más relevantes para las secciones de cámara de combustión, garganta, y salida de la tobera calculada, obtenidos mediante el software elaborado.

Tabla 23. Valores de funcionamiento para el inicio de la tobera.

Posición (m)	Radio de Sección (m)	Área de Sección (m ²)	Mach	Relación de Áreas
-0,016215	0,017265	0,000936	0,002208	270,3676
Presión (KPa)	Temperatura (K)	Vol. Específico (m ³ /Kg)	Velocidad (m/s)	Flujo Másico (Kg/s)
4371,5965	1703,9995	0,086433	1,4432	0,015636

Fuente. Autores.

Tabla 24. Valores de funcionamiento para la garganta de la tobera.

Posición (m)	Radio de Sección (m)	Área de Sección (m ²)	Mach	Relación de Áreas
0,000000	0,001050	0,000003	0,999999	1
Presión (KPa)	Temperatura (K)	Vol. Específico (m ³ /Kg)	Velocidad (m/s)	Flujo Másico (Kg/s)
2527,9701	1599,3244	0,1403	633,2928	0,01564

Fuente. Autores.

Tabla 25. Valores de funcionamiento para la salida de la tobera.

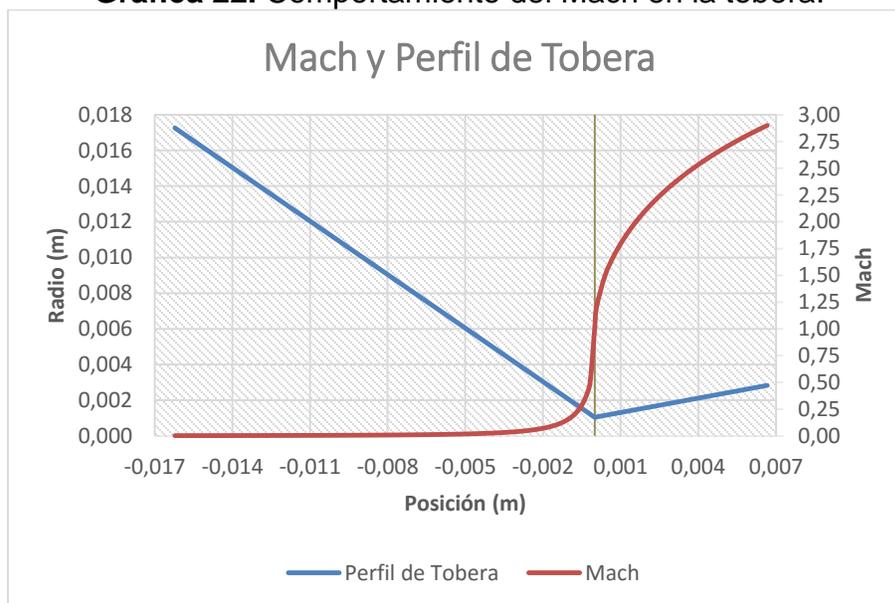
Posición (m)	Radio de Sección (m)	Área de Sección (m ²)	Mach	Relación de Áreas
0,006666	0,002836	0,000025	2,8991	7,2956
Presión (KPa)	Temperatura (K)	Vol. Específico (m ³ /Kg)	Velocidad (m/s)	Flujo Másico (Kg/s)
99,0898	1099,2796	2,4600	1522,1561	0,015636

Fuente. Autores.

8.3.2. Gráficas de Parámetros Importantes

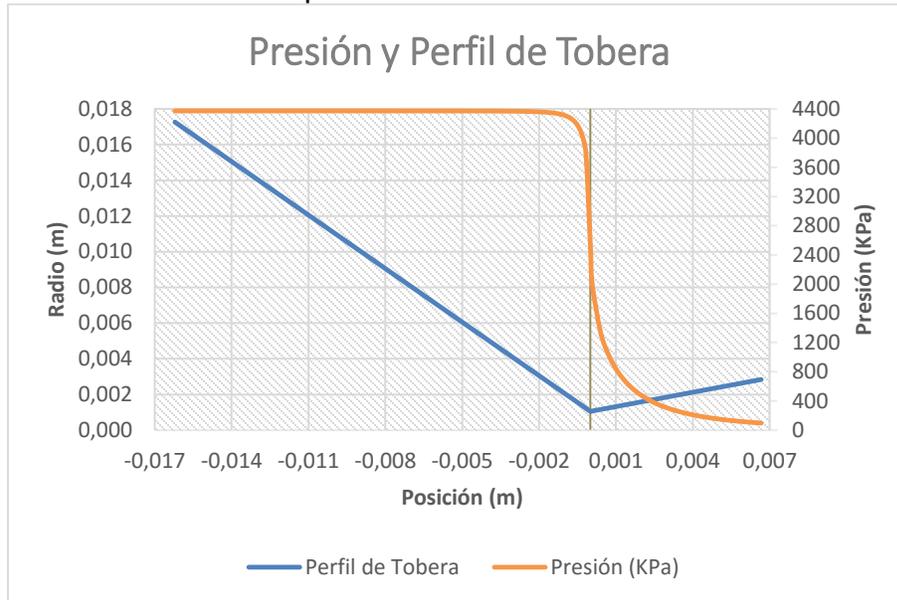
A continuación se muestran las gráficas más comunes para el análisis de rendimiento de una tobera. Entre ellas se incluyen: Mach, Presión y Temperatura.

Gráfica 22. Comportamiento del Mach en la tobera.



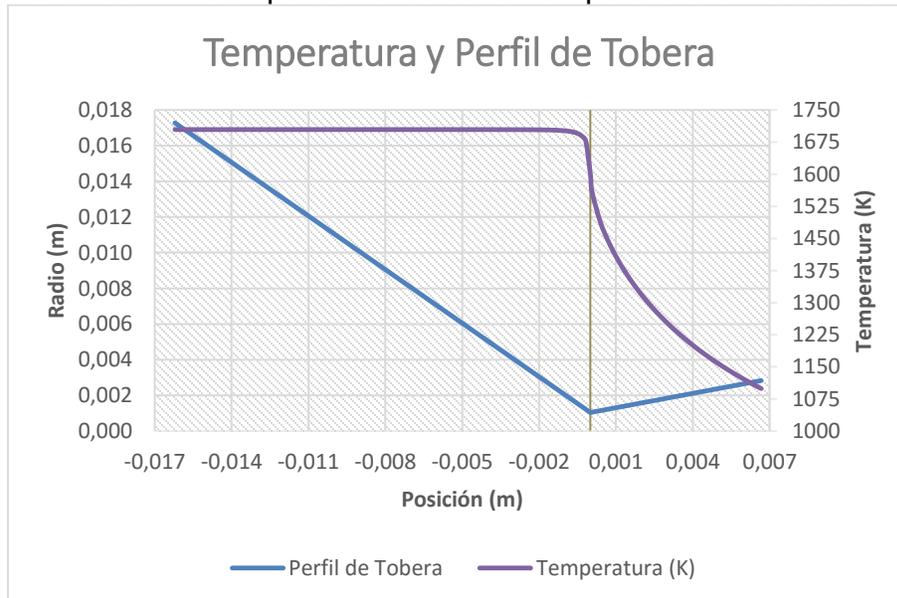
Fuente. Autores.

Gráfica 23. Comportamiento de la Presión en la tobera.



Fuente. Autores.

Gráfica 24. Comportamiento de la Temperatura en la tobera.



Fuente. Autores.

8.4. PROCESO DE FABRICACIÓN

Para la fabricación del modelo de tobera a utilizar en las pruebas, se utilizó el software CAD SolidWorks. Se realizó un modelo 3D basado en el perfil de tobera arrojado por el software, y un plano para su posterior construcción.

Se determinó que el material para la construcción más adecuado para la tobera era el grafito R4550, conocido como grafito de alto impacto. Se escogió el grafito como material para fabricación debido a su alta resistencia a la temperatura, además de las características de acabado superficial que se puede lograr. Se utilizó el grafito de alto impacto debido a que, a pesar de que la pieza no se va a someter a esfuerzos excesivos, la presión desarrollada en la cámara de combustión imprime ciertos esfuerzos sobre el material.

La fabricación de la tobera se realizó por medio de la empresa Manufacturer and Engineering of Colombia S.A.S., a cargo del ingeniero Javier Mejía Amaya. El proceso de fabricación se realizó con esta empresa debido a la experiencia de maquinado que poseen en el manejo del grafito, además de la experiencia previa del Ingeniero en la fabricación de elementos para cohetes.

Figura 44. Proceso de fabricación.



Fuente. Autores.

8.5. RESULTADOS EXPERIMENTALES

Debido a la naturaleza crítica de la tobera diseñada (Diseñada con el fin de obtener la máxima presión admisible en la cámara de combustión de acuerdo al material utilizado en esta zona), y debido a la complejidad asociada al cálculo de toberas con propelentes con quema tipo radial, se optó por utilizar una configuración en cigarrillo para las pruebas realizadas a las toberas diseñadas.

Debido a los constantes fallos del sistema de adquisición de datos, más específicamente el daño de la celda de carga, no fue posible obtener valores de empuje del motor, por lo cual, no es posible aplicar ningún análisis cuantitativo a las pruebas realizadas.

Sim embargo, en la siguiente tabla se muestran las características ideales del rendimiento de la tobera diseñada, con propelente amateur tipo Candy, con

quemado en cigarrillo, y los parámetros de fundición determinados en las pruebas de estandarización.

Tabla 26. Valores Ideales para Impulso Específico. Quema Cigarrillo

VARIABLE	VALOR
Tiempo de Quemado (s)	4,719
Flujo Másico (Kg/s)	0,01695
Velocidad de Salida	1518,575
Empuje (N)	25,742
Impulso Específico (s)	154,799

Fuente. Autores.

El objetivo principal de las pruebas desarrolladas era verificar que la tobera cumpla con requerimientos de empuje y condiciones de funcionamiento seguras y adecuadas, no solo permitiendo su uso en el proyecto de Cohete Sonda Libertador I, sino también mostrando la metodología a seguir para el cálculo de la tobera para futuros proyectos.

De acuerdo con las conclusiones de las pruebas de estandarización del propelente, se realizó la fundición de las probetas de propelente para estas pruebas, de acuerdo a los parámetros que otorgaron mejor rendimiento en dichas pruebas.

Para la primera prueba, el comportamiento ideal de la tobera no se cumple, debido a que por la alta presión desarrollada en la cámara de combustión y un deficiente sistema de sujeción de los componentes básicos en aplicaciones para alta presión, ocurrió la expulsión a alta velocidad de la tobera junto con la probeta de propelente utilizada.

Durante la segunda prueba, ocurrió una fuga de gases debido a la fundición del material de la cámara de combustión por la alta temperatura desarrollada. La transferencia de calor entre los gases de combustión y la carcasa del motor se produjo por un desplazamiento leve de la tobera en el momento de la ignición, por lo cual, el aislante con el que se cuenta sufrió el mismo desplazamiento, dejando el material de la carcasa del motor expuesto a los gases calientes de combustión.

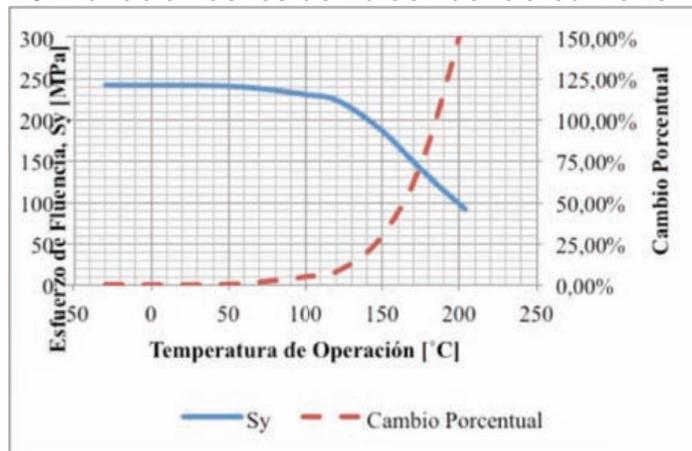
Figura 45. Falla del motor (Orificio de salida de gases).



Fuente. Autores.

El esfuerzo de fluencia del aluminio 6061 T6 varía con la temperatura. Para este aluminio, el esfuerzo de fluencia disminuye un 5% a 100°C, en adelante esta magnitud decae en forma considerable³⁵. Este comportamiento es mostrado en el siguiente gráfico:

Gráfica 25. Variación del esfuerzo de fluencia con la temperatura.



Fuente. CERÓN, Hernán y GÓMEZ, Saulo A. Determinación de la Presión Crítica en la Cámara de Combustión de un Motor Cohete. TecnoESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica. Diciembre de 2012. Volumen 18, p. 27.

Esta disminución del esfuerzo de fluencia del aluminio utilizado respecto a la temperatura, resulta en el fallo por presión de la sección de la cámara de combustión expuesta a los gases calientes, por debajo del valor de presión calculado.

³⁵ CERÓN, Hernán y GÓMEZ, Saulo A. Determinación de la Presión Crítica en la Cámara de Combustión de un Motor Cohete. TecnoESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica. Diciembre de 2012. Volumen 18, p. 26.

Figura 46. Residuos de combustión en la base del motor (Banco de Pruebas).



Fuente. Autores.

Mediante el análisis de los registros de video, se determinó un comportamiento ideal de combustión desde el segundo 0 de la prueba, hasta el segundo 7, en el cual ocurre la fuga de gases, y por consiguiente, el descenso gradual del empuje producido.

Se evidenció que después de la prueba, el motor se encontraba bloqueado en la base debido a la deformación plástica sufrida por el exceso de temperatura, explicado anteriormente.

Figura 47. Bloqueo del motor en la base.



Fuente. Autores.

En la prueba 3, se evidencia que existe un comportamiento ideal del propelente, en relación con su forma de quemado. El encendido y apagado del motor se llevó a cabo con normalidad, sin embargo, hubo expulsión parcial de la tapa del motor cohete debido a la alta presión en la cámara de combustión, lo cual llevó a una pequeña fuga de los gases producidos.

En la siguiente figura, se observan los residuos encontrados al interior del motor después de la prueba. Se encuentran organizados desde la tapa (Izquierda) hasta la tobera (Derecha).

Figura 48. Rastro de residuos de combustión.



Fuente. Autores.

8.6. OBSERVACIONES FINALES

El daño presentado en la interfaz de adquisición de datos durante las pruebas demuestra la incapacidad de controlar estadísticamente las condiciones de operación del motor, al no poder establecer parámetros básicos de funcionamiento debido a fallas en los instrumentos de medición.

De acuerdo a las pruebas realizadas a la tobera fabricada, es posible concluir que: *“Los fallos presentados en el sistema de adquisición de datos del banco de pruebas con el que cuenta el semillero de investigación AERODES&I COHETERÍA, no permitieron realizar un análisis acerca del empuje ni de la eficiencia de la tobera fabricada. Por ello, se recomienda la realización de nuevas pruebas con el modelo de tobera planteado y bajo las mismas condiciones, con el fin de determinar los valores requeridos del funcionamiento del motor, para ser usado en el desarrollo del proyecto Cohete Sonda Libertador I. Igualmente, es importante realizar un rediseño a la tobera con la metodología de diseño aquí planteada, en caso de que se decida usar propelente profesional tipo HTPB/AP para el lanzamiento final, debido a las propiedades de quemado diferentes que tiene dicho propelente.”*

8.7. ERRORES DETECTADOS

Aparte de los errores mostrados en el numeral 7.6, existen nuevos elementos que pudieron afectar los resultados obtenidos. Entre ellos se encuentran:

8.7.1. Saturación de la Celda de Carga

Debido a que las pruebas realizadas con la tobera diseñada generan un mayor empuje con relación a las pruebas realizadas para la estandarización del propelente, es probable que los picos de presión alcanzados durante el funcionamiento de la tobera diseñada hayan sobrecargado los circuitos de

adquisición y amplificación de datos, generando un daño irreversible a dichos circuitos.

En el caso de que se haya sobrepasado el límite máximo de empuje soportado por la fuerza de carga, se pueden generar daños permanentes a este mecanismo de medición. En caso de daño de la celda, ni los valores de calibración, ni los valores obtenidos durante el funcionamiento del motor cohete, serian valores de análisis con poca confiabilidad.

8.7.2. Equipos de Medición Insuficientes

Debido a la naturaleza crítica de la tobera fabricada, cualquier error en los cálculos teóricos puede afectar en gran manera las mediciones realizadas. Teniendo en cuenta esto, y que los valores de Coeficiente y Exponente de quemado fueron tomados directamente de la bibliografía, y no fueron medidos en las condiciones de prueba reales del motor, se considera que este puede ser un factor que afecta en el performance del motor.

Los valores de coeficiente y exponente de quemado son medidos con equipamiento especial que no está presente en la universidad. Debido a ello, se puede considerar un factor de error en las pruebas, presente desde el mismo procedimiento de diseño, pero inevitable al no tener los equipos necesarios para la medición de estos parámetros.

8.7.3. Tolerancias en las Dimensiones

Cualquier error en las dimensiones de los componentes del motor puede afectar el experimento, desde una pérdida de performance, hasta la explosión del motor cohete en prueba. Es por ello que se considera que un control inexistente en las dimensiones de los componentes del motor cohete, en especial la tobera en prueba (Especialmente si su geometría es crítica), así como el cambio de forma de la carcasa debido a la presión generada al interior de ella, pueden traer consecuencias catastróficas.

Lastimosamente, realizar un control extremadamente preciso de estas dimensiones es imposible, al no contar con instrumentos de medición tan avanzados que permitan controlar con precisión parámetros como: Diámetro de garganta de tobera, espesor, flexión de las paredes y deformación permanente en la carcasa del motor, entre otras dimensiones.

9. SIMULACIONES

Las simulaciones fueron realizadas con el fin de validar que el comportamiento de los valores de Mach, Presión y Temperatura hallados mediante el software, coincidan con el comportamiento del gas de combustión bajo ciertas condiciones.

Para las simulaciones aquí presentadas, se utiliza el software ANSYS, versión 15.0. La configuración de éste se mostrará en los siguientes numerales.

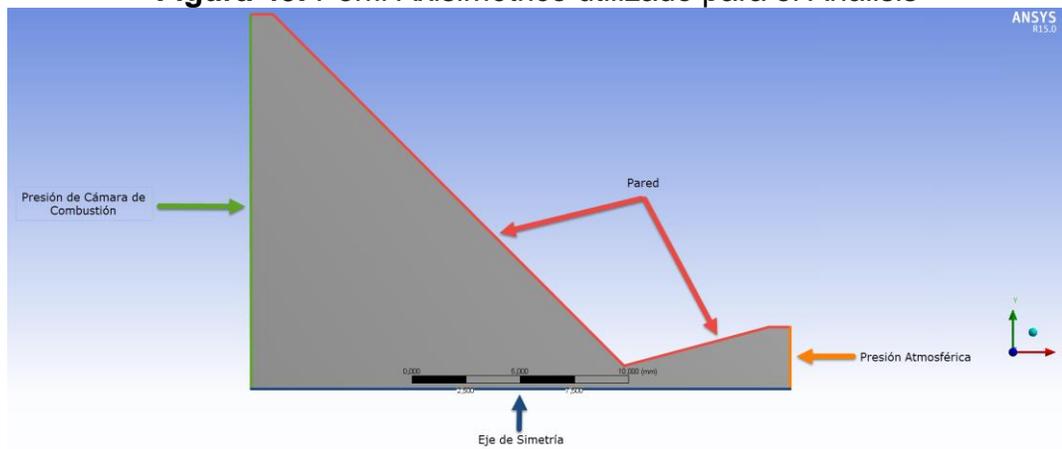
A continuación se presentan los parámetros y condiciones utilizadas para delimitar la zona de estudio, así como el comportamiento del gas analizado y la forma de solución del software utilizado.

9.1. PARÁMETROS Y CONDICIONES DE CONTORNO

Dentro de los parámetros y condiciones de contorno, se incluye la información referente al gas a estudiar, así como la zona de estudio.

Para la delimitación del modelo, se usó un modelo de tipo axisimétrico. Siempre que exista simetría respecto a un eje es conveniente utilizar este tipo de elemento. Esto reduce la cantidad de tiempo necesaria para llegar a una solución, comparado con un modelo equivalente realizado en tres dimensiones.

Figura 49. Perfil Axisimétrico utilizado para el Análisis



Fuente. Autores.

En la figura anterior, se observa medio perfil de la tobera calculada, siendo el elemento a analizar. El perfil se encuentra dibujado en el plano XY, siendo X el eje de revolución del plano. Esto resulta en un análisis bidimensional del fluido.

Igualmente, se añadieron pestañas de 1mm a la entrada y la salida de la tobera con el fin de mejorar la estabilidad numérica. Las pestañas adicionales no

modifican la geometría del perfil de tobera, sino que son un área adicional de estudio.

Para el análisis, no se tiene en cuenta la viscosidad del fluido, con el fin de despreciar la capa limite formada en las paredes del perfil de tobera. Todo esto imita las condiciones ideales de operación de la tobera.

A continuación se presentan los parámetros de simulación:

Tabla 27. Condiciones de Entrada y Salida del Gas

VARIABLE	VALOR	UNIDADES
Temperatura de Flama del Propelente	1693	K
Calor Específico del Propelente	1905,59	J/Kg K
Peso Molecular del Propelente (Gas)	37,42	Kg/Kg mol
Coeficiente Adiabático	1,1309	
Constante del Gas	221,743	J/Kg K
Presión de Entrada	4371596	Pa
Velocidad Axial de Entrada	1,443	m/s
Velocidad Radial	0	m/s
Presion de Salida	101325	Pa
Temperatura de Salida	288	K

Fuente. Autores.

9.2. PARÁMETROS NUMÉRICOS

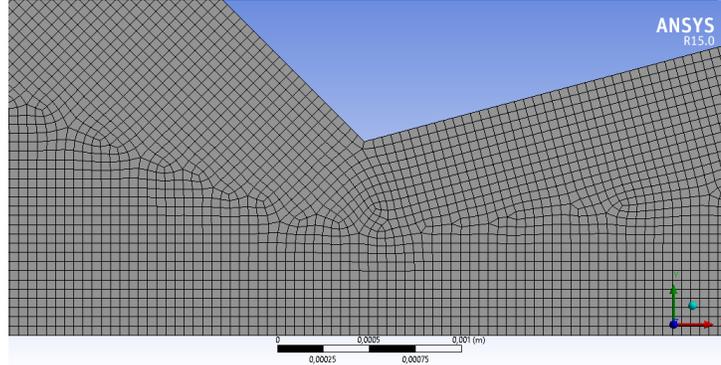
Los parámetros numéricos relacionan información propia de la configuración del software utilizado. En la siguiente tabla, se presentan los parámetros considerados para la configuración:

Tabla 28. Parámetros de Enmallado y Elementos

VARIABLE	VALOR
Módulo Utilizado	Fluent
Tamaño del Elemento	0,1 mm
Número de Nodos	18782
Número de Elementos	18405

Fuente. Autores.

Figura 50. Detalle del Enmallado en la Sección de Garganta.

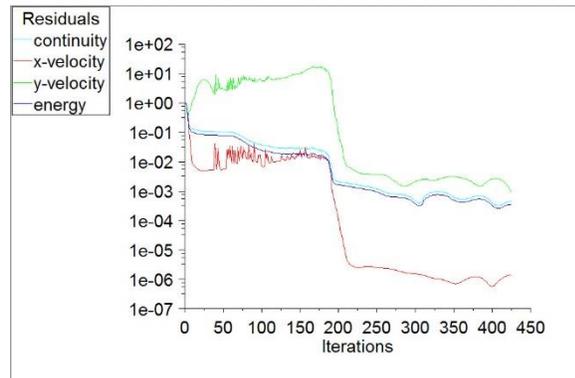


Fuente. Autores.

La convergencia de los valores buscados, depende de la precisión de los residuos de la solución de las ecuaciones utilizadas por el software CFD. Los residuos son una medida del error existente entre las iteraciones numéricas sucesivas. Se considera que la solución convergió cuando los residuos de todas las ecuaciones involucradas son menores que 0.001.

Para la simulación realizada, el número de iteraciones necesarias para llegar a una solución, cumpliendo los parámetros de valor de convergencia para los residuos, fue de 425. En la siguiente figura, se muestra el comportamiento del valor de los residuos versus el número de iteraciones realizadas:

Gráfica 26. Valores de los Residuos en función del Número de Iteraciones.

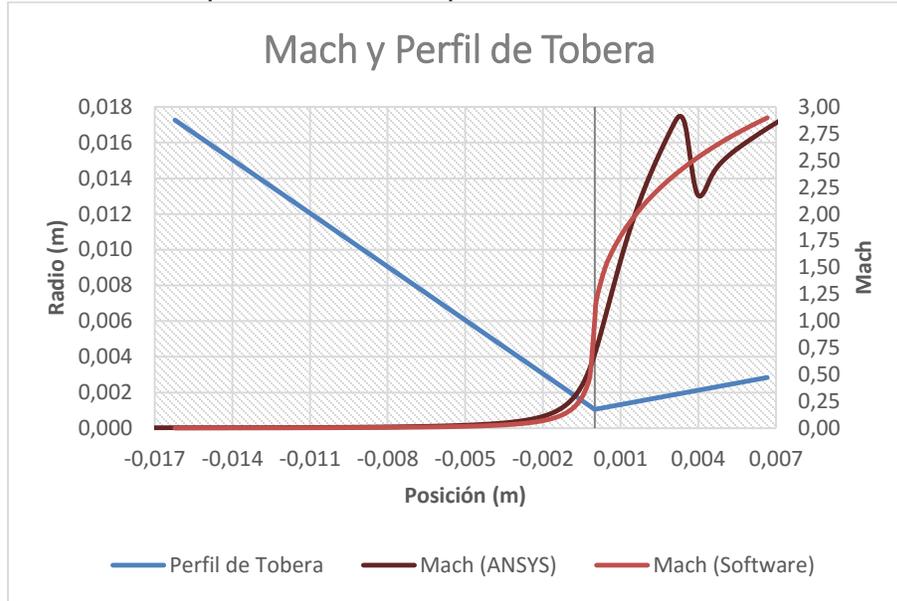


Fuente. Autores.

9.3. COMPARATIVA FINAL DE RESULTADOS

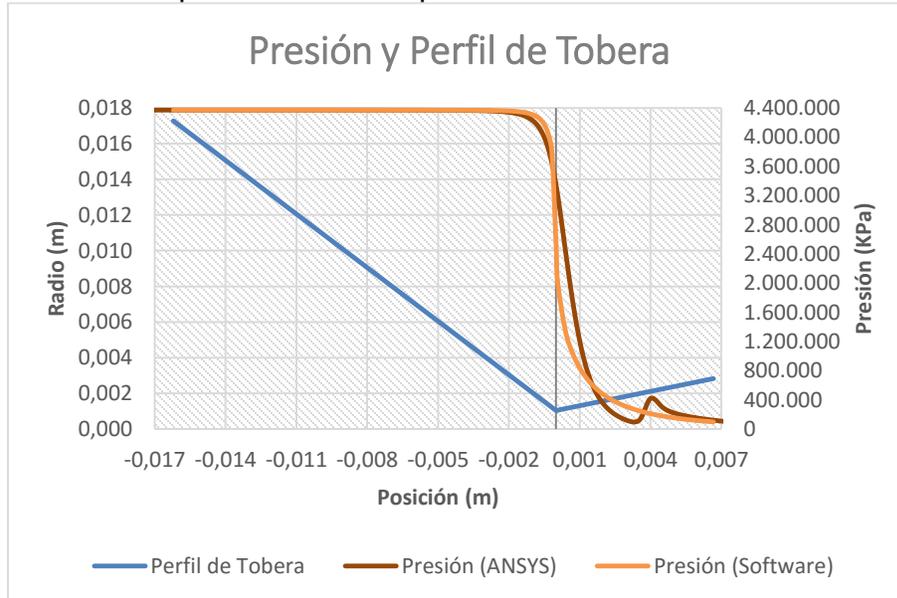
En esta sección, se analizará el comportamiento de los valores obtenidos por medio de la simulación, en comparación a los valores obtenidos por medio del software, los cuales representan el comportamiento ideal de la tobera calculada.

Gráfica 27. Comparativo del Comportamiento del Mach en la Tobera.



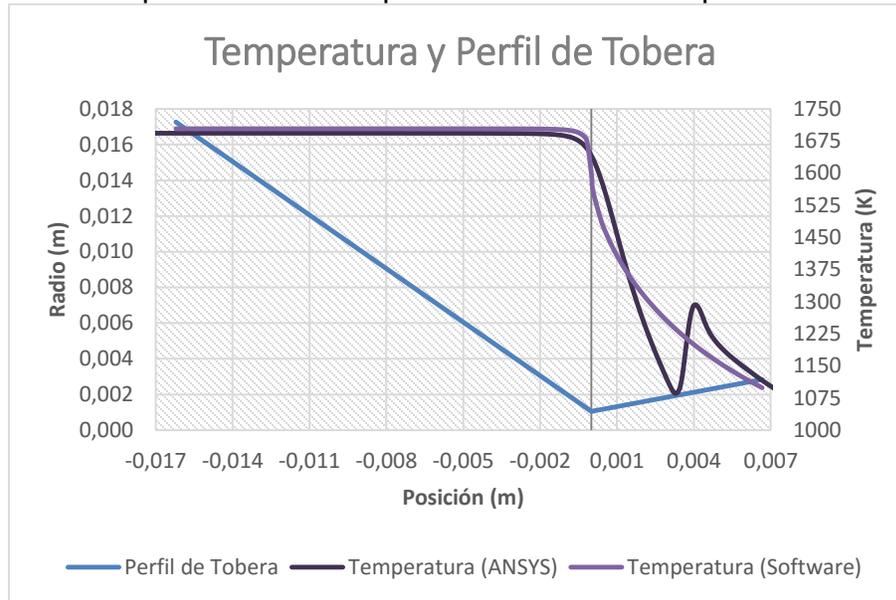
Fuente. Autores.

Gráfica 28. Comparativo del Comportamiento de la Presión en la Tobera.



Fuente. Autores.

Gráfica 29. Comparativo del Comportamiento de la Temperatura en la Tobera.



Fuente. Autores.

De acuerdo a lo observado en las anteriores gráficas, se puede concluir que las simulaciones del comportamiento del gas propelente, por medio de la Dinámica de Fluidos Computacional, permite validar los valores teóricos obtenidos por medio del software, lo cual indica que la tobera diseñada no presenta ninguna dificultad en alcanzar los parámetros de funcionamiento impuestos desde el momento de su diseño.

También es posible observar que el mayor grado de confiabilidad de los datos, se encuentra en la sección convergente de la tobera, mientras que en la sección divergente, se presentan variaciones mayores, presumiblemente por las irregularidades que se pueden presentar durante el proceso de enmallado en esta zona de la tobera.

Sin embargo, teniendo en cuenta la tendencia del comportamiento obtenido por medio de las simulaciones, en relación con el comportamiento ideal de los valores analizados, es posible observar que la curva del comportamiento simulado oscila alrededor de la curva de comportamiento teórico. Esto indica que, aun teniendo en cuenta los fallos en el enmallado, se puede considerar que los datos son comparables con los datos teóricos.

Debido a que los valores de Presión a la salida de la tobera, hallados por medio de la simulación son comparables con los valores obtenidos teóricamente, y a su vez son cercanos a la presión atmosférica con la cual se calculó la tobera; se considera que la tobera se encuentra correctamente optimizada, evitando al

máximo las componentes de empuje por presión, que pueden afectar negativamente el rendimiento de la tobera.

A continuación se presentan los datos obtenidos a la salida de la tobera, relacionando los valores obtenidos teóricamente y su porcentaje de desviación con respecto a estos.

Tabla 29. Comparativa de Parámetros Analizados. Salida de la Tobera.

Variable	Simulación	Software	% de Diferencia
Mach	2,80	2,899	3,41%
Presión (Pa)	120620	99089,806	17,85%
Temperatura (K)	1115,630	1099,280	1,47%
Velocidad (m/s)	1483,390	1522,156	2,55%

Fuente. Autores.

Como se aprecia en la tabla anterior, la diferencia más notable se encuentra en la presión de salida. Cabe recordar que presumiblemente se presentaron irregularidades inevitables en el enmallado de la sección divergente, lo cual puede generar modificaciones en los valores de salida.

9.4. ERRORES DETECTADOS

Debido a la falta de equipos especializados para la determinación de ciertos parámetros del gas propelente, se tomaron los valores faltantes de las propiedades del aire, lo cual puede modificar la simulación. Si se conocieran las magnitudes de estas propiedades restantes, se asume que los resultados se asemejan aún más al comportamiento ideal.

Los errores en el enmallado se pueden corregir eliminando del modelo las aristas vivas, ya que estas permiten estabilizar el flujo en la garganta. El análisis se realizó con esta arista, debido a que los valores teóricos obtenidos no tienen en cuenta la estabilización de este flujo en la zona de la garganta. Sin embargo, cabe resaltar que se pueden presentar irregularidades en los valores obtenidos mediante simulaciones, en caso de que no sea bien programada una entrada de velocidad totalmente axial.

10. CONCLUSIONES

1. Se realizó un protocolo para la estandarización para la fabricación de propelente y pruebas de motores cohete, en donde se incluyen toberas y propelente principalmente.
2. Para realizar un análisis de las características de quemado del propelente analizado, se hizo uso de herramientas computacionales, así como la experimentación para obtener los valores de funcionamiento buscados.
3. Por medio del software desarrollado por los autores, se analizaron diversos factores que intervienen en el funcionamiento del motor cohete, todo ello con base en las relaciones termodinámicas que rigen el funcionamiento de las toberas cónicas.
4. Mediante el sistema de adquisición de datos con el que cuenta el banco de pruebas, se obtuvieron datos de tiempo de quemado y empuje, usados para medir el desempeño de la tobera fabricada, así como para obtener información del propelente, durante el proceso de estandarización del mismo.
5. Utilizando la información recolectada de herramientas computacionales y documentos especializados en el tipo de propelente probado, se logró determinar la presión desarrollada en la cámara de combustión. Cabe resaltar que esta presión es ideal, por lo cual, pueden haber modificaciones en los valores reales.
6. Utilizando las herramientas computacionales, se logró realizar un estudio comparativo de las variables de operación de la tobera fabricada, logrando analizar mediante gráficos y tablas, el funcionamiento de la tobera.
7. Utilizando una preliminar para las pruebas de estandarización del propelente, se logró prolongar la vida útil de la carcasa para pruebas, reduciendo los costos de los encendidos realizados.
8. Debido a los problemas relacionados con la dextrosa en los últimos procedimientos de fabricación, se utilizó sorbitol como reemplazo. Este cambio, aunque no modifica en gran medida las propiedades del combustible, otorga un mayor grado de empuje con respecto a la dextrosa utilizada en las primeras pruebas.
9. Aunque los valores utilizados para el estudio desarrollado en el presente documento corresponden a propelente amateur (Candy), el análisis realizado es válido para cualquier tipo de propelente de rendimiento bajo-intermedio.
10. Se comprobó que el valor de Impulso Específico Teórico de 100,9 segundos, en comparación con valores de 200-410 segundos³⁶ perteneciente a propelentes sólidos, muestra que el propelente utilizado para las pruebas es de rendimiento bajo.
11. Los datos de empuje obtenidos mediante el banco de pruebas para cada prueba realizada, de por sí no son concluyentes. Es necesario hacer un

³⁶ SUTTON, George P. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001, p. 40, tabla 2-1.

manejo de esos datos, con el fin de obtener características de análisis que permitan dar un resultado más acertado acerca de la idoneidad de las condiciones de fundición del propelente y de operación de las toberas.

- 12.** Con el fin de comparar más eficazmente el comportamiento de los resultados experimentales en relación con los valores teóricos, es posible hallar el porcentaje de diferencia existente en los datos de Impulso Específico Experimental y Teórico. De esta manera se conoce la variabilidad de las características del propelente, teniendo en cuenta factores como el Tiempo de Fundición.
- 13.** El análisis realizado a las pruebas de estandarización del propelente amateur tipo Candy, evidenciaron la capacidad de controlar las variables de operación del propelente. Sin embargo, existen parámetros que todavía no tienen un control definido, como la cantidad de humedad en las materias primas del propelente, y las formas de secado del mismo.
- 14.** Es necesario mejorar la reproducibilidad de los resultados, mediante el control de los diferentes equipos y parámetros que intervienen en el motor cohete, principalmente los relacionados con la fundición del propelente y el registro de datos de operación.
- 15.** Los fallos en los sistemas de adquisición de datos afectan en gran manera el análisis que se le pueda dar a los valores de operación obtenidos mediante el banco de pruebas.
- 16.** Existe la necesidad de realizar nuevas pruebas de estandarización del propelente con el fin de completar datos faltantes acerca del performance del motor. Igualmente se requieren nuevas pruebas para la tobera diseñada, con el fin de obtener valores reales de la operación del motor.
- 17.** La adquisición de equipos más especializados para la medición de las propiedades físicas del gas propelente es de vital importancia para lograr un correcto análisis computacional de la operación de cualquier tobera que sea diseñada para propelente tipo Candy.
- 18.** La obtención de datos mediante herramientas de análisis computacional, permite un mejor análisis de las pruebas realizadas, por ello los resultados del presente documento se apoyaron de estas herramientas para garantizar la fiabilidad de los datos a analizar.

11. APORTES Y RECOMENDACIONES

1. Debido a que la fabricación de propelente profesional compuesto HTPB/AP requiere equipos más robustos, es necesario tener en cuenta estos costos adicionales de adquisición y modificación de instalaciones y equipos para el desarrollo del cohete con este propelente.
2. Es necesario verificar el estado actual de la celda de carga, así como su sistema de conexión y sujeción al banco. Esto debido a los últimos problemas detectados en estos componentes, debido a la exposición a altas cargas y gases calientes durante las pruebas.
3. Para la realización de pruebas en el banco de prueba de motores cohete, es importante tener en cuenta las condiciones climáticas, por la seguridad de los equipos electrónicos, ignitores y el sistema de adquisición de datos.
4. Es importante tener en cuenta todos los implementos de seguridad, principalmente un extintor de incendios de cualquier tipo.
5. Es necesario tener en cuenta las condiciones de humedad e impurezas de los azúcares obtenidos por parte de diferentes fabricantes, debido a que dichas anomalías pueden afectar en gran medida desde el proceso de fabricación, hasta el encendido y rendimiento del motor cohete.
6. Las pruebas deben ser realizadas en lugares abiertos debido a los efectos secundarios producidos por los gases de escape producto de la combustión del propelente. Los efectos son descritos en el numeral 9.3.
7. Las barras de propelente a ser probadas deben ser elaboradas con 1 o 2 días de anticipación a la fecha de prueba, esto debido a que la humedad que se pueda generar, puede afectar las características de rendimiento del propelente.
8. Es necesario mejorar todo el sistema de ignición, incluyendo una caja de ignición remota o compatibilidad para ignición con LabVIEW, y cableado profesional (Recomendado para uso en la industria minera). Se incluye la necesidad de estandarización de la fabricación y encendido de los ignitores, teniendo en cuenta los insumos y sistemas requeridos para un encendido seguro de los motores cohete. Igualmente es necesario desarrollar un nuevo modelo de ignitor, debido a los problemas de encendido presentados.
9. A corto plazo, es necesaria la adquisición de barreras de protección profesionales para resguardar la seguridad del personal y los equipos. A mediano y largo plazo, se requiere el diseño de un nuevo banco de pruebas más robusto, así como la fabricación de una habitación específicamente diseñada para fundición de propelente y pruebas de motor cohete. Esto incluye sistemas de medición más completos (Sensores de presión y temperatura, Analizador de gases), sistemas de extracción de gases, equipamiento industrial (estufas, hornos, recipientes, tamices, bolsas de vacío, entre otros), sistemas anti-incendio, plataformas de prueba a nivel, equipos de medición más robustos, equipamiento de reserva en caso de fallas, sistemas de protección contra la intemperie, delimitación de zonas de

prueba, equipamientos fijos para conexión de ignitores, equipos de medición, y las barreras de protección antes mencionadas.

10. Se recomienda adquirir o adaptar un computador para uso exclusivo del banco de pruebas, que tenga todo el software necesario para la adquisición y el análisis de los datos de funcionamiento de un motor cohete.
11. Teniendo en cuenta la presencia en almacenamiento de una interfaz de adquisición de datos para LabVIEW, ubicada en el túnel de viento subsónico, se recomienda utilizar dicha interfaz para la adquisición de los datos necesarios en el banco de pruebas para motores cohete.
12. Mejorar el proceso de fabricación del propelente, tanto amateur como profesional, con el fin de tener las capacidades de desarrollar múltiples formas de quemado, además de la obtención de barras de propelente de mayor longitud. Se recomienda utilizar un procedimiento de fabricación por baño de aceite o agua³⁷ y machos de forma para generar distintas formas de quemado. Para los machos de forma, es necesario realizar un análisis de las temperaturas óptimas para retirar dichos machos.
13. Es necesario medir el voltaje de las baterías del sistema de adquisición de datos. Se detectó que por debajo de los 7V, ocurren irregularidades importantes en las mediciones del banco de pruebas. Se recomienda el uso de pilas recargables por economía.
14. Es importante limpiar la zona de fabricación de propelente al finalizar el procedimiento, debido a los efectos secundarios mostrados en el nitrato de potasio.
15. Es necesario mejorar el procedimiento de calibración del banco de pruebas. Entre las adiciones recomendadas está la revisión del correcto funcionamiento de todos los componentes involucrados en la medición del empuje. Las correcciones no se realizan en el presente documento, debido a que el procedimiento de calibración fue resultado no solo del trabajo desarrollado por los autores del trabajo, sino también de los integrantes del semillero de investigación.
16. Durante la mezcla del nitrato de potasio y dextrosa en la plancha, se debe utilizar una espátula de madera, para evitar la generación de chispa la cual puede ser provocada por utensilios de otro material.
17. Realizar un estudio de transferencia de calor al interior del motor, con el fin de mejorar el aislamiento térmico presente entre la barra de propelente y la carcasa del motor, debido a que en las pruebas se evidenció debilitamiento estructural importante sobre la zona de la cámara de combustión y alojamiento de propelente, debido a sobrecalentamiento de la carcasa.
18. Mejorar los sistemas de fijación de la tobera y la tapa. Se recomienda un sistema de sujeción por roscado o por pasadores, estos últimos semi rígidos, debido a que si el sistema de pasadores es rígido, puede llegar a

³⁷ LESLIE, Stuart. YAWN, James. Proposal for the Inclusion of KNO₃/Sugar propellants in the Experimental Rocketry Program, What are Sugar Propellants. 2002, p. 21.

fracturar los componentes de grafito. Para el sistema de sujeción roscado se recomienda aumentar el espesor de las paredes del alojamiento del propelente, para permitir la fabricación de un roscado apropiado.

- 19.** En caso de que se adquiriera únicamente la celda de carga para el banco de pruebas con el que se cuenta, se recomienda realizar nuevos encendidos del motor con la tobera diseñada, teniendo en cuenta el propelente amateur y quema tipo cigarrillo.
- 20.** En caso de utilizarse otro tipo de azúcar para la fabricación del propelente amateur tipo Candy, es necesario realizar nuevas pruebas de estandarización, con el fin de determinar las propiedades de quemado, y de acuerdo a ello, diseñar las toberas necesarias.
- 21.** Se recomienda diseñar distintos modelos de tobera optimizados para las distintas formas de quemado disponibles, con el fin de obtener conocimientos más avanzados frente a diseño de toberas y comportamiento de propelentes.

12. BIBLIOGRAFÍA

ANDERSON, John D. Introduction to Flight. 3 ed. Estados Unidos: McGraw-Hill Book Company, 1989.

BUDYNAS, Richard G. y NISBETT, Keith, Diseño de Ingeniería Mecánica de Shigley, 8 ed. México: McGraw-Hill, 2008.

CERÓN, Hernán y GÓMEZ, Saulo A. Determinación de la Presión Crítica en la Cámara de Combustión de un Motor Cohete. TecnoESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica. Diciembre de 2012. Volumen 18, p. 24-28.

CHAPRA, Steven C. y CANALE, Raymond P. Métodos Numéricos para Ingenieros, 5 ed. México: McGraw-Hill interamericana, 2006.

CUBIDES, Carlos. Instructivo Operacional para la Fabricación de Propelente Solido tipo Candy, 5p.

DATAQ Instruments WINDAQ. Versión 2.92. DATAQ Instruments Inc. 1992-2014.

FLORIÁN, Andrea S. y NIÑO, María E. Diseño y construcción de un banco de pruebas para motores cohete sólidos del grupo de investigaciones GICA de la Fundación Universitaria Los Libertadores, Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico, Fundación Universitaria Los Libertadores. Bogotá. 2013. 123p.

GRAVENHORST, Andreas. et al. Desarrollo del propelente solido compuesto tipo AN/HTPB y análisis de su rendimiento mediante Ballistic Evaluation Method (BEM), para el cohete sonda Libertador I. Grupo de Investigaciones en Ciencias Aeroespaciales GICA.

HILL, Philip G., Mechanics and Thermodynamics of Propulsion. 2 ed. Estados Unidos: ADDISON-WESLEY PUBLISHING COMPANY, 1992.

HUNLEY, J. D. The History Of Solid-Propellant Rocketry: What We Do And Do Not Know, NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 10p.

KUBOTA, Naminosuke. Propellants and Explosives, Thermochemical Aspects of Combustion. 1 ed. Alemania: Wiley-Vch, 2002.

LESLIE, Stuart. YAWN, James. Proposal for the Inclusion of KNO₃/Sugar propellants in the Experimental Rocketry Program, What are Sugar Propellants. 2002.

MORENO, Jordi. Diseño y Construcción de una base de Pruebas de Motores Cohete Amateurs. Cataluña: Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i Aeroespacial de Castelldefels. 2011.

MURCIA, Jhonathan O. y GÓMEZ, Saulo A. Diseño de los Motores Cohetes de Propelente Sólido para Despegue Asistido de un Vehículo Aéreo no Tripulado VANT. TecnoESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica. Julio de 2012, Volumen 17, p. 29-39.

NAKKA, Richard. Effect of Chamber Pressure on Burning Rate for the Potassium Nitrate-Dextrose and Potassium Nitrate-Sorbitol Rocket Propellants. 1999, 63p.

NAKKA, Richard. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site, Solid Rocket Motor Theory–Introduction [En línea]. (5 de Julio de 2001). Disponible en: <www.nakka-rocketry.net/th_intro.html> [Citado el 2 de Mayo de 2015].

NASA. A Pictorial History of Rockets [En línea]. <www.nasa.gov/pdf/153410main_Rockets_History.pdf> [Citado el 21 de Abril de 2015].

PÉREZ, Sebastián, Estudio de Propulsores Sólidos para cohetes, 1 ed. Madrid: Academia de artillería, Segovia, 1970.

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

PINEDA, David A. Estado del Arte: Bancos de Ensayos Estáticos para Motores de Cohete. Medellín: Universidad de Antioquia, Departamento de Mecánica. 2012. ProPEP 3. Versión 1.0.1.0. David Cooper. 2012

SILANT'YEV, A. I. Solid Rocket Propellants, WP-AFB Ohio: Foreign Technology Division, 1967, 61p.

Solid Works Premium 2014 x64 Edition SP 2.0. Versión 2014. Dassault Systemes, 1995-2014.

SUTTON, George P. Rocket Propulsión Elements. 7 ed. Canadá: JOHN WILEY & SONS INC, 2001.

THIOKOL PROPULSION. Rocket basics, A guide to solid propellant rocketry. Brigham City, Utah.

ANEXOS

Anexo 1. Protocolo de Calibración.

1. Verificar las conexiones del circuito de amplificación y la interfaz de adquisición de datos DATAQ. El procedimiento se realiza según el diagrama de conexiones realizado.
2. Realizar la conexión entre la celda de carga y el circuito amplificador.
3. Realizar la conexión entre el Sistema de Adquisición de Datos DATAQ y el Computador vía USB.
4. Verificar el voltaje de las baterías o fuente de voltaje. (Los valores permitidos de voltaje para el funcionamiento del circuito están sujetos a modificación de las mediciones según el voltaje)
5. Instalar las baterías/conectar la fuente de voltaje, dependiendo del sistema de alimentación escogido para la prueba.
6. Verificar que las baterías/fuente de voltaje, esté alimentando correctamente el circuito de alimentación y la interfaz de adquisición de datos. El procedimiento se realiza con multímetro.
7. Iniciar la interface WINDAQ en el Computador.
8. Verificar el encendido de los indicadores “POWER” y “ACTIVE” en la Interfaz de Adquisición de Datos DATAQ.
9. Seleccionar el canal 1 en la interface WINDAQ.
10. Verificar que la celda de carga este emitiendo una señal en la interfaz WINDAQ. El procedimiento
 - a. Se aplica una pequeña fuerza sobre el arnés de calibración.
 - b. Se verifica que en la interfaz WINDAQ se muestre un pulso.
11. Realizar la calibración de la celda de carga:
 - a. Realizar el reset de la escala de medición en la interfaz WINDAQ, mediante:
 - i. Seleccionar “Edit” en la barra de herramientas superior de la interfaz.
 - ii. Seleccionar en el menú la opción “Channel Settings...”.
 - iii. Seleccionar el botón “Reset EU”.
 - b. Realizar la relación de los valores de Voltaje y Masa aplicada:
 - i. Seleccionar “Edit” en la barra de herramientas superior de la interfaz.
 - ii. Seleccionar en el menú la opción “Engineering Unit Settings...”.
 - iii. Hacer clic en la herramienta gotero, ubicada al lado derecho de la indicación “Lower Level”, para obtener el valor de referencia. El procedimiento se realiza sin aplicación de ninguna clase de carga sobre el arnés de calibración.
 - iv. Modificar el valor del cuadro de texto ubicado en la fila “Lower Level” y la columna “EU”. Se introduce un cero (0) para indicar el valor de referencia.

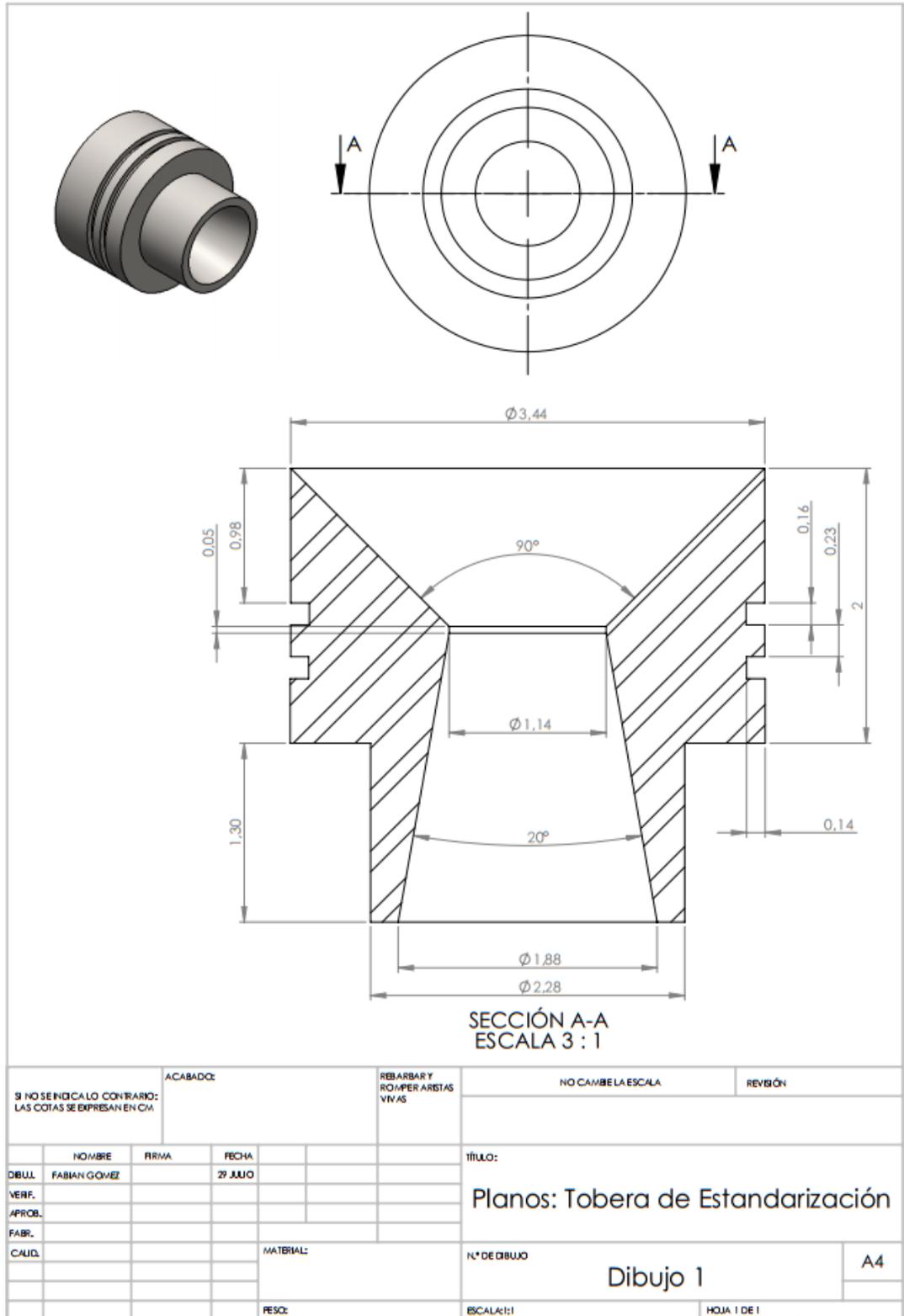
- v. Se ubica una carga patrón con una masa de 10Kg en el arnés de calibración:
12. Verificar que el gancho este bien ajustado en la carga base.
 13. Cargar las masas patrón, asegurándose que las ranuras de cada masa se encuentren intercaladas respecto a las otras. Esto con el fin de evitar un desprendimiento de las masas patrón que pueda resultar en lesiones al personal.
 - a. Hacer clic en la herramienta gotero, ubicada al lado derecho de la indicación "Upper Level", para obtener el valor de referencia máximo.
 - b. Modificar el valor del cuadro de texto ubicado en la fila "Upper Level" y la columna "EU". Se introduce un diez (10) para indicar el valor de referencia de carga.
 - c. Modificar el cuadro de texto ubicado debajo de la indicación "EU Tag", colocando la sigla Kg.
 - d. Hacer clic en el botón "OK" para finalizar la asignación de valores.

Anexo 2. Protocolo de la Prueba.

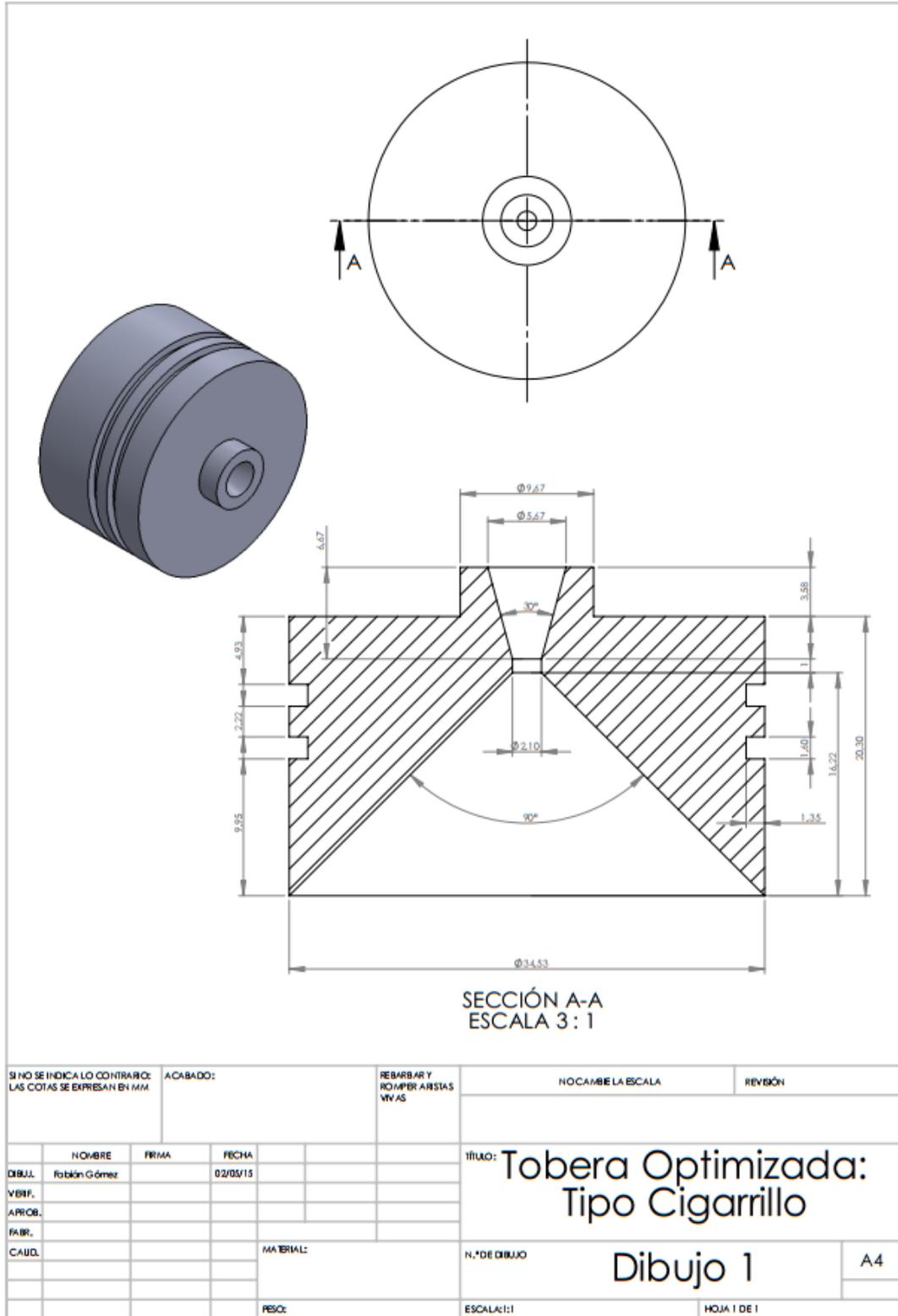
- 1.** Tener en cuenta condiciones del sitio para la ejecución de las pruebas:
 - a.** Estas pruebas siempre deben ser realizadas en espacios abiertos, debido a los peligros para la salud que representa la inhalación de los gases de combustión.
 - b.** Existe la posibilidad de explosión del motor cohete debido a la fricción y presión en la cámara de combustión, por esta razón se deben adecuar barreras de protección para el personal que ejecute las pruebas. Dicho personal siempre debe estar a una distancia prudente de la ubicación del experimento.
 - c.** La lluvia afecta la realización de la prueba y daña los equipos que se utilizan, tales como la humedad en las barras de propelente e ignitores, además afecta en encendido de los ignitores en la prueba y oxidación en la base del motor. Por ello, es necesario tener información actualizada sobre las condiciones climáticas del sitio de pruebas.
- 2.** Preparación de los equipos a utilizar:
 - a.** Banco de pruebas el cual tiene base estructural, maletín con circuito electrónico, el sistema DATAQ y cable USB.
 - b.** Ensamblaje de los Motores cohete: cuerpo del cohete, tobera para prueba, tapas; Equipamiento adicional dependiendo del motor utilizado.
 - c.** Computador con programa WINDAQ instalado.
 - d.** Ignitores con cable.
 - e.** Barras de propelente con superficie de cartón y libres de humedad.
 - f.** Para el encendido de los ignitores: fuente o batería de moto o corriente AC 120 V (tomas de pared).
 - g.** Cámara de video con base.
 - h.** Lubricante que evite la fricción entre la base y el motor cohete, además de proteger la base contra la corrosión.
 - i.** Baterías 9 voltios.
 - j.** Equipo auxiliar como destornilladores, extensiones eléctricas, cinta, lija, multímetro, cables tipo bananas, teflón, pela cable.
- 3.** Ensamble de los motores cohete
- 4.** Calibración del banco de pruebas
- 5.** Instalación del equipo de registro fotográfico y video. Es importante que los equipos utilizados para la recolección de registros fotográficos y de video se encuentren correctamente posicionados y a una distancia prudente del banco de pruebas, para garantizar la integridad de los equipos de grabación y las evidencias tomadas.
- 6.** Poner el motor cohete en la base de pruebas y solicitar al equipo de ignitores, los insumos correspondientes para la prueba y su respectiva instalación.

7. Iniciar la recolección de datos y registros en la interfaz de adquisición de datos y la cámara. Posterior a esto, ubicar al personal de pruebas a una distancia muy prudente, tomando todas precauciones de seguridad necesarias.
8. Encendido de los ignitores el cual puede realizarse con una fuente de alimentación de 120V.
9. La prueba puede durar entre 1 y 3 minutos. Después del apagado del motor, se deben esperar 2 minutos por seguridad, después de esto el personal encargado de la prueba puede acercarse a recuperar los motores, así como los registros fotográficos y de datos.
10. Posteriormente se analizan las gráficas obtenidas y se determina la eficiencia de cada tobera analizada.

Anexo 3. Planos de Fabricación. Tobera para Pruebas de Estandarización.



Anexo 4. Planos de Fabricación. Tobera Diseñada.



Anexo 5. Valores Obtenidos del Propelente. ProPEP 3

Code	WEIGHT	D-H	DENS	COMPOSITION		
0 POTASSIUM NITRATE	65,000	-1167	0,07600	1 N	3 O	1 K
0 DEXTROSE (GLUCOSE)	35,000	-1689	0,05600	6 C	12 H	6 O

THE PROPELLANT DENSITY IS 0,06756 LB/CU-IN OR 1,8699 GM/CC
 THE TOTAL PROPELLANT WEIGHT IS 100,0000 GRAMS

NUMBER OF GRAM ATOMS OF EACH ELEMENT PRESENT IN INGREDIENTS

2,331235 H
 1,165618 C
 0,642877 N
 3,094248 O
 0,642877 K

*****CHAMBER RESULTS FOLLOW *****

T(K)	T(F)	P(ATM)	P(PSI)	ENTHALPY	ENTROPY	CP/CV	GAS	RT/V
1704	2608	61,15	899,00	-135,27	165,74	1,1310	2,360	25,908

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 10,674 15,177
 NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 2,360 0,307

8,748308e-001 H2O	4,463727e-001 CO	4,121900e-001 CO2	3,213721e-001 N2
3,069917e-001 K2CO3*	2,768124e-001 H2	2,732035e-002 KHO	1,236520e-003 K
1,507050e-004 K2H2O2	7,846799e-005 NH3	1,580602e-005 H	9,597439e-006 KH
5,607263e-006 KCN	3,475760e-006 CH4	2,668406e-006 HO	2,358535e-006 CH2O
1,91657E-06 CNH			

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 37,489

*****EXHAUST RESULTS FOLLOW *****

T(K)	T(F)	P(ATM)	P(PSI)	ENTHALPY	ENTROPY	CP/CV	GAS	RT/V
1150	1610	1,00	14,69	-161,88	165,74	1,1365	2,332	0,429

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 9,864 14,539
 NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 2,332 0,321

7,647265e-001 H2O	5,210714e-001 CO2	4,005034e-001 H2	3,234044e-001 CO
3,214065e-001 N2	3,210833e-001 K2CO3&	6,572779e-004 KHO	2,890191e-005 K
1,51104E-05 NH3	1,51104E-05 NH3	1,51104E-05 NH3	

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 37,694

*****PERFORMANCE: FROZEN ON FIRST LINE, SHIFTING ON SECOND LINE*****

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
150,6	1,1357	1596	35,30	2980,4		9,33	281,5	0,10306	1042
152,2	1,1086	1619	35,64	3036,9	115,0	9,87	284,6	0,10502	1150

Anexo 6. Valores de Funcionamiento para la Tobera Fabricada. Obtenida del Software Diseñado.

Posición (m)	Radio (m)	Área (m ²)	Mach	Rel. de Áreas	Presión (KPa)	Temperatura (K)	Vol. Específico (m ³ /Kg)	Velocidad (m/s)	Flujo Másico (Kg/s)
-0,016215	0,017265	0,000936	0,002208	270,3676	4371,5965	1703,9995	0,086433	1,4432	0,015636
-0,016053	0,017103	0,000919	0,002250	265,3129	4371,5960	1703,9994	0,086433	1,4707	0,015636
-0,015891	0,016941	0,000902	0,002293	260,3106	4371,5955	1703,9994	0,086433	1,4989	0,015636
-0,015729	0,016779	0,000884	0,002338	255,3558	4371,5950	1703,9994	0,086433	1,5280	0,015636
-0,015567	0,016617	0,000867	0,002383	250,4487	4371,5945	1703,9994	0,086433	1,5579	0,015636
-0,015405	0,016455	0,000851	0,002430	245,5892	4371,5939	1703,9993	0,086433	1,5888	0,015636
-0,015243	0,016293	0,000834	0,002479	240,7773	4371,5933	1703,9993	0,086433	1,6205	0,015636
-0,015081	0,016131	0,000817	0,002529	236,0130	4371,5927	1703,9993	0,086433	1,6532	0,015636
-0,014919	0,015969	0,000801	0,002581	231,2963	4371,5921	1703,9993	0,086433	1,6869	0,015636
-0,014757	0,015807	0,000785	0,002634	226,6272	4371,5914	1703,9992	0,086433	1,7217	0,015636
-0,014595	0,015645	0,000769	0,002689	222,0057	4371,5907	1703,9992	0,086433	1,7575	0,015636
-0,014433	0,015483	0,000753	0,002745	217,4319	4371,5899	1703,9992	0,086433	1,7945	0,015636
-0,014271	0,015321	0,000737	0,002804	212,9056	4371,5891	1703,9991	0,086433	1,8327	0,015636
-0,014109	0,015159	0,000722	0,002864	208,4270	4371,5883	1703,9991	0,086433	1,8720	0,015636
-0,013947	0,014997	0,000707	0,002926	203,9959	4371,5874	1703,9990	0,086433	1,9127	0,015636
-0,013785	0,014835	0,000691	0,002990	199,6125	4371,5864	1703,9990	0,086433	1,9547	0,015636
-0,013623	0,014673	0,000676	0,003057	195,2767	4371,5854	1703,9990	0,086433	1,9981	0,015636
-0,013461	0,014511	0,000662	0,003125	190,9885	4371,5844	1703,9989	0,086433	2,0430	0,015636
-0,013299	0,014349	0,000647	0,003196	186,7478	4371,5833	1703,9989	0,086433	2,0894	0,015636
-0,013137	0,014187	0,000632	0,003270	182,5548	4371,5821	1703,9988	0,086433	2,1374	0,015636
-0,012975	0,014025	0,000618	0,003346	178,4094	4371,5809	1703,9988	0,086433	2,1870	0,015636
-0,012813	0,013863	0,000604	0,003424	174,3117	4371,5796	1703,9987	0,086433	2,2384	0,015636
-0,012651	0,013701	0,000590	0,003506	170,2615	4371,5782	1703,9986	0,086433	2,2917	0,015636
-0,012489	0,013539	0,000576	0,003590	166,2589	4371,5767	1703,9986	0,086433	2,3469	0,015636
-0,012327	0,013377	0,000562	0,003678	162,3040	4371,5751	1703,9985	0,086433	2,4040	0,015636
-0,012165	0,013215	0,000549	0,003768	158,3966	4371,5734	1703,9984	0,086433	2,4633	0,015636
-0,012003	0,013053	0,000535	0,003862	154,5369	4371,5717	1703,9983	0,086433	2,5249	0,015636
-0,011841	0,012891	0,000522	0,003960	150,7247	4371,5698	1703,9983	0,086433	2,5887	0,015636
-0,011679	0,012729	0,000509	0,004062	146,9602	4371,5678	1703,9982	0,086433	2,6550	0,015636
-0,011517	0,012567	0,000496	0,004167	143,2433	4371,5656	1703,9981	0,086433	2,7239	0,015636
-0,011355	0,012405	0,000483	0,004277	139,5740	4371,5633	1703,9980	0,086433	2,7956	0,015636
-0,011193	0,012243	0,000471	0,004391	135,9523	4371,5609	1703,9979	0,086433	2,8700	0,015636
-0,011031	0,012081	0,000459	0,004509	132,3782	4371,5583	1703,9977	0,086433	2,9475	0,015636
-0,010869	0,011919	0,000446	0,004632	128,8517	4371,5555	1703,9976	0,086434	3,0282	0,015636
-0,010707	0,011757	0,000434	0,004761	125,3728	4371,5525	1703,9975	0,086434	3,1122	0,015636
-0,010545	0,011595	0,000422	0,004895	121,9415	4371,5493	1703,9973	0,086434	3,1998	0,015636
-0,010383	0,011433	0,000411	0,005035	118,5579	4371,5459	1703,9972	0,086434	3,2911	0,015636
-0,010221	0,011271	0,000399	0,005180	115,2218	4371,5422	1703,9970	0,086434	3,3864	0,015636
-0,010059	0,011109	0,000388	0,005333	111,9334	4371,5382	1703,9968	0,086434	3,4859	0,015636
-0,009897	0,010947	0,000376	0,005492	108,6925	4371,5340	1703,9966	0,086434	3,5898	0,015636
-0,009735	0,010785	0,000365	0,005658	105,4993	4371,5294	1703,9964	0,086434	3,6985	0,015636
-0,009573	0,010623	0,000355	0,005832	102,3537	4371,5245	1703,9962	0,086434	3,8122	0,015636
-0,009411	0,010461	0,000344	0,006014	99,2557	4371,5191	1703,9960	0,086434	3,9312	0,015636
-0,009249	0,010299	0,000333	0,006204	96,2053	4371,5134	1703,9957	0,086434	4,0558	0,015636
-0,009087	0,010137	0,000323	0,006404	93,2025	4371,5071	1703,9954	0,086434	4,1865	0,015636
-0,008925	0,009975	0,000313	0,006614	90,2473	4371,5004	1703,9951	0,086434	4,3236	0,015636
-0,008763	0,009813	0,000303	0,006834	87,3397	4371,4931	1703,9948	0,086435	4,4675	0,015636
-0,008601	0,009651	0,000293	0,007066	84,4797	4371,4851	1703,9944	0,086435	4,6188	0,015636
-0,008439	0,009489	0,000283	0,007309	81,6674	4371,4765	1703,9940	0,086435	4,7778	0,015636
-0,008277	0,009327	0,000273	0,007565	78,9026	4371,4671	1703,9936	0,086435	4,9453	0,015636
-0,008115	0,009165	0,000264	0,007835	76,1855	4371,4568	1703,9932	0,086435	5,1216	0,015636
-0,007953	0,009003	0,000255	0,008120	73,5159	4371,4456	1703,9926	0,086435	5,3076	0,015636
-0,007791	0,008841	0,000246	0,008420	70,8940	4371,4333	1703,9921	0,086436	5,5039	0,015636
-0,007629	0,008679	0,000237	0,008737	68,3197	4371,4198	1703,9915	0,086436	5,7114	0,015636
-0,007467	0,008517	0,000228	0,009073	65,7930	4371,4051	1703,9908	0,086436	5,9307	0,015636
-0,007305	0,008355	0,000219	0,009428	63,3138	4371,3888	1703,9901	0,086436	6,1629	0,015636
-0,007143	0,008193	0,000211	0,009805	60,8824	4371,3709	1703,9893	0,086437	6,4091	0,015636
-0,006981	0,008031	0,000203	0,010204	58,4985	4371,3512	1703,9884	0,086437	6,6703	0,015636
-0,006819	0,007869	0,000195	0,010629	56,1622	4371,3293	1703,9874	0,086437	6,9478	0,015636
-0,006657	0,007707	0,000187	0,011080	53,8735	4371,3051	1703,9863	0,086438	7,2430	0,015636
-0,006495	0,007545	0,000179	0,011561	51,6324	4371,2781	1703,9851	0,086438	7,5574	0,015636

Posición (m)	Radio (m)	Área (m ²)	Mach	Rel. de Áreas	Presión (KPa)	Temperatura (K)	Vol. Específico (m ³ /Kg)	Velocidad (m/s)	Flujo Másico (Kg/s)
-0,006333	0,007383	0,000171	0,012074	49,4390	4371,2482	1703,9837	0,086439	7,8928	0,015636
-0,006171	0,007221	0,000164	0,012622	47,2931	4371,2147	1703,9822	0,086439	8,2510	0,015636
-0,006009	0,007059	0,000157	0,013208	45,1949	4371,1773	1703,9805	0,086440	8,6341	0,015636
-0,005847	0,006897	0,000149	0,013836	43,1443	4371,1353	1703,9786	0,086441	9,0446	0,015636
-0,005685	0,006735	0,000142	0,014510	41,1412	4371,0881	1703,9765	0,086442	9,4850	0,015636
-0,005523	0,006573	0,000136	0,015234	39,1858	4371,0349	1703,9741	0,086443	9,9584	0,015636
-0,005361	0,006411	0,000129	0,016014	37,2780	4370,9747	1703,9714	0,086444	10,4682	0,015636
-0,005199	0,006249	0,000123	0,016855	35,4178	4370,9063	1703,9683	0,086445	11,0181	0,015636
-0,005037	0,006087	0,000116	0,017765	33,6052	4370,8285	1703,9648	0,086446	11,6126	0,015636
-0,004875	0,005925	0,000110	0,018750	31,8402	4370,7396	1703,9608	0,086448	12,2566	0,015636
-0,004713	0,005763	0,000104	0,019819	30,1228	4370,6377	1703,9562	0,086450	12,9556	0,015636
-0,004551	0,005601	0,000099	0,020983	28,4531	4370,5203	1703,9509	0,086452	13,7162	0,015636
-0,004389	0,005439	0,000093	0,022252	26,8309	4370,3847	1703,9448	0,086454	14,5459	0,015636
-0,004227	0,005277	0,000087	0,023640	25,2564	4370,2273	1703,9377	0,086457	15,4532	0,015636
-0,004065	0,005115	0,000082	0,025163	23,7294	4370,0437	1703,9294	0,086460	16,4482	0,015636
-0,003903	0,004953	0,000077	0,026837	22,2501	4369,8286	1703,9197	0,086464	17,5426	0,015636
-0,003741	0,004791	0,000072	0,028684	20,8184	4369,5752	1703,9082	0,086468	18,7500	0,015636
-0,003579	0,004629	0,000067	0,030729	19,4342	4369,2751	1703,8947	0,086473	20,0866	0,015636
-0,003417	0,004467	0,000063	0,033001	18,0977	4368,9174	1703,8786	0,086480	21,5715	0,015636
-0,003255	0,004305	0,000058	0,035535	16,8088	4368,4885	1703,8592	0,086487	23,2276	0,015636
-0,003093	0,004143	0,000054	0,038372	15,5675	4367,9705	1703,8358	0,086496	25,0824	0,015636
-0,002931	0,003981	0,000050	0,041565	14,3738	4367,3403	1703,8073	0,086507	27,1688	0,015636
-0,002769	0,003819	0,000046	0,045173	13,2278	4366,5675	1703,7724	0,086521	29,5274	0,015636
-0,002607	0,003657	0,000042	0,049275	12,1293	4365,6113	1703,7293	0,086538	32,2077	0,015636
-0,002445	0,003495	0,000038	0,053962	11,0784	4364,4170	1703,6753	0,086559	35,2714	0,015636
-0,002283	0,003333	0,000035	0,059355	10,0752	4362,9095	1703,6072	0,086585	38,7954	0,015636
-0,002121	0,003171	0,000032	0,065602	9,1195	4360,9846	1703,5202	0,086619	42,8775	0,015636
-0,001959	0,003009	0,000028	0,072896	8,2115	4358,4952	1703,4076	0,086663	47,6430	0,015636
-0,001797	0,002847	0,000025	0,081486	7,3511	4355,2294	1703,2598	0,086720	53,2548	0,015636
-0,001635	0,002685	0,000023	0,091702	6,5382	4350,8764	1703,0627	0,086797	59,9283	0,015636
-0,001473	0,002523	0,000020	0,103990	5,7730	4344,9680	1702,7948	0,086901	67,9535	0,015636
-0,001311	0,002361	0,000018	0,118963	5,0554	4336,7811	1702,4231	0,087046	77,7288	0,015636
-0,001149	0,002199	0,000015	0,137485	4,3854	4325,1615	1701,8945	0,087253	89,8167	0,015636
-0,000987	0,002037	0,000013	0,160818	3,7630	4308,1966	1701,1205	0,087557	105,0365	0,015636
-0,000825	0,001875	0,000011	0,190881	3,1883	4282,5693	1699,9461	0,088020	124,6282	0,015636
-0,000663	0,001713	0,000009	0,230746	2,6611	4242,1779	1698,0825	0,088760	150,5739	0,015636
-0,000501	0,001551	0,000008	0,285743	2,1815	4174,8795	1694,9423	0,090024	186,2901	0,015636
-0,000339	0,001389	0,000006	0,366335	1,7496	4053,4904	1689,1633	0,092404	238,4243	0,015636
-0,000177	0,001227	0,000005	0,498590	1,3652	3802,6415	1676,7192	0,097774	323,3035	0,015636
0,000000	0,001050	0,000003	0,999999	1,0000	2527,9701	1599,3244	0,140286	633,2928	0,015636
0,000066	0,001068	0,000004	1,195530	1,0338	2018,8673	1558,2319	0,171149	747,3313	0,015636
0,000396	0,001156	0,000004	1,494077	1,2122	1345,8210	1486,7789	0,244967	912,2899	0,015636
0,000726	0,001244	0,000005	1,674426	1,4047	1019,7701	1439,7943	0,313074	1006,1275	0,015636
0,001056	0,001333	0,000006	1,815043	1,6114	809,1812	1401,7571	0,384128	1076,1182	0,015636
0,001386	0,001421	0,000006	1,932957	1,8323	660,4088	1369,1780	0,459723	1132,6321	0,015636
0,001716	0,001510	0,000007	2,035540	2,0674	549,9615	1340,4794	0,540477	1180,1749	0,015636
0,002046	0,001598	0,000008	2,126831	2,3166	465,1934	1314,7567	0,626702	1221,2159	0,015636
0,002376	0,001687	0,000009	2,209357	2,5801	398,5070	1291,4196	0,718589	1257,2921	0,015636
0,002706	0,001775	0,000010	2,284815	2,8577	345,0214	1270,0554	0,816255	1289,4337	0,015636
0,003036	0,001863	0,000011	2,354436	3,1495	301,4314	1250,3545	0,919801	1318,3788	0,015636
0,003366	0,001952	0,000012	2,419127	3,4555	265,4313	1232,0820	1,029288	1344,6682	0,015636
0,003696	0,002040	0,000013	2,479594	3,7757	235,3537	1215,0495	1,144780	1368,7192	0,015636
0,004026	0,002129	0,000014	2,536384	4,1101	209,9759	1199,1083	1,266305	1390,8522	0,015636
0,004356	0,002217	0,000015	2,589951	4,4586	188,3706	1184,1321	1,393915	1411,3294	0,015636
0,004686	0,002306	0,000017	2,640660	4,8213	169,8325	1170,0175	1,527639	1430,3601	0,015636
0,005016	0,002394	0,000018	2,688820	5,1982	153,8120	1156,6758	1,667518	1448,1188	0,015636
0,005346	0,002482	0,000019	2,734683	5,5893	139,8795	1144,0331	1,813568	1464,7484	0,015636
0,005676	0,002571	0,000021	2,778470	5,9946	127,6918	1132,0250	1,965812	1480,3704	0,015636
0,006006	0,002659	0,000022	2,820368	6,4141	116,9734	1120,5952	2,124276	1495,0884	0,015636
0,006336	0,002748	0,000024	2,860541	6,8477	107,5005	1109,6947	2,288980	1508,9911	0,015636
0,006666	0,002836	0,000025	2,899135	7,2956	99,0898	1099,2796	2,459962	1522,1561	0,015636