



MÁSTER EN INGENIERÍA INDUSTRIAL (MII)

TRABAJO FIN DE MÁSTER DISEÑO DE UN MOTOR COHETE DE CLASE M PARA EL ICAI ROCKET TEAM

Autor: Miguel Alzate Viñas

Director: Luis Manuel Mochón Castro

Madrid

Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título

Diseño de un Motor Cohete de clase M para el ICAI Rocket Team

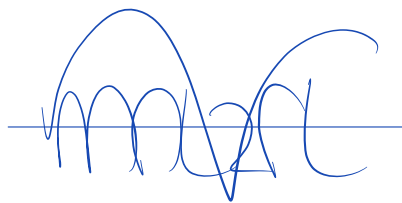
en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el

curso académico 2021/22 es de mi autoría, original e inédito y

no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos.

El Proyecto no es plagio de otro, ni total ni parcialmente y la información que ha sido

tomada de otros documentos está debidamente referenciada.



Fdo.: Miguel Alzate Viñas

Fecha: 24/ 08/ 2022

Autorizada la entrega del proyecto

EL DIRECTOR DEL PROYECTO

Fdo.: Luis Manuel Mochón Castro

Fecha: 24/ 08/ 2022

DISEÑO DE UN MOTOR COHETE DE CLASE M PARA EL ICAI ROCKET TEAM

Autor: Alzate Viñas, Miguel.

Director: Mochón Castro, Luis Manuel.

Entidad Colaboradora: ICAI – Universidad Pontificia Comillas

RESUMEN DEL PROYECTO

En el presente proyecto se ha diseñado un motor cohete de clase M para el ICAI Rocket Team. El objetivo ha sido que dicho motor cohete superase o igualase las prestaciones del motor que se ha tomado como referencia (Aerotech M650W), a la vez que cumple con una serie de restricciones y criterios de diseño dados por el ICAI Rocket Team.

Palabras clave: Motor cohete, ICAI Rocket Team, Clase M.

1. Introducción

Las prestaciones del Aerotech M650W son:

- Impulso Total: 5964 Ns
- Empuje promedio: 656 N

Por otro lado, las restricciones y criterios de diseño son:

- Propelente: White Lightning
- Temperatura máxima de la carcasa: 200°C
- Longitud cámara de combustión: 801 mm
- Diámetro carcasa: 75 mm

2. Definición del proyecto

El objetivo no es únicamente lograr cumplir con todos los requisitos impuestos, sino también elaborar una guía de diseño que facilite la incorporación de posibles cambios o mejoras. La metodología seguida es la siguiente.

1. Selección del propelente
2. Elección del material de la cámara de combustión
3. Diseño de la cámara de combustión
4. Análisis de la reacción de combustión mediante ProPep
5. Cálculo de la relación área garganta-presión de cámara.
Cálculo del área de salida de la tobera
6. Verificación SRM de la relación presión de cámara-área garganta
7. Análisis térmico de la cámara de combustión
8. Cálculo de los elementos de unión
9. Diseño interior y exterior de la tobera
10. Diseño de sistemas de ignición

Figura 1. Metodología de diseño

3. Descripción del sistema

El motor cohete está compuesto por varios elementos: cámara de combustión, grano propelente, tobera, recubrimiento de PVC y cuatro tornillos ISO 4762.

La cámara de combustión presenta unas paredes muy finas, ya que ha sido diseñado con acero de alta resistencia para ahorrar peso. El extremo superior de la cámara está completamente sellado al emplear como sistema de ignición un encendedor pirotécnico de pólvora negra comercial.

El grano propelente consiste en 6 segmentos de White Lightning, iguales e inhibidos por los extremos. Dichos segmentos se obtienen directamente a través de un proveedor para facilitar el proceso de recarga y evitar situaciones peligrosas. El alma presenta una geometría cilíndrica por lo que la curva de presión y empuje es exponencial creciente.

Se emplea un recubrimiento de PVC de espesor considerable para asegurar que no se alcanza la temperatura límite en la carcasa.

La tobera diseñada consiste en una tobera convergente-divergente hecha de un acero capaz de soportar altas presiones y temperaturas. Presenta el mismo diámetro de entrada que de salida, y cumple con la relación de expansión óptima para el valor de presión máxima que se alcanza en la cámara de combustión, para incrementar la eficiencia de la tobera cuando el empuje es máximo. Se encuentra unida a la cámara de combustión mediante cuatro tornillos M6 homogéneamente distribuidos.

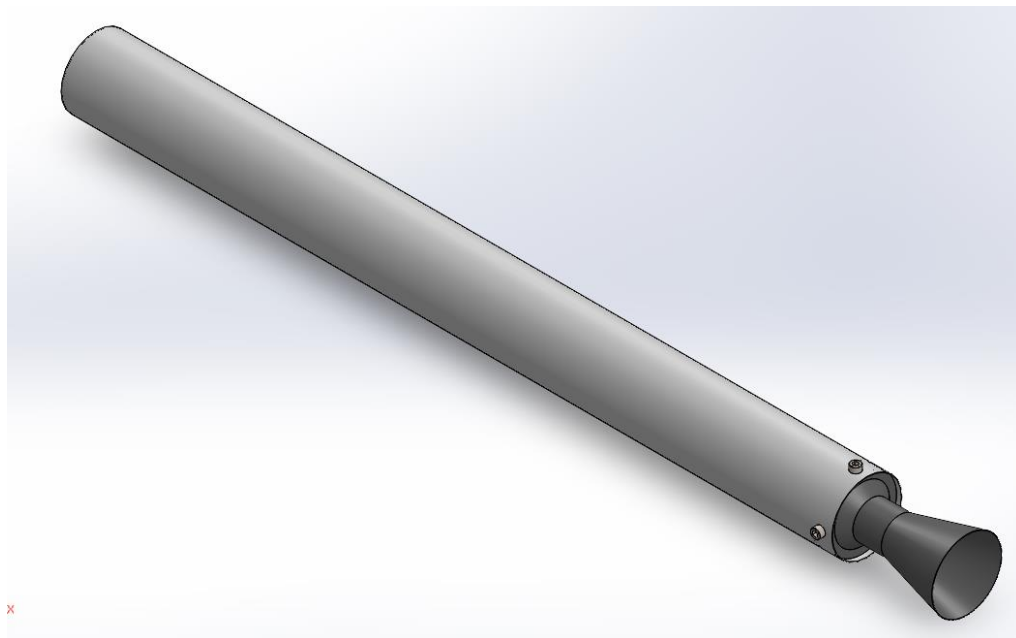


Figura 2. Motor Cohete Ensamblado

4. Resultados

Para la obtención de resultados ha sido necesario previamente el cálculo de muchos parámetros y la verificación de su validez. No obstante, ha habido ciertos parámetros que no ha sido posible calcularlos directamente, como por ejemplo el rendimiento de la combustión

o el rendimiento de la tobera. En esos casos se ha optado por realizar una estimación de los valores típicos para este tipo de motor cohete en particular.

Una vez todos los parámetros han sido calculados o estimados, se hace uso de SRM para la obtención de resultados.

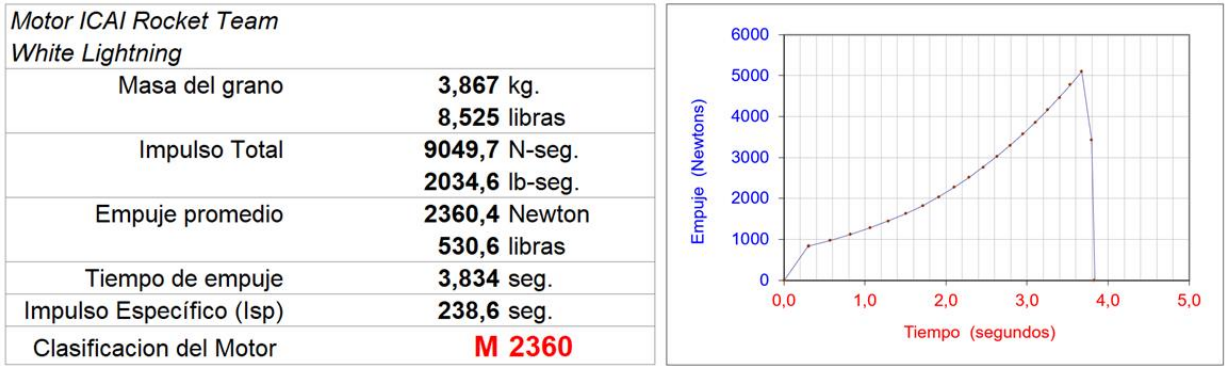


Figura 3. Resultados de diseño del motor cohete

5. Conclusiones

Las prestaciones del motor cohete diseñado superan ligeramente a las prestaciones del Aerotech M650W, por lo que se puede afirmar que se ha cumplido con los objetivos de diseño.

Aún así, se han detectado una serie de limitaciones, que de ser corregidos en trabajos futuros pueden incrementar todavía más las prestaciones del motor cohete diseñado.

DESIGN OF AN M-CLASS ROCKET MOTOR FOR THE ICAI ROCKET TEAM

Author: Alzate Viñas, Miguel.

Supervisor: Mochón Castro, Luis Manuel.

Collaborating Entity: ICAI – Universidad Pontificia Comillas.

ABSTRACT

In this project an M-class rocket engine has been designed for the ICAI Rocket Team. The objective has been that this rocket motor should exceed or equal the performance of the motor taken as a reference (Aerotech M650W), while complying with a series of restrictions and design criteria given by the ICAI Rocket Team.

Key-Words: Motor Rocket, ICAI Rocket Team, M Class.

1. Introduction

The performance of the Aerotech M650W is as follows:

- Total Thrust: 5964 Ns
- Average thrust: 656 N

On the other hand, the constraints and design criteria are:

- Propellant: White Lightning
- Maximum casing temperature: 200°C
- Combustion chamber length: 801 mm
- Casing diameter: 75 mm

2. Project definition

The objective is not only to achieve compliance with all the requirements imposed, but also to develop a design guide that facilitates the incorporation of possible changes or improvements. The methodology followed is as follows.

1. Selección del propelente
2. Elección del material de la cámara de combustión
3. Diseño de la cámara de combustión
4. Análisis de la reacción de combustión mediante ProPep
5. Cálculo de la relación área garganta-presión de cámara.
Cálculo del área de salida de la tobera
6. Verificación SRM de la relación presión de cámara-área garganta
7. Análisis térmico de la cámara de combustión
8. Cálculo de los elementos de unión
9. Diseño interior y exterior de la tobera
10. Diseño de sistemas de ignición

Figure 1. Design methodology

3. Description of the system

The rocket motor is composed of several elements: combustion chamber, propellant grain, nozzle, PVC coating and four ISO 4762 screws.

The combustion chamber has very thin walls, as it has been designed with high-strength steel to save weight. The upper end of the chamber is completely sealed by using a commercial black powder pyrotechnic igniter as the ignition system.

The propellant grain consists of 6 segments of White Lightning, equal and inhibited at the ends. These segments are obtained directly from a supplier to facilitate the reloading process and avoid dangerous situations. The core has a cylindrical geometry so that the pressure and thrust curve is exponentially increasing.

A PVC coating of considerable thickness is used to ensure that the temperature limit is not reached in the casing.

The designed nozzle consists of a convergent-divergent nozzle made of a steel capable of withstanding high pressures and temperatures. It has the same inlet and outlet diameter and meets the optimum expansion ratio for the maximum pressure value reached in the combustion chamber, to increase the efficiency of the nozzle at maximum thrust. It is attached to the combustion chamber by means of four evenly distributed M6 bolts.

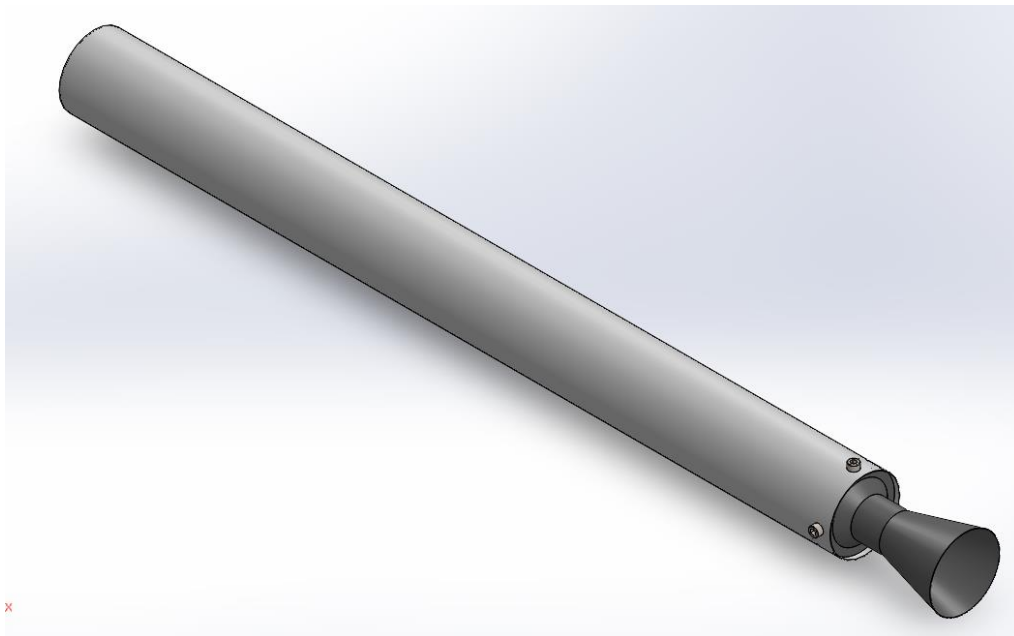


Figure 2. Assembled Rocket Motor

4. Results

To obtain the results, it was necessary to calculate many parameters and verify their validity. However, there were certain parameters that could not be calculated directly, such as combustion efficiency or nozzle efficiency. In these cases, it was decided to estimate typical values for this rocket engine.

Once all the parameters have been calculated or estimated, SRM is used to obtain the results.

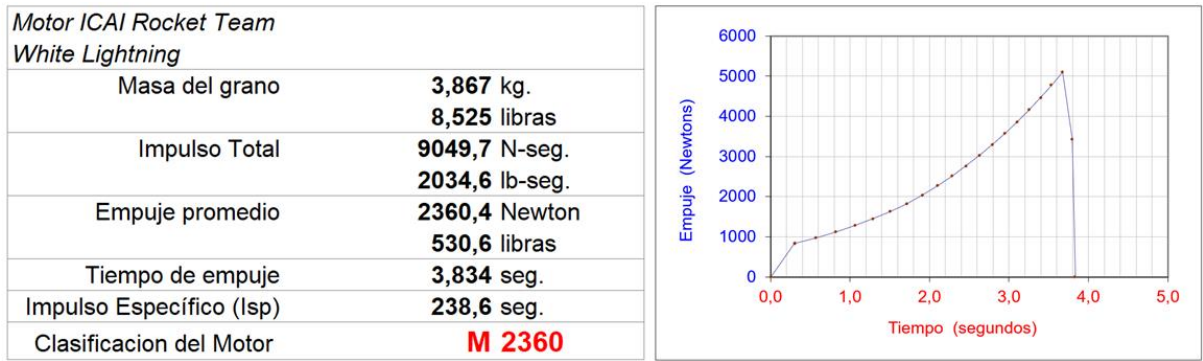


Figure 3. Rocket motor design results

5. Conclusions

The performance of the designed rocket motor slightly exceeds the performance of the Aerotech M650W, so it can be stated that the design objectives have been met.

Even so, a certain number of limitations have been detected, which, if corrected in future work, may further increase the performance of the designed rocket motor.

Índice de la memoria

Capítulo 1. Introducción	7
1.1 Origen del proyecto	7
1.2 Motivación del proyecto.....	9
1.3 Objetivos del proyecto.....	10
1.4 Recursos empleados	11
Capítulo 2. Estado del Arte.....	12
Capítulo 3. Teoría de los motores cohete.....	18
3.1 Grano Propelente	18
3.2 Toberas	19
3.3 Empuje de un motor cohete.....	21
3.4 Impulso total e Impulso específico.....	22
3.5 Velocidad característica	22
Capítulo 4. Diseño	24
4.1 Procedimiento.....	24
4.2 Proceso de diseño	25
4.2.1 Selección del propelente.....	25
4.2.2 Determinación de los materiales de la cámara de combustión.....	28
4.2.3 Diseño de la cámara de combustión.....	33
4.2.3.1 Teoría resistencia mecánica de la cámara de combustión	33
4.2.3.2 Cálculo del espesor de la cámara de combustión	38
4.2.3.3 Conclusiones	41
4.2.4 Análisis de la reacción de combustión	43
4.2.4.1 Composición del propelente White Lightning	43
4.2.4.2 Introducción a ProPep y variables de entrada	45
4.2.4.3 Resultados	47
4.2.4.4 Problemática del flujo bifásico.....	49
4.2.4.5 Otros problemas detectados	52
4.2.4.6 Conclusiones	53
4.2.5 Cálculo de la presión de la cámara de combustión y del diámetro de la garganta. Cálculo del área de salida de la tobera.	55

4.2.5.1	Introducción	55
4.2.5.2	Consideraciones	56
4.2.5.3	Programa para el cálculo del área y la presión	58
4.2.5.4	Explicación del programa.....	59
4.2.5.5	Ejecución inicial del programa.....	62
4.2.5.6	Segunda ejecución del programa. Ampliación del rango	63
4.2.5.7	Iteraciones sucesivas. Convergencia de los parámetros	65
4.2.5.8	Conclusiones	66
4.2.6	<i>Comprobación de la relación Presión-Diámetro garganta</i>	68
4.2.6.1	Introducción	68
4.2.6.2	Datos de entrada.....	68
4.2.6.3	Resultados y conclusiones.....	71
4.2.7	<i>Análisis térmico</i>	74
4.2.7.1	Consideraciones iniciales	74
4.2.7.2	Diseño de la simulación	74
4.2.7.3	Resultados y conclusiones.....	76
4.2.8	<i>Cálculo de elementos de unión</i>	79
4.2.8.1	Introducción	79
4.2.8.2	Cálculo de parámetros	81
4.2.8.3	Conclusiones	83
4.2.9	<i>Diseño de la tobera</i>	85
4.2.9.1	Geometría interna de la tobera	85
4.2.9.2	Determinación del resto de parámetros de la tobera.....	91
4.2.9.3	Conclusiones	94
4.2.10	<i>Sistemas de ignición</i>	95
Capítulo 5. Análisis de resultados.....		98
Capítulo 6. Conclusiones y Trabajos Futuros.....		101
Capítulo 7. Bibliografía.....		104
ANEXO I. Resultados ProPep.....		107
ANEXO II. Código MATLAB. Área garganta-Presión cámara.....		109
ANEXO III. Planos Motor Cohete.....		111

<i>Ensamblaje Motor Cohete.....</i>	<i>112</i>
<i>Plano cámara de combustion.....</i>	<i>113</i>
<i>Plano Inhibidor/aislante.....</i>	<i>114</i>
<i>Plano Grano Propelente.....</i>	<i>115</i>
<i>Plano Tobera.....</i>	<i>116</i>
<i>ANEXO IV. Catálogo ISO 4762 (DIN 912). Calidad 12.9.....</i>	<i>117</i>
<i>ANEXO V. Alineación con los ODS.....</i>	<i>118</i>

Índice de figuras

ILUSTRACIÓN 5. MOTOR COHETE DE PROPELENTE LÍQUIDO [8]	13
ILUSTRACIÓN 6. MOTOR COHETE DE PROPELENTE SÓLIDO [8]	13
ILUSTRACIÓN 7. MOTOR COHETE HÍBRIDO [8]	14
ILUSTRACIÓN 8. EVOLUCIÓN DE LA PRESIÓN EN UNA TOBERA CONVERGENTE [9]	15
ILUSTRACIÓN 9. EFECTOS DE LA PRESIÓN EN UNA TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE [9]	16
ILUSTRACIÓN 10. TOBERA SUBEXPANDIDA (IZQ) Y SOBREEEXPANDIDA (DER) [10]	16
ILUSTRACIÓN 11. TOBERA AEROSPIKE VS TOBERA CONVERGENTE-DIVERGENTE [12]	17
ILUSTRACIÓN 12. LÍMITE ELÁSTICO ACERO INOXIDABLE S46910 [14]	31
ILUSTRACIÓN 13. TEMPERATURA MÁXIMA DE SERVICIO ACERO INOXIDABLE S46910 [14]	31
ILUSTRACIÓN 14. ESFUERZO LONGITUDINAL CÁMARA COMBUSTIÓN. ELABORACIÓN PROPIA.	33
ILUSTRACIÓN 15. ESFUERZO CIRCUNFERENCIAL CÁMARA COMBUSTIÓN. ELABORACIÓN PROPIA.	34
ILUSTRACIÓN 16. PRESIÓN DE DISEÑO CALCULADA CON CASING.XLS	39
ILUSTRACIÓN 17. ERROR DE PROPEP 3 EN LA LECTURA DE LAS DENSIDADES DE LOS COMPONENTES DEL PROPELENTE.	44
ILUSTRACIÓN 18. RESULTADOS PROPEP. TEMPERATURA DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN	48
ILUSTRACIÓN 19. RESULTADOS PROPEP. K PARA CONDICIONES DE CÁMARA DE COMBUSTIÓN	48
ILUSTRACIÓN 20. RESULTADOS PROPEP. PESO MOLECULAR DE LA MEZCLA	48
ILUSTRACIÓN 21. RESULTADOS PROPEP. K PARA CONDICIONES DE ESCAPE	49
ILUSTRACIÓN 22. RESULTADOS PROPEP. VELOCIDAD CARACTERÍSTICA DEL PROPELENTE	49
ILUSTRACIÓN 23. RESULTADOS PROPEP. RELACIÓN DE EXPANSIÓN ÓPTIMA	49
ILUSTRACIÓN 24. CÁLCULO PRESIÓN DE CÁMARA-ÁREA GARGANTA. RESULTADOS PRIMERA EJECUCIÓN	62
ILUSTRACIÓN 25. MODIFICACIÓN DEL RANGO DEL ÁREA DE LA GARGANTA	63
ILUSTRACIÓN 26. CÁLCULO PRESIÓN DE CÁMARA-ÁREA GARGANTA. RESULTADOS SEGUNDA EJECUCIÓN	64
ILUSTRACIÓN 27. CÁLCULO PRESIÓN DE CÁMARA-ÁREA GARGANTA. RESULTADOS TRAS CONVERGENCIA DE LOS PARÁMETROS ..	65
ILUSTRACIÓN 28. INTRODUCCIÓN PARÁMETROS DE ENTRADA A SRM. DATOS Y KN	69
ILUSTRACIÓN 29. INTRODUCCIÓN PARÁMETROS DE ENTRADA A SRM. PRESIONES	69
ILUSTRACIÓN 30. INTRODUCCIÓN PARÁMETROS DE ENTRADA A SRM. DATOS DEL PROPELENTE	70
ILUSTRACIÓN 31. INTRODUCCIÓN PARÁMETROS DE ENTRADA A SRM. TASA DE QUEMADO	70
ILUSTRACIÓN 32. SRM. EVOLUCIÓN DE LA PRESIÓN DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN (COMBUSTIÓN IDEAL)	71
ILUSTRACIÓN 33. SRM. PRESIÓN MÁXIMA Y TIEMPO DE QUEMADO (COMBUSTIÓN IDEAL)	72
ILUSTRACIÓN 34. SRM. DIMENSIONES DE LA TOBERA	72
ILUSTRACIÓN 35. ANÁLISIS TÉRMICO DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN ($H=500 \text{ [W/m}^2\text{/K]}$)	76

ILUSTRACIÓN 36. ANÁLISIS TÉRMICO DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN ($H=100000$ [W/m ² /K]).....	77
ILUSTRACIÓN 37. PLACAS ADYACENTES UNIDAS POR PERNO Y SOMETIDAS A ESFUERZO DE TRACCIÓN. ELABORACIÓN PROPIA	81
ILUSTRACIÓN 38. ÁNGULOS DE LOS CONOS CONVERGENTE Y DIVERGENTE DE UNA TOBERA. ELABORACIÓN PROPIA	86
ILUSTRACIÓN 39. MODELADO DEL VOLUMEN INTERIOR DE VARIAS TOBERAS DE DISTINTO RADIO DE GARGANTA	87
ILUSTRACIÓN 40. MALLADO PARA LA TOBERA DE 5 MM DE RADIO DE GARGANTA.....	87
ILUSTRACIÓN 41. SIMULACIÓN $R_{GARGANTA}=0$ MM	89
ILUSTRACIÓN 42. SIMULACIÓN $R_{GARGANTA}=5$ MM	89
ILUSTRACIÓN 43. SIMULACIÓN $R_{GARGANTA}=10$ MM	90
ILUSTRACIÓN 44. SIMULACIÓN $R_{GARGANTA}=20$ MM	90
ILUSTRACIÓN 45. PARÁMETROS DE DISEÑO TOBERA. ELABORACIÓN PROPIA.....	92
ILUSTRACIÓN 46. RESULTADOS IGNITER.XLS.....	97
ILUSTRACIÓN 47. SRM. EVOLUCIÓN DE LA PRESIÓN EN LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN.....	98
ILUSTRACIÓN 48. SRM. PRESIÓN MÁXIMA Y TIEMPO DE QUEMADO	98
ILUSTRACIÓN 49. SRM. EVOLUCIÓN DEL EMPUJE PROPORCIONADO POR EL MOTOR COHETE	99
ILUSTRACIÓN 50. SRM. RESULTADOS MOTOR ICAI ROCKET TEAM	99
ILUSTRACIÓN 51. RESULTADOS SOLIDWORKS TRAS EL ENSAMBLAJE DEL MOTOR COHETE.....	100
ILUSTRACIÓN 52. COMPARATIVA DE PRESTACIONES MOTORES COHETE	101
ILUSTRACIÓN 53. OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE [34].....	118

Índice de tablas

TABLA 1. CLASIFICACIÓN DE LOS MOTORES COHETE SEGÚN SU NIVEL DE IMPULSO [4] 8

TABLA 2. CARACTERÍSTICAS DEL GRANO SELECCIONADO [9]. 25

TABLA 3. PARÁMETROS PROPIOS DEL PROPELENTE WHITE LIGHTNING [11] 26

TABLA 4. PROPIEDADES AGED FULL-HARD S46910 STAINLESS STEEL [14] 30

TABLA 5. DIMENSIONES DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN. 41

TABLA 6. DIMENSIONES DEL TUBO AISLANTE 42

TABLA 7. COMPOSICIÓN APCP (SPACE SHUTTLE BOOSTER PROPELLANT, WHITE LIGHTNING PROPELLANT) [19] [18] 44

TABLA 8. LISTA DE ENTRADAS PROPEP 3 46

TABLA 9. PARÁMETROS DE ENTRADA SRM..... 68

TABLA 10. VALORES DE LAS MEDIDAS DE LA GEOMETRÍA EXTERIOR DE LA TOBERA..... 93

TABLA 11. VARIABLES DE ENTRADA IGNITER.XLS 96

Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

1.1 ORIGEN DEL PROYECTO

El principal objetivo que persigue el presente Trabajo Fin de Máster es el de facilitar al equipo ICAI Rocket Team [1] de un diseño de motor cohete de elaboración propia. De este modo, se persigue un diseño que ofrezca mejores prestaciones que cualquier otro propulsor adquirido por terceras partes, y que se ajuste de mejor manera a las especificaciones y requisitos particulares del cohete concebido por el ICAI Rocket Team.

La razón de existir del ICAI Rocket Team es la de participar en competiciones internacionales como la Space Sport America Cup [2]. Esta competición en particular consiste en construir un cohete capaz de llevar una carga útil igual o superior a cuatro kilogramos a una altura de 10000 o 30000 pies sobre el nivel del mar, dependiendo de la categoría.

Para poder operar con cohetes de elevada potencia, y por tanto también para participar en dicha competición, es necesario disponer de una serie de certificaciones, como las de la Tripoli Rocketry Association (TRA) [3]. Más concretamente, para el cohete que ha concebido el ICAI Rocket Team se requiere de una certificación Tripoli de nivel 3. Esta certificación permite volar cohetes de clase M en adelante.

Los cohetes se clasifican según su nivel de impulso total, concepto que se explicará más adelante. En esta clasificación se asigna una letra para un rango de impulso total determinado, en la que siguiendo un orden alfabético la siguiente letra representa un rango de impulso total igual al doble del rango asignado a la letra anterior. La siguiente tabla recoge algunos de los valores de impulso total asignados a cada clase.

CLASE	IMPULSO [Ns]	CATEGORÍA
A	1.26 – 2.50	BAJA POTENCIA
B	2.51 – 5.00	
C	5.01 – 10.0	
D	10.01 – 20.0	
E	20.01 – 40.0	MEDIA POTENCIA
F	40.01 – 80.0	
G	80.01 – 160	
H	160.01 – 320	ALTA POTENCIA
I	320.01 – 640	
J	640.01 – 1280	
K	1280.01 – 2560	
L	2560.01 – 5120	
M	5120.01 – 10240	
N	10240.01 – 20480	
O	20480.01 – 40960	

Tabla 1. Clasificación de los motores cohete según su nivel de impulso [4]

De esta manera, un cohete de clase M presenta un impulso total comprendido entre los 5120 y los 10240 Ns.

1.2 MOTIVACIÓN DEL PROYECTO

Como se ha comentado anteriormente, la principal razón que justifica la elaboración del presente Trabajo Fin de Máster es la de dotar al equipo ICAI Rocket Team de un motor cohete de altas prestaciones y que se ajuste a medida a sus requisitos.

El presente trabajo busca ser una fuente de consulta para todo aquel interesado en temas de cohería. Busca ser de utilidad tanto para un público que aún se está iniciando en el campo de la cohería, como para aquel que cuenta con cierta experiencia en este campo. Por este motivo, se explica el funcionamiento de un motor cohete desde un punto de vista más general, con los distintos tipos y características particulares; a la vez que se profundiza en la teoría que rige el funcionamiento de un motor cohete.

Adicionalmente, se busca que este documento sirva como una guía de diseño paso a paso, justificando todas las decisiones tomadas. De este modo, se facilita la tarea de realizar las modificaciones que fueran necesarias o bien agilizaría el proceso de diseño de un motor cohete de distinta especificación.

Otros motivos más personales que justifican la realización de este proyecto son los de aprender a utilizar técnicas ampliamente empleadas en multitud de campos de la ingeniería, como lo son las simulaciones CFD o el diseño CAD; o también tener la oportunidad de realizar un proyecto técnicamente muy completo, que aglutina muchos de los temas vistos durante la carrera de Ingeniería Industrial, como lo son las reacciones químicas de combustión, resistencia de materiales, transferencia de calor, termodinámica o mecánica de fluidos, entre otras.

Además, la cohería es un campo que está viviendo un gran desarrollo en la actualidad y que va a continuar en el futuro.

1.3 OBJETIVOS DEL PROYECTO

Tal y como se verá más adelante, hay varias magnitudes que sirven para caracterizar las prestaciones de un motor cohete. Entre ellas destacan el impulso total [Ns] y el empuje promedio [N]. El cohete diseñado por el ICAI Rocket Team toma como base el Aerotech M650W [5] [6], un motor cohete de combustible sólido. Por lo que el objetivo del diseño es igualar o superar los valores de impulso total y empuje promedio de dicho propulsor.

- **Impulso total:** 6000 [Ns]
- **Empuje promedio:** 656 [N]

Otras limitaciones como las dimensiones, el propelente utilizado o la temperatura de la carcasa también aparecen:

- **Propelente empleado:** perclorato de amonio y aluminio (White Lightning Propellant)
- **Temperatura máxima de la carcasa:** 200 [°C]
- **Diámetro carcasa (diámetro exterior cámara de combustión):** 75 [mm]
- **Longitud cámara de combustión:** 801 [mm]

1.4 RECURSOS EMPLEADOS

Puesto que en este proyecto se tocan varias áreas de la Ingeniería Industrial es necesario utilizar algunas de las herramientas propias de cada área.

Para analizar el rendimiento teórico de la reacción de combustión del propelente en la cámara de combustión se hace uso del programa ProPep 3 [7], la versión actual del programa ProPep que permite su uso en sistemas basados en Windows tanto de 32 como de 64 bits. La principal función de este programa es la de resolver equilibrios químicos, aunque también calcula directamente algunos de los parámetros clave para el diseño de un motor cohete. Es importante destacar que este programa supone una combustión ideal.

Se ha empleado el programa MATLAB para hallar la relación de área de garganta y presión de cámara que maximiza el empuje respetando un conjunto de restricciones dadas.

También se ha hecho uso de muchos de los programas proporcionados por Richard Nakka, como SRM, CASING o IGNITER. Todos estos programas consisten en plantillas de Excel que agilizan en gran medida la obtención de resultados y de gráficas.

Se ha hecho uso del programa SolidWorks principalmente para el modelado de piezas y posterior ensamblaje y diseño de planos. Aunque también ha sido empleado para realizar el análisis térmico transitorio de la cámara de combustión mediante la herramienta Simulator, ya que a diferencia de ANSYS no presenta un número máximo de celdas tan restrictivo para crear la malla. También ha sido esencial este programa para obtener la masa total del motor cohete.

Por último, se ha hecho uso de la herramienta Fluent de ANSYS para analizar el flujo a través de la tobera y de esta manera establecer un redondeo de garganta que no generase turbulencia ni una distribución de presiones poco homogénea.

Capítulo 2. ESTADO DEL ARTE

Los motores cohete son un tipo de motores a reacción. Los motores a reacción generan empuje a través de la expulsión de un chorro de fluido a gran velocidad según la 3ª Ley de Newton. Entre los motores a reacción se encuentran el turboreactor, turbohélice, estatorreactor y el motor cohete. Cada uno tiene sus peculiaridades de funcionamiento, pero en todos ellos el principio de funcionamiento es el mismo: la compresión y posterior expansión de un fluido a gran velocidad generando empuje.

El motor cohete presente la particularidad de transportar su propio propelente y de ser el motor a reacción con mayor potencia específica (potencia/masa). Se entiende como propelente al conjunto de combustible más comburente. De modo que un motor cohete puede operar incluso en condiciones extremas con falta de oxígeno como el espacio. Esto junto con su elevadísima potencia específica hacen que sea el tipo de motor a reacción por excelencia para aplicaciones espaciales.

Sin embargo, no hay un solo tipo de motor cohete, sino que existen varios tipos de motores cohete que se pueden clasificar según distintos factores como el tipo de propelente utilizado o la geometría de la tobera empleada, entre otros. Según el propelente empleado los motores cohete puede ser de tipo sólido, líquido e híbrido.

Los motores cohete de combustible líquido presentan el combustible y comburente almacenados en distintos tanques en la estructura del cohete, y posteriormente se introducen en la cámara de combustión a través de un sistema de válvulas. Presentan la ventaja de que se puede controlar la potencia entregada por el motor mediante la apertura o cierre de dicho sistema de válvulas. El propio propelente líquido se puede emplear con fines de refrigeración. El principal inconveniente que presentan los motores cohete de este tipo es la complejidad de todo este sistema de válvulas, lo que aumenta las posibilidades de fallo en algún punto del sistema. Generalmente el combustible y el comburente se almacena en tanques presurizados a temperaturas criogénicas, esto implica la necesidad de un sistema de

presurización y la imposibilidad de almacenar el propelente en los tanques durante periodos de tiempo prolongados.

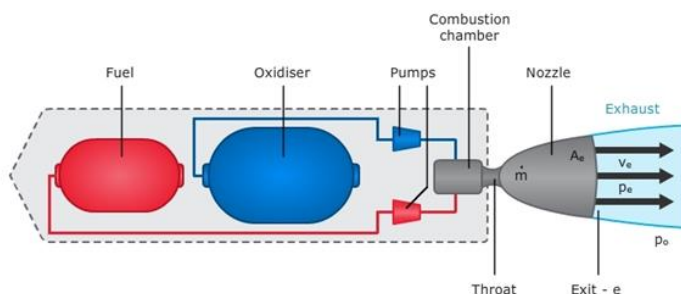


Ilustración 1. Motor cohete de propelente líquido [8]

En los motores cohete de propelente sólido dicho propelente se encuentra ya mezclado en una masa sólida que recibe el nombre de grano y que se sitúa en el interior de la cámara de combustión. Este tipo de motores cohete presenta como principal ventaja la sencillez y robustez, a la vez que un reducido coste y la posibilidad de poder almacenar el grano dentro de la cámara de combustión durante periodos elevados de tiempo. Sin embargo, el principal problema que presentan es el limitado control que se tiene de la reacción. Una vez iniciada la reacción es muy difícil detenerla hasta que se haya agotado todo el propelente.

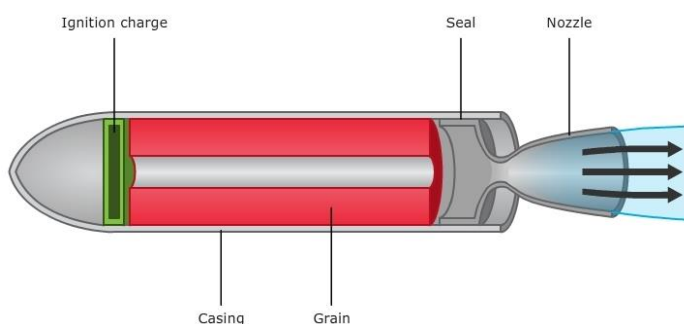


Ilustración 2. Motor cohete de propelente sólido [8]

Por otro lado, los motores cohete híbridos tienen el combustible en fase líquida y el comburente en fase sólida dentro de la cámara de combustión, o viceversa. Presentan ventajas tanto de los motores cohete de propelente líquido, como el control de la potencia entregada por el motor en cada momento; como de los motores de propelente sólido, como una complejidad reducida y una estructura robusta. Al estar combustible y comburente

físicamente separados se evitan algunos de los grandes peligros de los motores cohete de propelente sólido, como es la manipulación del grano. Sin embargo la principal desventaja que presentan este tipo de motores cohete es que al estar combustible y comburente en fases distintas pueden producirse problemas de mezclado entre estos dos componentes, provocando que se generen apagones.

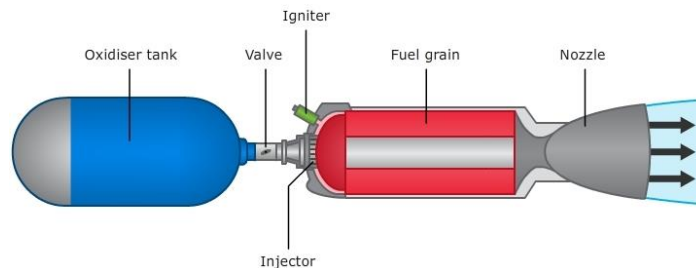


Ilustración 3. Motor cohete híbrido [8]

Pero todos estos tipos de motores cohete cuentan con dos elementos fundamentales: una cámara de combustión y una tobera. Como su propio nombre indica, la cámara de combustión es el lugar donde se produce la combustión del propelente, generando productos gaseosos a elevadas presiones y temperaturas. La tobera es el elemento que se encarga de transformar la energía en forma de presión y temperatura de los gases producto de la combustión a energía cinética. Es decir, su función es la de acelerar el fluido para aumentar el empuje producido por el motor cohete.

Existen varios tipos de toberas según su geometría. La primera de ellas son las toberas convergentes, que reducen su sección en la dirección del fluido. Al reducir la sección de un fluido en régimen subsónico este se acelera como mucho hasta Mach 1. Por mucho más que se siga reduciendo la sección el fluido no verá superado este valor de velocidad. Este tipo de toberas es común en aviones comerciales donde no interesa alcanzar un régimen supersónico.

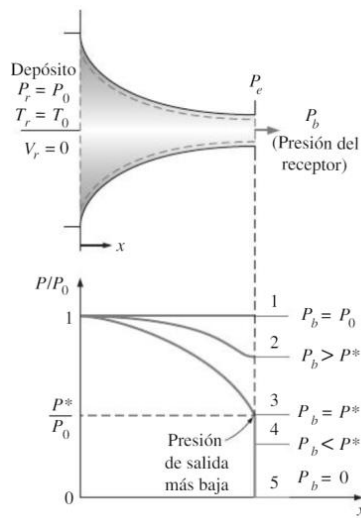


Ilustración 4. Evolución de la presión en una tobera convergente [9]

No obstante, en el caso de los motores cohete se pretende acelerar el fluido lo máximo posible. Por este motivo los motores cohete suelen portar toberas convergentes-divergentes. En el tramo convergente ocurre lo mismo que en el caso anterior, acelerando el fluido como mucho hasta Mach 1. El caso de un fluido en régimen supersónico es opuesto al que tiene en régimen subsónico. Un fluido aumenta su velocidad al aumentar la sección solo si se encuentra en régimen supersónico. Es decir, tras pasar por la garganta la velocidad del fluido sigue aumentando a la vez que su presión continúa cayendo. La presión de salida depende del área de salida de la tobera. Lo ideal sería que la presión a la salida de la tobera fuese igual a la presión ambiente, ya que esto significaría que toda la energía almacenada en forma de presión en el fluido se ha transformado en energía cinética.

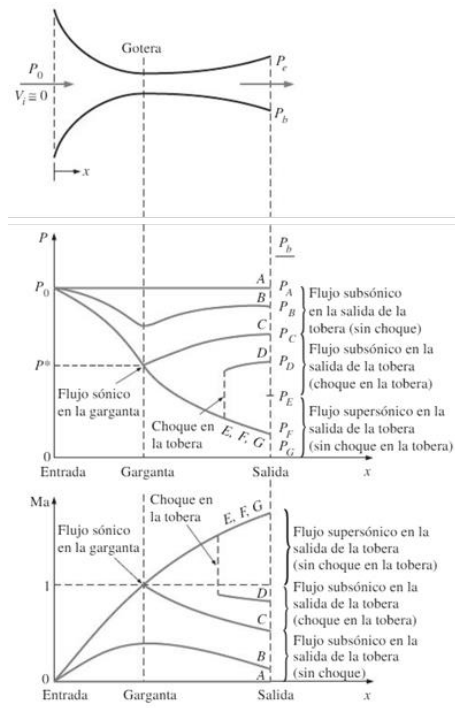


Ilustración 5. Efectos de la presión en una tobera convergente-divergente [9]

Es posible que el área de salida de una tobera convergente divergente no esté bien ajustada y que la presión de salida de la tobera se encuentre por encima o por debajo de la presión ambiental, dando lugar a una tobera subexpandida o sobreexpandida, respectivamente.

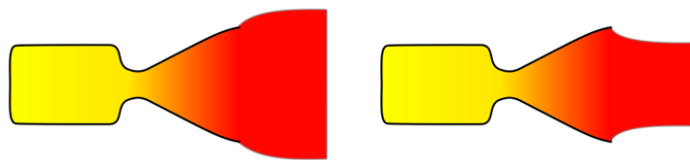


Ilustración 6. Tobera subexpandida (izq) y sobreexpandida (der) [10]

Ambos regímenes hacen que la tobera pierda eficiencia. Este es el punto donde entran en escena las toberas Aerospike. Esta tobera no cuenta con paredes exteriores, sino que es la presión exterior la que adapta la trayectoria del fluido. De esta manera se obtienen consumos un 25-30% inferiores a bajas altitudes [11], donde la presión atmosférica es más relevante.

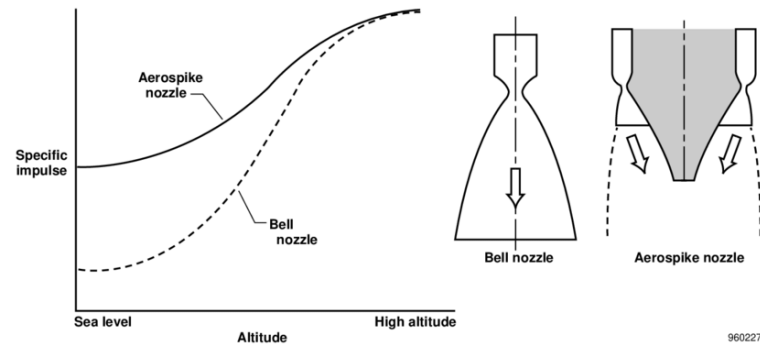


Ilustración 7. Tobera Aerospike vs Tobera convergente-divergente [12]

En la bibliografía se adjuntan algunos enlaces de interés acerca de los motores Aerospike [13], así como de otros motores a reacción poco convencionales como el motor iónico [14] o los cohetes nucleares [15].

Capítulo 3. TEORÍA DE LOS MOTORES COHETE

El presente capítulo está basado en *Teoría sobre motores cohete de propelente sólido*, de Richard Nakka [14]. De esta manera se recogen los conceptos que se consideran de mayor relevancia para el diseño de un motor cohete sin entrar en excesivo detalle.

3.1 GRANO PROPELENTE

La geometría del grano, el número de segmentos y las caras inhibidas determinan la curva Empuje-Tiempo de un motor cohete. Por cuestión de eficiencia volumétrica (aprovechar el máximo espacio disponible en la cámara exterior), la cara exterior del grano propelente suele presentar forma cilíndrica para encajar perfectamente en la cámara de combustión.

No obstante, la cara interior (alma) puede presentar distintas geometrías en función de la forma que se quiere que adopte la curva de empuje. Por ejemplo, un cilindro hueco presenta una curva de empuje creciente puesto que la superficie de quemado aumenta a medida que avanza la combustión. Por otro lado, un alma en forma de estrella hace que la superficie de quemado sea aproximadamente igual durante todo el proceso de combustión, lo que provoca una curva de empuje aproximadamente constante durante toda la combustión. Si se quisieran picos de impulsos al principio o al final podría optarse por otras geometrías de grano.

Es importante tener en cuenta que el mayor valor de presión de la cámara se da en el instante en el que el área de quemado es máxima.

Otro parámetro importante es la densidad másica del grano, que puede calcularse como el promedio de las densidades de cada uno de sus componentes según la siguiente expresión.

$$\rho_p = \frac{1}{\frac{f_1}{\rho_1} + \frac{f_2}{\rho_2} + \dots + \frac{f_n}{\rho_n}}$$

Siendo f_1 , f_2 , f_n las fracciones másicas de cada componente mientras que ρ_1 , ρ_2 , ρ_n son sus densidades. Sustituyendo, se obtiene la densidad del propelente (ρ_p). Este valor daría lugar a la densidad ideal del propelente, algo que en la realidad nunca ocurre. Los valores típicos de la densidad real son un 94-97% de la densidad ideal [14].

3.2 TOBERAS

Las ecuaciones que rigen el funcionamiento de las toberas presentan varias simplificaciones, entre ellas que se supone que el flujo compresible es isentrópico. Es decir, no se consideran las pérdidas de calor con las paredes ni las pérdidas por rozamiento, por lo que las propiedades de dicho fluido únicamente cambian por cambios en la sección en la que se mueve el fluido.

Otra simplificación es que el fluido es considerado un gas ideal para poder emplear la ecuación de los gases ideales y tener una relación directa entre presión densidad y temperatura.

La hipótesis de flujo isentrópico permite relacionar las presiones, densidades y temperaturas de dos puntos distintos (cámara de combustión/punto de estagnación y otro) por medio de su relación de calores específicos (k). Puesto que las propiedades del fluido cambian al atravesar una sección el valor de k también lo hace, no siendo igual la relación de calores específicos en la cámara de combustión que en la salida de la tobera. Se ha de tener cuidado con el valor de k que se emplea en cada ecuación.

En el caso de que haya flujo bifásico, el valor de k se ve modificado, suponiendo que es un gas ideal con distinta relación de calores específicos para así omitir la presencia de condensados y seguir operando como si se tratase puramente de un gas ideal. La modificación necesaria se muestra en el apartado 4.2.4.4. La presencia del flujo bifásico afecta más a un fluido en movimiento, como los gases del escape, que a un fluido que está prácticamente parado, como pueden ser los gases presentes en la cámara de combustión. Este

es el motivo por el que generalmente se suele corregir la presencia de flujo bifásico únicamente a los gases presentes en el escape, no a los de la cámara.

Con la problemática del flujo bifásico explicada, se muestran las ecuaciones de mayor interés para el diseño de la tobera, sin entrar en detalle de donde han sido obtenidas.

$$V_e = \sqrt{2 \cdot T_0 \cdot \left(\frac{R'}{M}\right) \cdot \left(\frac{k}{k-1}\right) \cdot \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}$$

Siendo:

V_e : velocidad de salida de los gases en la tobera
 T_0 : temperatura de cámara/de combustión adiabática
 R' : Constante universal de los gases
 M : Peso molecular efectivo de los productos de escape
 k : relación de calores específicos en el escape
 P_e : presión de salida
 P_0 : presión de cámara

Puesto que se está analizando la velocidad en el escape es necesario emplear la relación de calores específicos en condiciones de escape. Esto implica además que haya que hacer la modificación de la relación de calores específicos a flujo bifásico y que haya que tener en cuenta el peso molecular de los condensados al calcular M .

$$\frac{A_e}{A^*} = \frac{1}{\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \left(\frac{P_a}{P_0}\right)^{\frac{1}{k}} \cdot \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_a}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)}}$$

Siendo:

A_e : área de salida de la tobera
 A^* : área de la garganta de la tobera
 P_0 : presión en la cámara de combustión
 P_a : presión de salida (presión ambiental)
 k : relación de calores específicos para condiciones de escape

Puesto que se está analizando de nuevo un punto en el escape (A_e , P_e) es necesario emplear la relación de calores específicos en condiciones de escape y realizar la aproximación a flujo bifásico. A esta expresión se le conoce como relación de expansión óptima, y sirve para determinar el área de salida de la tobera una vez se conozca el área de la garganta, para así poder ajustar la presión de salida de la tobera a la presión ambiental y que no se produzcan pérdidas de rendimiento por subexpansión o sobreexpansión.

3.3 EMPUJE DE UN MOTOR COHETE

El empuje de un motor cohete viene dado por la siguiente expresión.

$$E = m \cdot V_e + (P_e - P_a)A_e = A^* \cdot P_0 \cdot \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)} + (P_e - P_a)A_e$$

$$E = A^* \cdot P_0 \cdot C_f + (P_e - P_a)A_e$$

Siendo:

- E: empuje proporcionado por el motor cohete
- A^* : área de la sección transversal de la garganta de la tobera
- P_0 : presión en la cámara de combustión
- k: relación de calores específicos para condiciones de escape
- P_e : presión de salida del motor cohete
- P_a : presión ambiental
- A_e : área de la sección de salida de la tobera
- C_f : coeficiente de empuje

El empuje está compuesto por dos términos: el empuje por velocidad de los gases de escape y empuje por presión. Si se emplea la relación de expansión óptima se elimina el término de empuje por presión a la vez que se maximiza el valor del empuje.

Se puede observar que cuanto mayor es el área de la tobera y mayor es la presión de la cámara mayor es el empuje. El problema de estos es que ambas están relacionadas y esto se puede razonar rápidamente: cuanto mayor es el agujero de un recipiente a presión (área

garganta), menor es la presión del recipiente (presión de la cámara). No es posible que al aumentar el diámetro de la tobera aumente la presión del recipiente.

De esta manera es necesario encontrar una combinación de área de garganta y presión de cámara que maximicen el empuje.

3.4 IMPULSO TOTAL E IMPULSO ESPECÍFICO

El impulso total es igual al empuje que proporciona el motor cohete multiplicado por la cantidad de tiempo que lo proporciona, según la siguiente integral.

$$I_t = \int_0^t E \cdot dt$$

Dos cohetes con un mismo valor de impulso total pueden presentar valores de empuje promedios muy distintos si el tiempo de empuje es muy diferente en uno y otro. Un empuje muy pequeño durante un tiempo prolongado puede tener el mismo valor de impulso específico que otro motor cohete que tiene un empuje promedio muy elevado durante un periodo de tiempo muy corto. La diferencia está en que un empuje demasiado pequeño puede provocar problemas a la hora de vencer la fuerza de gravedad y que este ni llegue a despegar. El impulso total es un parámetro importante, pero requiere de otros parámetros para poder evaluar correctamente el rendimiento de un motor cohete.

El impulso específico es igual al impulso total partido por la masa de combustible empleado, y se entiende como el impulso generado por el propelente por unidad de masa y tiempo.

$$I_{sp} = I_t / W_p$$

3.5 VELOCIDAD CARACTERÍSTICA

La velocidad característica o c^* es un parámetro propio de cada propelente y que sirve como indicativo de la eficiencia de la combustión [16]. Se calcula mediante la siguiente expresión.

$$c^* = \sqrt{\frac{R'}{M} \cdot T_0 \cdot \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

Siendo:

c^* : velocidad característica del propelente

T_0 : temperatura de combustión adiabática (temperatura cámara de combustión)

k : relación de calores específicos en condiciones de cámara de combustión

R' : constante universal de los gases (8314 [J/kmol/K])

M : peso molecular de la mezcla en condiciones de la cámara de combustión

No hay nada que se refiera al escape, por lo que la relación de calores específicos y peso molecular se calcula para las condiciones de la cámara de combustión. Aunque para este caso en particular si se ha de tener en cuenta la aproximación a flujo bifásico.

Capítulo 4. DISEÑO

4.1 PROCEDIMIENTO

Este punto busca mostrar todos los pasos seguidos en orden para el diseño del motor cohete. Cabe destacar que el orden se ha decidido según los objetivos y restricciones impuestas por el ICAI Rocket Team, por lo que para el diseño de otro motor cohete el orden de estos pasos podría verse alterado. Este orden es:

1. Selección del propelente
2. Determinación del material de la cámara de combustión
3. Diseño de la cámara de combustión
4. Análisis de la reacción de combustión mediante ProPep
5. Cálculo de la relación entre el área de la garganta y la presión en la cámara. Cálculo del área de salida de la tobera
6. Verificación de la relación presión de cámara-diámetro garganta mediante SRM
7. Análisis térmico de la cámara de combustión
8. Cálculo de los elementos de unión
9. Diseño interior y exterior de la tobera
10. Diseño de sistemas de ignición

4.2 PROCESO DE DISEÑO

4.2.1 SELECCIÓN DEL PROPELENTE

Lo primero es recordar algunas de las restricciones de diseño vistas en el apartado de objetivos del proyecto:

- **Diámetro carcasa (diámetro exterior cámara de combustión):** 75 [mm]
- **Longitud cámara de combustión:** 801 [mm]
- **Propelente empleado:** perclorato de amonio y aluminio (White Lightning Propellant)

Se ha decidido obtener el grano de un proveedor externo para así facilitar el proceso de recarga del motor cohete, y que no sea necesaria la fabricación del propelente cada vez que se vaya a usar, ya que el proceso de elaboración de propelente es muy laborioso, peligroso y requiere de herramientas especializadas y poco económicas, por lo que comprar el propelente directamente desde el mercado parece ser la mejor de las opciones.

Por todo esto, el primer paso es el de realizar un estudio de mercado de todos los proveedores que ofrecen este tipo de propelentes y que cuyas medidas se puedan ajustar correctamente a las dimensiones de la cámara de combustión impuestas por el ICAI Rocket Team.

Se ha encontrado en el catálogo de *Rocket Motor Components* [8] un propelente de este tipo (White Lightning) que se ajusta a motores cohete de 75 mm de diámetro.

Las características más relevantes de este grano son las siguientes:

Tipo Propelente	White Lightning
Tipo de inhibidor	P/N 03180L paper tubing
Diámetro exterior inhibidor	64.94 [mm]
Diámetro interior inhibidor	63.32 [mm]
Diámetro exterior grano	63.32 [mm]
Diámetro interior grano	22.22 [mm]
Longitud grano	131.8 [mm]

Tabla 2. Características del grano seleccionado [9].

Todos estos datos han salido directamente de la página web del proveedor y han sido transformadas de pulgadas a unidades del sistema internacional. El siguiente punto es verificar que el espesor de cámara de combustión resultante es viable y determinar el número de segmentos de grano que serían necesarios para rellenar la cámara de combustión.

$$N^{\circ} \text{ segmentos} = \frac{\text{Longitud C.C.}}{\text{Longitud segmento}} = \frac{801 \text{ [mm]}}{131.8 \text{ [mm]}} = 6.07 \approx 6 \text{ segmentos}$$

Se han de introducir 6 segmentos para recargar la cámara de combustión. Es decir, se requiere de 6 unidades del grano White Lightning ofertado por Rocket Motor Components [9] por cada lanzamiento. Además, la longitud de los seis segmentos apilados sería de 790.8 mm, inferior a los 801 mm de la cámara de combustión. Este es un margen razonable para que no se produzcan sobrepresiones al comienzo de la combustión.

El paso restante es verificar que el espesor de la cámara de combustión es viable. Se calcula mediante la diferencia del diámetro de la carcasa impuesto como condición de diseño (75 [mm]) menos el diámetro exterior del material inhibidor, según la siguiente expresión.

$$\text{Espesor C.C.} = \frac{\phi_{CC,EXT} - \phi_{Inhibidor,EXT}}{2} = \frac{75 \text{ [mm]} - 64.94 \text{ [mm]}}{2} \approx 5 \text{ [mm]}$$

El espesor de la cámara de combustión resultante es de 5 mm. Se puede afirmar que se trata de un espesor de pared viable ya que se encuentra en el orden de magnitud de otros motores cohetes de tamaño similar [10].

Es importante destacar que el fabricante pone a la disposición del cliente una hoja técnica con algunos de los parámetros característicos propios del propelente [11]. Las magnitudes más importantes se resumen en la siguiente tabla.

Magnitud	Símbolo	Valor
Densidad propelente	ρ	1.825 [g/cm ³]
Burn Rate Pressure Coefficient	a	0.012 [in/s/psi ⁿ]
Burn Rate Pressure Exponent	n	0.45 []

Tabla 3. Parámetros propios del propelente White Lightning [11]

Esta hoja técnica cuenta principalmente con dos limitaciones:

La primera de ellas es que no hace referencia ni a los elementos y compuestos químicos de los que está hecho el propelente ni a sus concentraciones. Esto hace que sea necesario buscar estos componentes y sus concentraciones en otras fuentes, lo que puede resultar en pequeñas diferencias en cuanto a las prestaciones del propelente analizado y el ofertado por el proveedor.

La segunda limitación es que a y n son parámetros experimentales (empíricos) que caracterizan la combustión de un propelente en concreto, no se pueden obtener exclusivamente de manera teórica. Además, dependen en gran medida de la presión a la que esté sometido el propelente. En la presente hoja técnica se muestran a y n para unas condiciones de presión muy concretas (1000 psi en la cámara de combustión). Para otro valor de presión los valores de a y n cambiarían. No obstante, como no se cuenta con más datos se va a suponer un valor de a y n constante para todo rango de presiones e igual a los valores que se recogen en la Tabla 3.

4.2.2 DETERMINACIÓN DE LOS MATERIALES DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN.

Una cámara de combustión debe soportar altas presiones y temperaturas, por lo que es fundamental que en material con el que esté construida sea capaz de soportar elevados esfuerzos tanto térmicos como mecánicos. Además, el peso es otra magnitud fundamental para cualquier aplicación relacionada con la cohería. Interesa utilizar materiales de baja densidad para reducir al mínimo la masa que ha de transportar el cohete. Por este motivo, materiales de elevada resistencia mecánica y térmica y ligeros son ampliamente empleados en el sector aeroespacial. Los materiales más comúnmente empleados para la fabricación de motores cohete amateurs son el aluminio y el acero, ya que presentan buenas propiedades y son fácilmente accesibles. Por lo que para el diseño del presente motor cohete tan solo se considerarán aleaciones de acero y aluminio.

Se ha visto que, para un mismo material, sus propiedades varían mucho dependiendo de la fuente consultada. Hay varios motivos que pueden justificar este hecho:

- El porcentaje de cada aleación no es fijo, sino que se muestran dentro de un rango. Pequeñas variaciones en las aleaciones pueden tener un impacto muy significativo en las propiedades generales del material.
- Medidas o cálculos realizados en distintas condiciones de presión y temperatura. Estas condiciones pueden influir mucho en las propiedades de un material.

Debido a esto, es de vital importancia que todas las propiedades de un material sean obtenidas a partir de una misma fuente. En este caso, se ha elegido a la base de datos de materiales *MakeItFrom* [12] como fuente de información para la obtención de las propiedades de la cámara de combustión. Las razones que justifican esta elección son:

- Ofrecer un amplio catálogo de materiales.
- Presentar una amplia gama de propiedades para cada material.
- Presencia de gráficos comparativos para materiales de una misma familia, lo que facilita el proceso de selección del material.

Como se ha visto antes, las propiedades de los materiales cambian en gran medida dependiendo de las condiciones a las que esté sometido. Para materiales como el acero y el aluminio la condición que más influye es la temperatura. Las propiedades de estos materiales cambian notablemente dependiendo de a la temperatura que estén sometidas. Generalmente las propiedades mecánicas de estos materiales como su resistencia (límite elástico) empeoran a medida que aumenta la temperatura a la que están sometidos. No obstante, esta no es una relación lineal, sino que para cada material hay una temperatura a partir de la cual sus propiedades mecánicas comienzan a empeorar drásticamente. A este valor de temperatura se le conoce como temperatura máxima de operación o temperatura máxima de servicio.

Las propiedades de un material varían relativamente poco por debajo de su temperatura máxima de operación. Por este motivo, se va a asumir que todas las propiedades de un material permanecen constantes siempre y cuando no se supere este límite máximo de temperatura.

Recapitulando, se requiere un material con las siguientes propiedades:

- Alta temperatura máxima de operación/servicio
- Baja densidad
- Alta resistencia mecánica / límite elástico

Si se compara el acero con el aluminio desde un punto de vista general, el aluminio es mucho más ligero, pero presenta una resistencia mecánica considerablemente menor. Además, las temperaturas de operación del aluminio suelen ser muy reducidas en comparación con el acero. Estos motivos justifican la preferencia del acero sobre el aluminio, aunque lo ideal sería seleccionar una aleación para cada material y posteriormente comparar los resultados.

Interesa seleccionar un material con la resistencia mecánica lo más elevada posible, ya que la cámara de combustión de un motor cohete ha de soportar elevadas presiones. Cuanto más resistente sea el material de la cámara de combustión menos cantidad de material se necesitará para soportar un mismo nivel de presión, y por consiguiente, más ligero será el motor cohete, aumentando sus prestaciones.

Hay varias magnitudes que miden la resistencia mecánica de un material. Para esta aplicación en concreto no se desea que haya ningún tipo de deformación plástica en la cámara de combustión, por lo que la magnitud de referencia para medir la resistencia mecánica ha de ser el límite elástico del material. Sin embargo, no basta solo con un material resistente, sino que también ha de ser capaz de soportar altas temperaturas, por lo que la temperatura máxima de servicio se ha de tener en cuenta.

El proceso de selección del material de la cámara de combustión comienza con una búsqueda del acero de la base de datos de *MakeItFrom* [12] que presente un mayor límite elástico. De esta manera, la primera elección sería el acero *Aged 350 maraging Steel* [13], con un límite elástico de 2300 MPa. El problema es que no hay información sobre algunas propiedades esenciales para el diseño de la cámara de combustión, como la temperatura máxima de servicio. Por lo que se analiza el siguiente material con mayor límite elástico, el acero inoxidable *Aged Full-Hard S46910 Stainless Steel* [14]. En este caso si se cuenta con información de todas las propiedades necesarias para el diseño de la cámara de combustión. Estas propiedades se resumen en la siguiente tabla.

Densidad	7.9 [g/cm ³]
Módulo de Young	200 [GPa]
Coeficiente de Poisson	0.28
Tensión de rotura	2470 [Mpa]
Límite elástico	2290 [MPa]
Temperatura de fusión	1460 [° C]
Temperatura máxima de servicio	810 [°C]
Capacidad calorífica específica	470 [J/Kg-K]
Expansión térmica	11 [µm/m-K]

Tabla 4. Propiedades *Aged Full-Hard S46910 Stainless Steel* [14]

Cada una de estas propiedades presenta una gráfica comparativa con tres barras. La barra superior compara una propiedad en específico de este material con el valor promedio de la misma propiedad de todos los aceros inoxidables que han sufrido el mismo tratamiento

(forjado y endurecimiento por precipitación). La segunda barra compara la propiedad del material con la misma propiedad del conjunto de aleaciones de hierro. La tercera barra compara una propiedad del material con el conjunto de valores de esa propiedad de todo el conjunto de materiales de la base de datos. De este modo se analizan las propiedades de este acero que son más importantes para el diseño de la cámara de combustión: límite elástico y temperatura máxima de servicio.

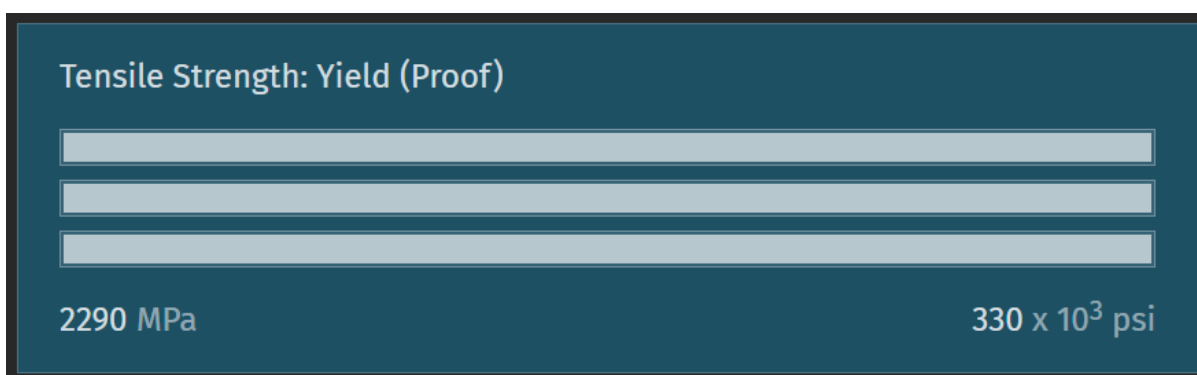


Ilustración 8. Límite elástico Acero Inoxidable S46910 [14]

En la figura anterior se puede observar que este material presenta un límite elástico muy elevado tanto si se compara con el resto de los aceros inoxidables, como con cualquier aleación de hierro o cualquier otro material de la base de datos de *MakeItFrom*. Es decir, en cuanto a propiedades mecánicas se ha optado por una de las mejores elecciones posibles.

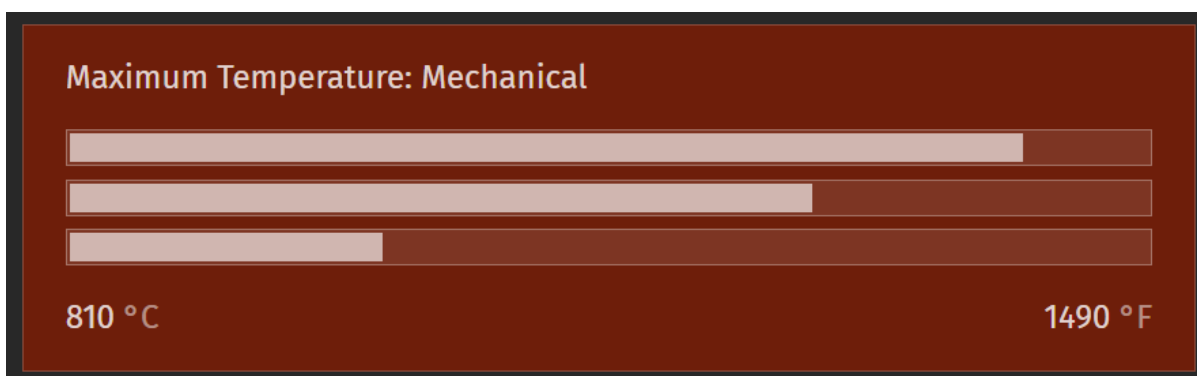


Ilustración 9. Temperatura máxima de servicio Acero Inoxidable S46910 [14]

En esta imagen se puede observar que este material presenta una de las mayores temperaturas máximas de servicio dentro de los aceros inoxidables, y también se encuentra entre las

aleaciones de hierro con mayor temperatura máxima de servicio. No obstante, la tercera barra refleja que comparado con el resto de los materiales de la base de datos su temperatura máxima de servicio es bastante reducida. Esto se debe a que en esta base de datos hay otros materiales como los cerámicos que tienen una elevada resistencia a las altas temperaturas pero que sus propiedades mecánicas dejan mucho que desear, por lo que esta tercera barra no aporta ningún tipo de información útil.

Adicionalmente, es importante destacar que este material es capaz de soportar la temperatura límite de 200°C en la carcasa del motor, impuesta en los objetivos iniciales del proyecto, ya que su temperatura máxima de operación es muy superior a este valor.

Como conclusión, el *Acero Inoxidable S46910* presenta unas excelentes propiedades mecánicas y una muy buena temperatura máxima de servicio. Aun así, es preciso realizar un análisis térmico para verificar que esta temperatura límite no es superada en ningún momento.

4.2.3 DISEÑO DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN

La longitud de la cámara de combustión (801 mm) y su diámetro exterior (75 mm) están predeterminados por los requisitos impuestos por el ICAI Rocket Team. Por lo tanto, tan solo hace falta determinar el espesor de la cámara de combustión. Para ello es preciso estudiar la relación entre espesor de la cámara de combustión y la presión a la que está sometida.

4.2.3.1 Teoría resistencia mecánica de la cámara de combustión

Todos los cálculos presentes en este apartado están basados en el *Mechanical design of rocket motors* de Michael M. Madsen y Jorgen Frank [10].

Para obtener la presión máxima que se puede aguantar la cámara de combustión es preciso analizar los esfuerzos que se generan en la cámara de combustión. Para ello se analizan las tensiones principales: σ_1 , σ_2 , σ_3 , que en este caso coinciden con los esfuerzos longitudinales, radiales y circunferenciales, respectivamente.

Para calcular el esfuerzo longitudinal se estudia una vista seccionada de la cámara de combustión, en la que se ha realizado un corte paralelo a la cámara de combustión.

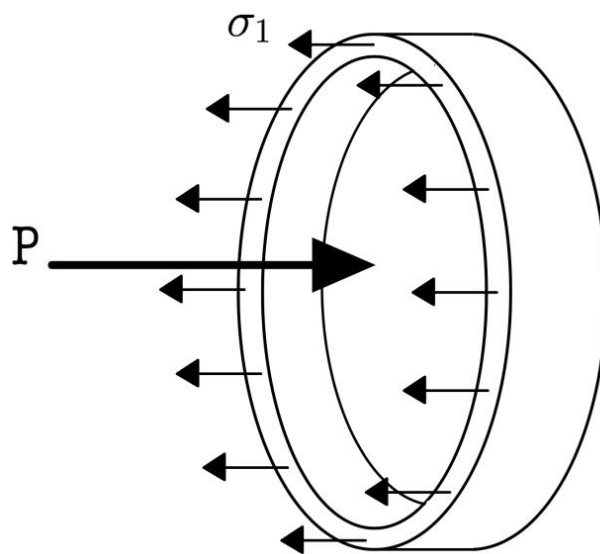


Ilustración 10. Esfuerzo longitudinal Cámara Combustión. Elaboración propia.

Para mantener el equilibrio, el esfuerzo longitudinal y fuerza de presión sobre la tapa de la cámara de combustión han de ser iguales:

$$P \cdot \frac{\pi \cdot D^2}{4} = \sigma_1 \cdot \pi \cdot D \cdot e$$

$$\sigma_1 = \frac{P \cdot D}{4e}$$

Siendo:

D: diámetro interior de la cámara de combustión [m].

P: presión en la cámara de combustión [Pa]

e: espesor de la cámara de combustión [m]

σ_1 : tensión principal 1 (esfuerzo longitudinal) [Pa]

Para analizar el esfuerzo circunferencial se estudia una sección de la cámara de combustión en la que se ha dado un corte longitudinal que pasa por el centroide del cilindro, tal y como se refleja en la siguiente imagen.

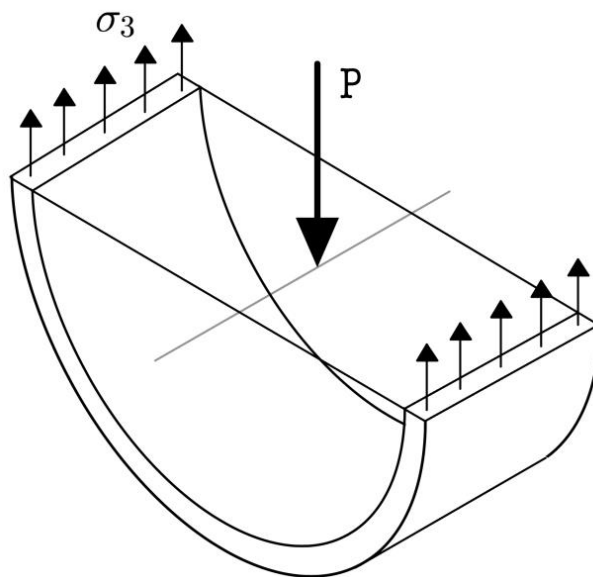


Ilustración 11. Esfuerzo circunferencial Cámara Combustión. Elaboración propia.

Se garantiza el equilibrio si la presión equivalente sobre el plano constituido por la longitud de la cámara y su diámetro es igual a los esfuerzos circunferenciales generados, σ_3 . Esta igualdad queda reflejada en la siguiente ecuación.

$$2 \cdot \sigma_3 \cdot e \cdot L = P \cdot D \cdot L$$

$$\sigma_3 = \frac{P \cdot D}{2e}$$

Siendo:

D: diámetro interior de la cámara de combustión [m].
P: presión en la cámara de combustión [Pa]
e: espesor de la cámara de combustión [m]
 σ_3 : tensión principal 3 (esfuerzo circunferencial) [Pa]

Como curiosidad, si se comparan las dos tensiones principales calculadas hasta ahora se puede ver que el esfuerzo circunferencial es exactamente el doble del esfuerzo longitudinal, lo que quiere decir que la cámara de combustión rompería antes circunferencialmente que longitudinalmente.

La segunda tensión principal, el esfuerzo radial, se calcula de manera similar a la anterior, con la diferencia de que no depende de las dimensiones de la cámara de combustión y de que presenta signo negativo.

$$\sigma_2 = \frac{-P}{2}$$

Habiendo calculado todas las tensiones principales se puede calcular la tensión equivalente. Para ello hay diferentes criterios, como el de Rankine, el de Tresca o el de Von Mises. El criterio de Von Mises es muy adecuado para materiales dúctiles como los metales, material con el que se ha decidido diseñar la cámara de combustión. Por este motivo se elige el criterio de Von Mises para calcular la tensión equivalente.

$$\sigma_{eq,VM} = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}}$$

Siendo:

$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$: las tensiones principales [Pa]

$\sigma_{eq,VM}$: tensión equivalente de Von Mises [Pa]

Sustituyendo todas las tensiones principales en la ecuación anterior se obtiene la tensión máxima equivalente en función de los parámetros de la cámara de combustión, según la siguiente expresión.

$$P = \frac{4e}{\sqrt{3D^2 + 6 \cdot D \cdot e + 4 \cdot e^2}} \cdot \sigma_{eq,VM}$$

Siendo:

$\sigma_{eq,VM}$: tensión equivalente de Von Mises [Pa]

D: diámetro interior de la cámara de combustión [m].

P: presión en la cámara de combustión [Pa]

e: espesor de la cámara de combustión [m]

No obstante, para el diseño no se suele trabajar directamente con la tensión equivalente, sino que se suele utilizar una tensión de referencia definida por un factor de seguridad. El factor de seguridad depende de la aplicación, para tubos sometidos a elevadas presiones y temperaturas está universalmente aceptado un factor de seguridad de 1.5 [10]. Además, debido a que la superficie cilíndrica de la cámara de combustión seguramente esté soldada a la tapa circular de dicha cámara es recomendable añadir un factor de fuerza z de valor 0.9 [10], para contrarrestar los esfuerzos térmicos y las tensiones residuales debidas a la soldadura. De esta manera, la relación entre tensión equivalente y tensión de referencia es la siguiente.

$$\sigma_{eq,VM} = \frac{Z \cdot \sigma_{ref}}{S_f}$$

Siendo:

$\sigma_{eq,VM}$: tensión equivalente de Von Mises [Pa]
 σ_{ref} : tensión de referencia [Pa]
 S_f : factor de seguridad []
 z : factor de fuerza []

La tensión de referencia también puede ser una u otra dependiendo de la aplicación. Las tensiones de referencia que se suelen utilizar son el límite elástico del material o límite de fluencia y la tensión última del material o tensión de rotura. El límite elástico determina la tensión máxima que puede soportar un material sin que haya prácticamente ninguna deformación permanente. Es decir, que una vez cesado el esfuerzo el material vuelve prácticamente a sus dimensiones originales, con una deformación plástica prácticamente despreciable de tan solo el 0.2 % (Rp 0.2). Si el esfuerzo sobrepasa el límite elástico la deformación plástica comienza a ser mucho más relevante, hasta alcanzar la tensión de rotura, que es la máxima tensión que puede soportar un material antes de romperse. Este es el motivo por el que la tensión de rotura es siempre mayor al límite elástico.

Puesto que no interesa que haya deformación plástica en la cámara de combustión se adopta el límite elástico como tensión de referencia. De esta manera, la siguiente expresión muestra la relación entre el límite elástico del material y los parámetros de la cámara de combustión.

$$P = \frac{4e}{\sqrt{3D^2 + 6 \cdot D \cdot e + 4 \cdot e^2}} \cdot \frac{z \cdot \sigma_{elas}}{S_f}$$

Siendo:

σ_{elas} : límite elástico del material [Pa]
 S_f : factor de seguridad []
 z : factor de fuerza []
 D : diámetro interior de la cámara de combustión [m].
 P : presión en la cámara de combustión [Pa]
 e : espesor de la cámara de combustión [m]

4.2.3.2 Cálculo del espesor de la cámara de combustión

Lo primero es determinar la presión máxima que sería capaz de soportar la cámara de combustión en el caso de que hubiera un ajuste sin juego entre el grano propelente y la cámara de combustión. Es decir, el mayor valor de presión que puede soportar la cámara de combustión se da cuando el espesor de dicha cámara es máximo. En este caso es cuando el diámetro interno de la cámara de combustión coincide con el diámetro externo del inhibidor del grano propelente (64.94 mm), resultando en un espesor de pared de 5.03 mm y no dejando ningún tipo de espacio entre grano y cámara de combustión.

Puesto que el material de la cámara de combustión (*Acero Inoxidable S46910*) ya ha sido definido se conoce su límite elástico. Lo mismo ocurre con las dimensiones de la cámara de combustión (diámetro y espesor) y con los factores de seguridad y fuerza. Debido a todo esto, utilizando la expresión anterior se puede calcular la presión máxima que puede soportar la cámara de combustión sin que haya deformación plástica y dejando cierto margen debido a los factores de fuerza y seguridad.

$$P = \frac{4e}{\sqrt{3D^2 + 6 \cdot D \cdot e + 4 \cdot e^2}} \cdot \frac{z \cdot \sigma_{elas}}{S_f}$$

$$= \frac{4 \cdot 0.005}{\sqrt{3 \cdot 0.075^2 + 6 \cdot 0.075 \cdot 0.005 + 4 \cdot 0.005^2}} \cdot \frac{0.9 \cdot 2290}{1.5} = 198.19 \text{ [MPa]}$$

Siendo:

P: presión en la cámara de combustión [Pa]

$\sigma_{elas} = 2290 \text{ [MPa]}$

$S_f = 1.5$

$z = 0.9$

$D = 0.075 \text{ [m]}$

$e = 0.005 \text{ [m]}$

Como resultado se obtiene que la cámara de combustión es capaz de aguantar una presión de 198.19 Mpa.

Si se hace uso del programa *Motor Casing Design* (CASING.XLS) disponible en el apartado de Rocketry Software de Richard Nakka y se incluyen las dimensiones de la cámara de combustión y las propiedades del material de la cámara (Tabla 4) este devuelve la presión de diseño.

Design and Burst Pressures for Rocket Motor Casing

[Input data in blue text, English or (SI) units]

Casing Dimensions and Design Factors

Do =	75	in. (mm)	Diameter, outside
t =	5.03	in. (mm)	wall thickness
S _D =	1.5		Design Safety factor

Material Properties

F _{ty} =	2290	ksi (MPa)	Yield Strength
F _{tu} =	2470	ksi (MPa)	Ultimate Strength
E =	200000	Msi (MPa)	Modulus of Elasticity
ν =	0.28		Poisson Ratio

β =	0.927	F _{ty} /F _{tu}
B =	1.225	Burst factor

Design and Burst Pressures

P_D =	204777	psi (kPa)	Design pressure
P_U =	376136	psi (kPa)	Burst pressure
S_U =	1.84		Burst Safety Factor

Ilustración 12. Presión de diseño calculada con CASING.XLS

La presión calculada por el programa es de 204.777 MPa, muy similar a la calculada anteriormente (198.19), lo que corrobora la validez de la expresión anterior.

En definitiva, la cámara de combustión con este valor de espesor (5.03 mm) es capaz de soportar presiones de hasta 198.19 MPa, un valor muy superior a las presiones máximas de los cohetes amateur del mismo tamaño, que suele estar en torno a los 10 MPa como mucho.

Si se seleccionase este valor de presión como presión máxima de diseño sería necesario establecer un diámetro de garganta muy pequeño a la vez que un área de salida de la tobera muy elevada. Esto resultaría en una tobera sobredimensionada, algo completamente ineficiente debido a factores como el aumento del peso de la tobera, entre otros.

Se puede demostrar fácilmente que este valor de presión es excesivo introduciendo este valor de presión (198.19 MPa o 28745 psi) como presión de diseño en el programa ProPep 3 y analizando la relación de expansión óptima resultante.

*****PERFORMANCE: FROZEN ON FIRST LINE, SHIFTING ON SECOND LINE*****										
IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T	
313,0	1,1844	3305	1109,73	5125,7		130,06	0,1	0,00554	1109	
320,1	1,1372	3381	1128,21	5318,5	201,2	134,11	0,1	0,00575	1223	

La relación de expansión óptima (A_e/A_t), representada como OPT-EX en la figura anterior, suele presentar valores en torno a 8 y 12 [10] para motores cohete de tamaño relativamente pequeño en comparación con los cohetes profesionales. En definitiva, la relación de expansión óptima (130.06) para este nivel de presión (198.19 MPa) es demasiado elevada para un motor cohete de este tamaño, lo que daría pie a una tobera sobredimensionada.

Puesto que se ha visto que no se requiere soportar una presión tan elevada es posible reducir el espesor de la cámara de combustión. De este modo, se ahorra peso y se puede rellenar el hueco resultante de la disminución del espesor con más cantidad de material inhibidor, lo que disminuye la transmisión de calor hacia las paredes y la temperatura de la carcasa.

Para ello, el siguiente paso es calcular la presión que es capaz de soportar la cámara de combustión con el mínimo espesor con el que se fabrica una chapa de acero inoxidable, que típicamente suele estar en torno a los 0.5 mm como mínimo [15].

De nuevo se vuelve a hacer uso de la ecuación anterior para calcular la presión de diseño para este espesor en particular (0.5 mm).

$$P = \frac{4e}{\sqrt{3D^2 + 6 \cdot D \cdot e + 4 \cdot e^2}} \cdot \frac{Z \cdot \sigma_{elas}}{S_f}$$

$$= \frac{4 \cdot 0.0005}{\sqrt{3 \cdot 0.075^2 + 6 \cdot 0.075 \cdot 0.0005 + 4 \cdot 0.0005^2}} \cdot \frac{0.9 \cdot 2290}{1.5} = 21.014 [MPa]$$

Siendo:

P: presión en la cámara de combustión [Pa]

$\sigma_{elas} = 2290$ [MPa]

$S_f = 1.5$

$z = 0.9$

$D = 0.075$ [m]

$e = 0.0005$ [m]

Con un espesor de pared de 0.5 mm la cámara de combustión es capaz de soportar presiones de hasta 21 MPa, aproximadamente dos veces el valor de la presión máxima que pueden alcanzar algunos de los cohetes amateur de tamaño similar, unos 10 MPa como mucho. Esto quiere decir que este espesor de pared es a priori más que suficiente para las presiones que se pretenden alcanzar.

4.2.3.3 Conclusiones

Según el artículo de Michael M. Madsen y Jorgen Frank [10] el espesor de la tapa superior de la cámara de combustión ha de presentar un espesor igual o superior al doble del grosor del recipiente. De modo que se decide emplear un grosor de 1 mm para dicha tapa.

Las dimensiones de la cámara de combustión se recogen en la siguiente tabla.

Diámetro exterior	75 [mm]
Diámetro interior	74 [mm]
Espesor	0.5 [mm]
Longitud	801 [mm]
Espesor tapa superior	1 [mm]

Tabla 5. Dimensiones de la cámara de combustión.

El hecho de haber escogido un espesor de pared de 0.5 mm hace que haya juego entre las paredes de la cámara de combustión y el grano propelente, por lo que este espacio se ha de rellenar de material aislante. El PVC es uno de los inhibidores más eficientes según Richard Nakka [16] y además presenta la ventaja de ser un material ampliamente utilizado y de propiedades conocidas, por lo que se decide emplear este material para el tubo aislante

contenido entre las paredes de la cámara de combustión y el grano propelente. Las dimensiones de dicha estructura se recogen en la siguiente tabla.

Diámetro exterior	74 [m]
Diámetro interior	64.94 [mm]
Longitud	801 [mm]

Tabla 6. Dimensiones del tubo aislante

También sería conveniente añadir una tapa de este mismo material en el extremo superior de la cámara. De este modo no habría ninguna superficie de la cámara directamente en contacto con los gases calientes resultantes de la reacción de combustión. Un espesor de tapa de 5 mm, similar al que presentan las paredes del tubo aislante, sería adecuado ya que ofrecería una pequeña holgura respecto al grano para evitar sobrepresiones al inicio de la combustión.

4.2.4 ANÁLISIS DE LA REACCIÓN DE COMBUSTIÓN

Como se ha visto en el apartado 4.2.1, la hoja técnica proporcionada por el fabricante del propelente seleccionado no aporta información acerca de los componentes del propelente y de sus proporciones, por lo que lo primero ha de ser determinar su composición a través de otras fuentes.

Una vez definidos los componentes del propelente y sus proporciones el siguiente paso es realizar un análisis de la reacción de combustión del propelente. Esto aporta una serie de parámetros cruciales para el estudio del funcionamiento del motor cohete y su rendimiento.

4.2.4.1 Composición del propelente *White Lightning*

White Lightning Propellant es el nombre comercial que le da la empresa Aerotech al propelente empleado en el presente diseño. Se trata de un propelente que utiliza perclorato de amonio como oxidante (AP) y polvo de aluminio como combustible, aglutinado mediante polibutadieno [16]. A este compuesto se le conoce comúnmente como APCP (*Ammonium Perchlorate Composite Propellant*) [17]. El perclorato de amonio es un oxidante ampliamente utilizado en cohetes profesionales y de alta potencia por ser muy sensible a la detonación. Por otro lado, el aluminio como combustible presenta una altísima densidad de energía volumétrica a la vez que una considerable densidad de energía específica. Estos motivos justifican que fuera el propelente utilizado en el transbordador espacial.

Se considera un propelente de alto rendimiento en comparación con el resto de propelentes usualmente empleados en cohetes aficionados, como los basados en azúcar, sorbitol o dextrosa. Presenta la ventaja de que sufre una pérdida por flujo bifásico mucho menos significativa en comparación con estos tres propelentes tradicionales, lo que se traduce en que el rendimiento de la tobera generalmente es mayor para este tipo de propelente.

Para hallar la composición se han contrastado diferentes fuentes [16] [18]. Los resultados de esta búsqueda se resumen en la Tabla 7.

Elementos	Nomenclatura	Composición [%]	Densidad [g/cm³]
Perclorato de amonio (AP)	NH ₄ ClO ₄	69.8	1.95
Polvo de aluminio	Al	16	2.7
Polibutadieno	104 H 70 C 4 O	12	0.93
Matriz epoxy (agente curado)	24 H 16 C 4 O	2	1.11
Óxido de hierro	Fe ₂ O ₃	0.2	5.24

Tabla 7. Composición APCP (Space Shuttle Booster Propellant, White Lightning Propellant) [19] [18]

Un método para comprobar que las composiciones de la Tabla 7 no distan mucho de la del propelente ofertado por el fabricante en particular, se puede realizar una comparación de densidades.

Según el fabricante, el propelente tiene una densidad de 1.825 g/cm³.

Para calcular la densidad del propelente a partir de las densidades de cada uno de sus componentes se puede hacer uso de ProPep 3, que lo devuelve directamente como un dato de salida. Sin embargo, ha habido un problema de lectura de uno de los archivos que conforman el programa (PEPCODED.DAF), resultando en unas densidades ridículamente pequeñas, como se puede observar en la siguiente figura. Por suerte, al no depender de la densidad la gran mayoría de variables de salida que entrega ProPep 3 el resto de los resultados se puede considerar como correcto.

Code	WEIGHT	D-H	DENS	COMPOSITION
0 AMMONIUM PERCHLORATE	69,800	-601	0,00001	1 CL 4 H 1 N 4 O
0 ALUMINUM (PURE CRYSTALLINE)	16,000	0	0,00001	1 AL
0 POLYBUTADIENE ACRYLIC ACID	12,000	-84	0,00001	104 H 70 C 4 O
0 EPOXY 201	2,000	-661	0,00001	24 H 16 C 4 O
0 IRON OXIDE	0,200	-1230	0,00001	3 O 2 FE
THE PROPELLANT DENSITY IS 0,00001 LB/CU-IN OR 0,0003 GM/CC				
THE TOTAL PROPELLANT WEIGHT IS 100,0000 GRAMS				

Ilustración 13. Error de ProPep 3 en la lectura de las densidades de los componentes del propelente.

Tras no haberse podido solucionar este problema, es necesario realizar el cálculo de la densidad del grano propelente de manera manual, mediante la siguiente expresión.

$$\rho_p = \frac{1}{\frac{f_1}{\rho_1} + \frac{f_2}{\rho_2} + \dots + \frac{f_n}{\rho_n}}$$

Siendo f_1, f_2, f_n las fracciones másicas de cada componente mientras que ρ_1, ρ_2, ρ_n son sus densidades. Sustituyendo, se obtiene la densidad del propelente (ρ_p).

$$\begin{aligned} \rho_p &= \frac{1}{\frac{f_{\text{NH}_4\text{ClO}_4}}{\rho_{\text{NH}_4\text{ClO}_4}} + \frac{f_{\text{Al}}}{\rho_{\text{Al}}} + \frac{f_{\text{Fe}_2\text{O}_3}}{\rho_{\text{Fe}_2\text{O}_3}} + \frac{f_{\text{Epoxi}}}{\rho_{\text{Epoxi}}} + \frac{f_{\text{Polibutadieno}}}{\rho_{\text{Polibutadieno}}}} \\ &= \frac{1}{\frac{0.698}{1.95} + \frac{0.16}{2.7} + \frac{0.002}{5.24} + \frac{0.02}{1.11} + \frac{0.12}{0.93}} = 1.771 \text{ [g/cm}^3\text{]} \end{aligned}$$

La densidad del propelente calculada (1.771 g/cm³) es muy similar a la que aporta el fabricante (1.825 g/cm³), lo que quiere decir que las composiciones seleccionadas se aproximan mucho a la del grano propelente del fabricante. No obstante, para cálculos posteriores se hará uso de la densidad calculada en lugar de la provista por el fabricante por ser más restrictiva (menor).

4.2.4.2 Introducción a ProPep y variables de entrada

El programa ProPep 3 es un principalmente una calculadora de equilibrios químicos, cuya principal función es ajustar la reacción química de combustión y obtener los parámetros más importantes de la reacción. Esto lo hace a partir de la lista de elementos que participan en la reacción, la cantidad de cada uno de ellos y tres variables termodinámicas como la presión de la cámara de combustión, la temperatura inicial de los reactivos y la presión de salida o ambiental.

Resulta importante destacar que el programa utiliza indistintamente el Sistema Imperial como el Sistema Internacional de Unidades, y en la mayoría de los resultados no se indica el sistema utilizado, por lo que es algo con lo que tener cuidado.

Los valores de las variables de entrada del programa se resumen en la Tabla 8.

Composición	Perclorato de amonio (AP): 69.8 [g] Polibutadieno: 12 [g] Agente de curado Epoxy: 2 [g] Polvo de aluminio: 16 [g] Óxido de hierro: 0.2 [g]
Temperatura inicial reactivos	298 [K] 25 [°C]
Presión de la cámara de combustión	21 [Mpa] 3045.79 [psi]
Presión de salida	14.7 [psi] 1 [Atm]

Tabla 8. Lista de entradas ProPep 3

La composición es obtenida a partir de los datos de la Tabla 7. Es necesario resaltar que, aunque las entradas de los reactivos se den en gramos en lugar de en tanto por ciento, esto no es algo que influya, siempre y cuando se respete la proporción. Es decir, no es necesario calcular la masa exacta de cada reactivo, sino que puede suponerse una muestra de propelente de 100 gramos, ya que los resultados van a seguir siendo los mismos. Son independientes de la cantidad de masa que haya en el sistema.

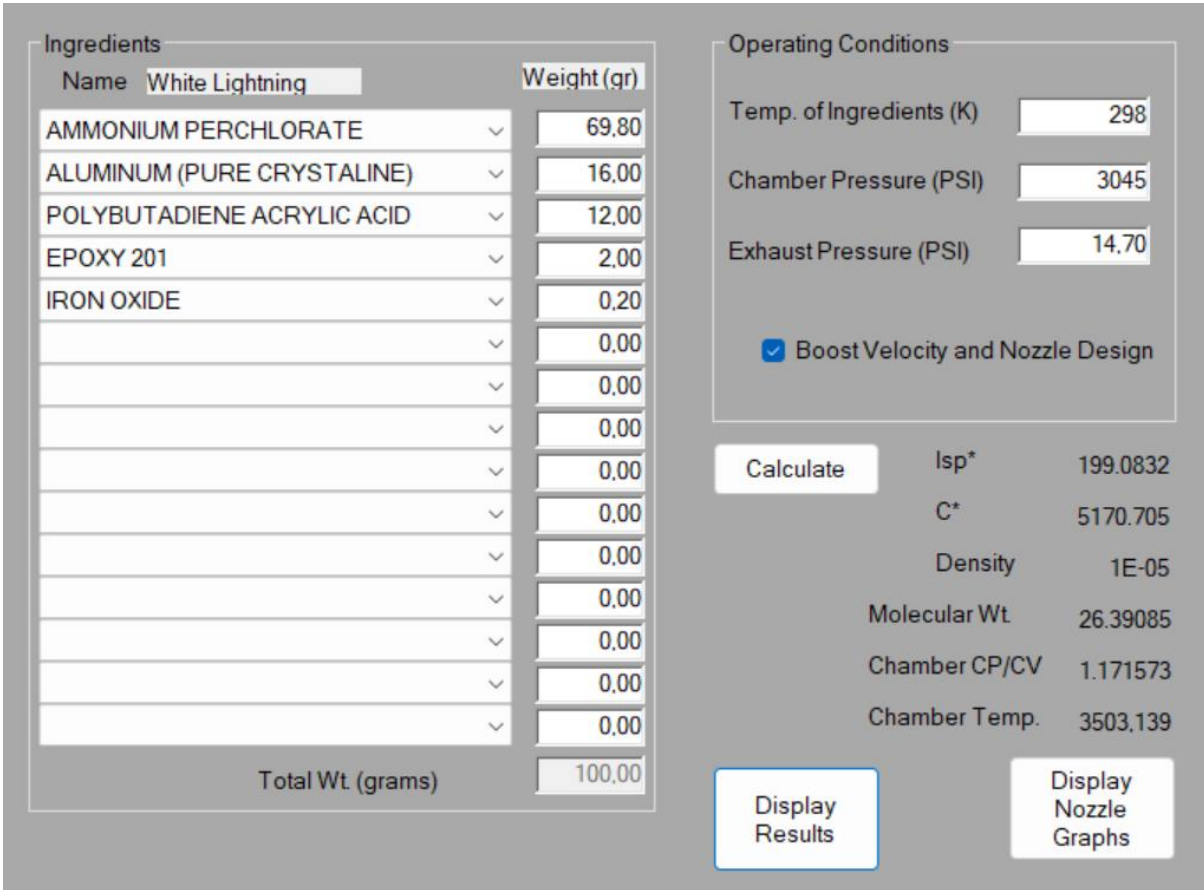
Como temperatura inicial de los reactivos se ha seleccionado la temperatura normal (25°C). La presión de salida es igual a la presión atmosférica al nivel del mar (1 atm o 14.7 psi).

En cuanto a la presión de la cámara de combustión se ha introducido la presión máxima que es capaz de soportar la cámara de combustión (21 MPa o 3045 psi), lo que no quiere decir que se vaya a alcanzar este nivel de presión durante la reacción, pero sirve como una buena aproximación debido a que la mayoría de los resultados que proporciona ProPep varían muy poco en función de la presión.

Aun así, posteriormente ha de ser necesario recalcular todos los parámetros de salida para el verdadero nivel de presión de la cámara de combustión.

4.2.4.3 Resultados

En la propia interfaz de entrada se muestran algunos de los resultados más relevantes, como la relación de calores específicos (para condiciones de la cámara de combustión, k_{mix} o $k_{\text{estático}}$), o la temperatura de combustión adiabática (temperatura de la cámara de combustión). Dicha interfaz se muestra a continuación.



The screenshot shows a software interface for rocket engine design. It is divided into two main sections: 'Ingredients' and 'Operating Conditions'.

Ingredients Section:

Name	Weight (gr)
White Lightning	
AMMONIUM PERCHLORATE	69.80
ALUMINUM (PURE CRYSTALLINE)	16.00
POLYBUTADIENE ACRYLIC ACID	12.00
EPOXY 201	2.00
IRON OXIDE	0.20
	0.00
	0.00
	0.00
	0.00
	0.00
	0.00
	0.00
	0.00
	0.00
	0.00
Total Wt (grams)	100.00

Operating Conditions Section:

Temp. of Ingredients (K): 298

Chamber Pressure (PSI): 3045

Exhaust Pressure (PSI): 14.70

☒ Boost Velocity and Nozzle Design

Calculate

Isp*: 199.0832

C*: 5170.705

Density: 1E-05

Molecular Wt: 26.39085

Chamber CP/CV: 1.171573

Chamber Temp.: 3503.139

Display Results **Display Nozzle Graphs**

Si se oprime el botón de “Display results” se genera un archivo de texto con resultados mucho más detallados. A pesar de ello, la nomenclatura no es fácil de entender y las unidades no están claras, por lo que a continuación se muestran todos los resultados de dicho archivo que vayan a ser necesarios para etapas posteriores del diseño, señalando en qué parte del archivo se encuentran y en qué unidades han sido calculados:

- Temperatura de la cámara de combustión (Temperatura de combustión adiabática o T_0) [K]

```
*****CHAMBER RESULTS FOLLOW*****
T(K) T(F) P(ATM) P(Psi) ENTHALPY ENTROPY CP/CV GAS RT/V
3503 5846 207,13 3045,00 -44,53 219,73 1,1716 3,504 59,108

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 9,782 12,549
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 3,504 0,285

1,010795e+000 H2 8,846765e-001 CO 5,630305e-001 H2O 5,338221e-001 HCl
2,960397e-001 N2 2,848323e-001 Al2O3* 7,785960e-002 H 6,096831e-002 CO2
2,719382e-002 Cl 2,056427e-002 HO 9,815537e-003 AlCl 5,738536e-003 AlCl2
3,581708e-003 AlOCl 1,967134e-003 FeCl2 1,573253e-003 NO 1,498292e-003 AlHO2
1,233193e-003 AlCl3 9,208825e-004 AlHO 9,137432e-004 O 3,523901e-004 Fe
2,773434e-004 AlO 1,996153e-004 CHO 1,995407e-004 O2 1,747382e-004 NH3
1,287638e-004 Al 1,085618e-004 Cl2 9,546708e-005 COCl 9,133376e-005 CNH
7,719199e-005 FeCl 5,037413e-005 FeH2O2 4,825051e-005 NH2 4,512105e-005 Al2O
4,234779e-005 AlH 3,751738e-005 HOCl 2,945947e-005 CH2O 2,942382e-005 FeO
2,263493e-005 OCl 1,588344e-005 N 1,481326e-005 NH 8,877620e-006 CNHO
5,984575e-006 Al2O2 5,833712e-006 NHO 4,756672e-006 HO2 3,247210e-006 AlO2
3,182351e-006 FeCl3 1,411581e-006 CH3 1,303229e-006 CN 1,270683e-006 AlHO

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 26,391
```

Ilustración 14. Resultados ProPep. Temperatura de la cámara de combustión

- Relación de calores específicos para condiciones de la cámara de combustión ($k_{\text{estático}}$) []

```
*****CHAMBER RESULTS FOLLOW*****
T(K) T(F) P(ATM) P(Psi) ENTHALPY ENTROPY CP/CV GAS RT/V
3503 5846 207,13 3045,00 -44,53 219,73 1,1716 3,504 59,108

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 9,782 12,549
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 3,504 0,285

1,010795e+000 H2 8,846765e-001 CO 5,630305e-001 H2O 5,338221e-001 HCl
2,960397e-001 N2 2,848323e-001 Al2O3* 7,785960e-002 H 6,096831e-002 CO2
2,719382e-002 Cl 2,056427e-002 HO 9,815537e-003 AlCl 5,738536e-003 AlCl2
3,581708e-003 AlOCl 1,967134e-003 FeCl2 1,573253e-003 NO 1,498292e-003 AlHO2
1,233193e-003 AlCl3 9,208825e-004 AlHO 9,137432e-004 O 3,523901e-004 Fe
2,773434e-004 AlO 1,996153e-004 CHO 1,995407e-004 O2 1,747382e-004 NH3
1,287638e-004 Al 1,085618e-004 Cl2 9,546708e-005 COCl 9,133376e-005 CNH
7,719199e-005 FeCl 5,037413e-005 FeH2O2 4,825051e-005 NH2 4,512105e-005 Al2O
4,234779e-005 AlH 3,751738e-005 HOCl 2,945947e-005 CH2O 2,942382e-005 FeO
2,263493e-005 OCl 1,588344e-005 N 1,481326e-005 NH 8,877620e-006 CNHO
5,984575e-006 Al2O2 5,833712e-006 NHO 4,756672e-006 HO2 3,247210e-006 AlO2
3,182351e-006 FeCl3 1,411581e-006 CH3 1,303229e-006 CN 1,270683e-006 AlHO

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 26,391
```

Ilustración 15. Resultados ProPep. k para condiciones de cámara de combustión

- Peso molecular de la mezcla [kg/kmol]

```
*****CHAMBER RESULTS FOLLOW*****
T(K) T(F) P(ATM) P(Psi) ENTHALPY ENTROPY CP/CV GAS RT/V
3503 5846 207,13 3045,00 -44,53 219,73 1,1716 3,504 59,108

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 9,782 12,549
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 3,504 0,285

1,010795e+000 H2 8,846765e-001 CO 5,630305e-001 H2O 5,338221e-001 HCl
2,960397e-001 N2 2,848323e-001 Al2O3* 7,785960e-002 H 6,096831e-002 CO2
2,719382e-002 Cl 2,056427e-002 HO 9,815537e-003 AlCl 5,738536e-003 AlCl2
3,581708e-003 AlOCl 1,967134e-003 FeCl2 1,573253e-003 NO 1,498292e-003 AlHO2
1,233193e-003 AlCl3 9,208825e-004 AlHO 9,137432e-004 O 3,523901e-004 Fe
2,773434e-004 AlO 1,996153e-004 CHO 1,995407e-004 O2 1,747382e-004 NH3
1,287638e-004 Al 1,085618e-004 Cl2 9,546708e-005 COCl 9,133376e-005 CNH
7,719199e-005 FeCl 5,037413e-005 FeH2O2 4,825051e-005 NH2 4,512105e-005 Al2O
4,234779e-005 AlH 3,751738e-005 HOCl 2,945947e-005 CH2O 2,942382e-005 FeO
2,263493e-005 OCl 1,588344e-005 N 1,481326e-005 NH 8,877620e-006 CNHO
5,984575e-006 Al2O2 5,833712e-006 NHO 4,756672e-006 HO2 3,247210e-006 AlO2
3,182351e-006 FeCl3 1,411581e-006 CH3 1,303229e-006 CN 1,270683e-006 AlHO

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 26,391
```

Ilustración 16. Resultados ProPep. Peso molecular de la mezcla

- Relación de calores específicos para condiciones de escape ($k_{\text{dinámico}}$) []

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

T(K)	T(F)	P(ATM)	P(PSI)	ENTHALPY	ENTROPY	CP/CV	GAS	RT/V
1793	2767	1,00	14,70	-139,14	219,73	1,2020	3,432	0,291

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 9,035 10,886
 NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 3,432 0,297

1,082440e+000 H2	8,402829e-001 CO	5,887375e-001 HCl	5,145923e-001 H2O
2,970002e-001 N2	2,964946e-001 Al2O3&	1,057824e-001 CO2	2,474697e-003 FeCl2
6,481761e-004 H	2,694166e-004 Cl	2,046019e-005 HO	5,398493e-006 NH3
4,81024E-06 AlCl3			

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 26,818

Ilustración 17. Resultados ProPep. k para condiciones de escape

- Velocidad característica del propelente [pies/segundo]

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

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
279,2	1,1799	3214	117,74	5127,7	199,1	21,91	0,1	0,05235	1553
287,0	1,1544	3263	118,79	5170,7	199,1	23,90	0,1	0,05279	1793

Ilustración 18. Resultados ProPep. Velocidad característica del propelente

- Relación de Expansión Óptima (A_e/A_t) (Área salida tobera/Área garganta tobera) [pies/segundo]

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

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
279,2	1,1799	3214	117,74	5127,7	199,1	21,91	0,1	0,05235	1553
287,0	1,1544	3263	118,79	5170,7	199,1	23,90	0,1	0,05279	1793

Ilustración 19. Resultados ProPep. Relación de expansión óptima

4.2.4.4 Problemática del flujo bifásico

ProPep calcula dos relaciones de calores específicos distintas, una para las condiciones de la cámara de combustión y otra para condiciones de escape. La velocidad de flujo es diferente en cada uno de estos ambientes, la aceleración del flujo es mucho menor en la cámara de combustión que en la tobera [20]. Por este motivo a estas relaciones de calor específico se les conoce como $k_{\text{estático}}$, para condiciones de la cámara de combustión; y $k_{\text{dinámico}}$ para las condiciones de escape.

Se debe usar uno u otro valor dependiendo de la velocidad y aceleración del flujo en el punto donde se estén realizando los cálculos. Es decir, se debe utilizar el $k_{\text{estático}}$ (o en condiciones de la cámara de combustión) para calcular la presión de la cámara o la velocidad característica del propelente, donde el fluido no se encuentra muy acelerado; mientras que para calcular otros parámetros donde el flujo se encuentra mucho más acelerado, como por ejemplo el empuje, la relación de expansión óptima o la velocidad del fluido en el escape, se ha de utilizar la relación de calores específicos para condiciones de escape ($k_{\text{dinámico}}$).

Los productos de la combustión no son únicamente gases, sino que también puede haber condensados y productos en fase sólida. Esto reduce en gran medida el coeficiente de empuje de la tobera debido a motivos como la aparición de un retraso de la velocidad de partículas debido a su relativa alta masa, o la incapacidad de contribuir al trabajo de expansión al ser mucho menos compresibles que un gas, entre otros [20].

Estos motivos justifican que sea necesario corregir la relación de calores específicos en aquellos puntos en los que las condiciones de aceleración del fluido sean altas, ya que son los puntos que más sufren estos efectos. Es decir, es necesario corregir la relación de calores específicos en condiciones de escape ($k_{\text{dinámico}}$) debido a la presencia de fluido bifásico. De esta manera, una mezcla de gas con condensados y productos sólidos se comporta igual que un gas con una relación de calores específicos modificados [20].

ProPep calcula la relación de calores específicos teniendo en cuenta todos los productos de la reacción, tanto para condiciones de cámara de combustión como de escape. Es decir, calcula el k_{mix} . Siendo necesario calcular el $k_{2\text{ph}}$ modificado para condiciones de escape. Esto se hace a partir de las siguientes ecuaciones [21].

$$k_{\text{mix}} = \frac{Cp_{\text{mix}}}{Cp_{\text{mix}} - \bar{R}}$$

$$k_{\text{gas}} = \frac{Cp_{\text{gas}}}{Cp_{\text{gas}} - \bar{R}}$$

$$k_{2ph} = k_{gas} \cdot \left(\frac{1 + X \cdot \frac{C_s}{C_{p_{gas}}}}{1 + X \cdot k_{gas} \cdot \frac{C_s}{C_{p_{gas}}}} \right)$$

Siendo,

k_{mix} : relación de calores específicos teniendo en cuenta todos los productos de la combustión

k_{gas} : relación de calores específicos de los productos de la combustión en fase gaseosa

k_{2ph} : relación de calores específicos modificada para flujo bifásico

R : constante universal de los gases ($8,314472 \text{ [J/mol/K]} = 1,987 \text{ [cal/mol/K]}$)

$C_{p_{mix}}$: Calor específico del total de productos de la reacción [cal/mol/K]

$C_{p_{gas}}$: Calor específico del total de productos en fase gaseosa [cal/mol/K]

C_s : Calor específico del total de productos en fase sólida o condensada [cal/mol/K]

X : fracción másica de partículas en la reacción

El valor de los calores específicos del total de productos de la reacción ($C_{p_{mix}}$) y del total de productos en fase gaseosa ($C_{p_{gas}}$) son proporcionados por ProPep en [cal/mol/K], tal y como muestra la siguiente figura.

*****EXHAUST RESULTS FOLLOW*****									
T(K)	T(F)	P(ATM)	P(PSI)	ENTHALPY	ENTROPY	CP/CV	GAS	RT/V	
1793	2767	1,00	14,70	-139,14	219,73	1,2020	3,432	0,291	
SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL =						9,035	10,886		
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED =						3,432	0,297		
1,082440e+000 H2		8,402829e-001 CO		5,887375e-001 HCl		5,145923e-001 H2O			
2,970002e-001 N2		2,964946e-001 Al2O3&		1,057824e-001 CO2		2,474697e-003 FeCl2			
6,481761e-004 H		2,694166e-004 Cl		2,046019e-005 HO		5,398493e-006 NH3			
4,81024E-06 AlCl3									
THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS					26.818				

Con estos valores y la constante universal de los gases en las unidades adecuadas ($1,987 \text{ [cal/mol/K]}$) es posible calcular las relaciones de calores específicos, tanto teniendo en cuenta todos los productos de la reacción como solo aquellos que están en fase gaseosa.

$$k_{mix} = \frac{C_{p_{mix}}}{C_{p_{mix}} - \bar{R}} = \frac{10.886}{10.886 - 1.987} = 1.22328$$

$$k_{gas} = \frac{C_{p_{gas}}}{C_{p_{gas}} - \bar{R}} = \frac{9.035}{9.035 - 1.987} = 1.28192$$

Sin embargo, la diferencia entre la relación de calores específicos que proporciona directamente ProPep (1.2020) y la calculada (1.22328) es bastante significativa. Esto puede deberse a que los calores específicos molares proporcionados por ProPep son dados únicamente como una referencia [20]. Además, tampoco se proporciona ningún parámetro que ayude a calcular la fracción másica de las partículas.

Para solucionar esto lo que habría que hacer es calcular los calores específicos molares de la mezcla y de los componentes gaseosos a partir de los calores específicos de cada uno de los productos de la reacción y del número de moles de cada uno de ellos. Esta es una tarea tediosa, y considerando la gran cantidad de productos generados en la reacción se hace casi inabarcable.

Como se ha mencionado en el apartado 4.2.4.1, la pérdida por flujo bifásico del propelente White Lightning es mucho menos significativa que la que sufren otros propelentes como los basados en sorbitol o dextrosa, ya que presenta muchas menos partículas en los productos de la combustión. Por este motivo, se puede asegurar que la relación de calores específicos ajustada y sin ajustar son muy similares para este propelente en particular. De este modo se va a utilizar esta simplificación para cálculos posteriores, utilizándose directamente la relación de calores específicos en condiciones de escape proporcionada por ProPep.

4.2.4.5 Otros problemas detectados

Se ha detectado una discrepancia entre la velocidad característica calculada por ProPep y la obtenida mediante ecuaciones. La velocidad característica del propelente se obtiene a partir de la siguiente expresión.

$$c^* = \sqrt{\frac{R'}{\bar{M}} \cdot T_0 \cdot \left(\frac{k_{estático} + 1}{2}\right)^{\frac{k_{estático} + 1}{k_{estático} - 1}}} = \sqrt{\frac{8314}{26.391} \cdot 3503 \cdot \left(\frac{1.1716 + 1}{2}\right)^{\frac{1.1716 + 1}{1.1716 - 1}}}$$

$$= 1633.86 \text{ m/s}$$

Siendo:

c^* : velocidad característica del propelente [m/s]
 T_0 : temperatura de combustión adiabática (temperatura cámara de combustión) [K]
 $k_{\text{estático}}$: relación de calores específicos en condiciones de cámara de combustión []
 R^* : constante universal de los gases (8314 [J/kmol/K])
 M : peso molecular de la mezcla [kg/kmol]

Tal y como se puede ver anteriormente, la velocidad característica del propelente que aporta ProPep es de 5127.7 [pies/s], o lo que es lo mismo, 1562.923 [m/s]. La diferencia es bastante significativa respecto a la calculada, por lo que en futuros cálculos en vez de tomar directamente el valor de c^* provisto por ProPep se calculará a partir del resto de variables.

4.2.4.6 Conclusiones

En cuanto a los valores de velocidad característica del propelente y relación de expansión óptima se muestran dos filas de resultados. La de arriba hace referencia a los resultados calculados considerando un escenario de equilibrio estable, donde se considera que no hay reacciones químicas por parte del fluido a lo largo de su recorrido por la tobera; mientras que la fila inferior ha sido calculada considerando un equilibrio cambiante.

Para motores cohete con toberas de tamaño relativamente pequeño, el tiempo de permanencia del fluido en la tobera es muy pequeño en comparación con las grandes toberas de los cohetes profesionales, lo que dificulta que se produzcan reacciones químicas en el fluido por su paso a lo largo de la tobera.

Por consiguiente, para el motor cohete diseñado en el presente proyecto es recomendable suponer un escenario de equilibrio estable. Esta es la razón por la que se han considerado únicamente los resultados de la fila superior.

Asimismo, es importante recordar que la presión con la que se han realizado los cálculos no es más que una presión de referencia, por lo que se espera que sea necesario realizar nuevas ejecuciones del programa una vez se haya obtenido la presión real que experimenta la cámara de combustión. En tal caso, se espera que los resultados no difieran mucho de los de las figuras de arriba, salvo en el caso de la Relación de Expansión Óptima, ya que este parámetro sí que depende en gran medida del valor de presión de la cámara de combustión.

4.2.5 CÁLCULO DE LA PRESIÓN DE LA CÁMARA DE COMBUSTIÓN Y DEL DIÁMETRO DE LA GARGANTA. CÁLCULO DEL ÁREA DE SALIDA DE LA TOBERA.

4.2.5.1 Introducción

La presión de la cámara de combustión y el área de la sección transversal de la garganta de la tobera influyen de gran manera sobre el empuje que proporciona el motor, tal y como muestra la siguiente expresión.

$$F = A^* \cdot P_0 \cdot \sqrt{\frac{2k_{esc}^2}{k_{esc} - 1} \cdot \left(\frac{2}{k_{esc} + 1}\right)^{\frac{k_{esc}+1}{k_{esc}-1}} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_0}\right)^{\frac{k_{esc}-1}{k_{esc}}}\right)} + (P_s - P_a)A_s$$

$$F = A^* \cdot P_0 \cdot C_f + (P_s - P_a)A_s$$

Siendo:

- F: empuje proporcionado por el motor cohete [N]
- A*: área de la sección transversal de la garganta de la tobera [m²]
- P₀: presión en la cámara de combustión [Pa]
- k_{esc}: relación de calores específicos para condiciones de escape (k_{dinámico}) []
- P_s: presión de salida del motor cohete [Pa]
- P_a: presión ambiental [Pa]
- A_s: área de la sección de salida de la tobera [Pa]
- C_f: coeficiente de empuje []

En el caso en el que el término de empuje por presión sea nulo (P_s=P_a) por estar la tobera diseñada con la relación de expansión óptima, entonces el empuje es directamente proporcional al área de la sección transversal de la garganta y también casi directamente proporcional a la presión de la cámara.

De esta manera, se puede entender que para maximizar el empuje que puede entregar un motor cohete se han de emplear una presión de cámara y tamaño de garganta lo más grande posible.

Sin embargo, la presión de la cámara de combustión y el área en la garganta no son independientes, sino que están relacionadas por esta otra expresión.

$$P_0 = (k_{n,max} \cdot a \cdot \rho_p \cdot c^*)^{\frac{1}{1-n}}$$

Siendo:

P_0 : presión en la cámara de combustión [Pa]
 $k_{n,max}$: klemmung máximo ($A_{b,max}/A^*$) []
 ρ_p : densidad del propelente [kg/m^3]
 c^* : velocidad característica del propelente [m/s]
 a : burn rate pressure coefficient [m/s/Pa^n]
 n : burn rate pressure exponent []

De este modo, para maximizar el empuje que es capaz de entregar el motor es necesario estudiar la relación entre presión de la cámara de combustión y área de la garganta.

4.2.5.2 Consideraciones

Como se ha visto antes, si el término de empuje por diferencia de presiones es nulo entonces el empuje total es directamente proporcional al área de la garganta y casi directamente proporcional a la presión. De modo que para facilitar los cálculos se va a llevar a cabo la simplificación de que el empuje es directamente proporcional al producto del área por la presión, suponiendo que el coeficiente de empuje es constante e independiente de la presión de la cámara.

$$F = A^* \cdot P_0 \cdot cte$$

El objetivo es encontrar una combinación de área de garganta y presión de cámara que maximice el empuje entregado por el motor. No obstante, no todas las combinaciones son válidas, por lo que hay que tener en cuenta una serie de consideraciones:

- La presión máxima alcanzable está limitada por la presión que es capaz de soportar la cámara de combustión. En este caso la cámara de combustión es capaz de soportar presiones de hasta 21 MPa, tal y como se ha descrito en el apartado 4.2.3.2

- Un área de garganta demasiado grande podría provocar que se diesen condiciones termodinámicas inadecuadas, mientras que un área de garganta demasiado pequeña daría lugar a una tobera sobredimensionada.

Para ello se han tomado como referencia los criterios de diseño provistos por Michael M. Madsen y Jørgen Franck [10]. Se recomienda que el cociente del área de entrada a la tobera entre el área de la garganta (A_0/A^*) sea superior a 4 para que no se den estas condiciones termodinámicas inadecuadas, y que este ratio tampoco sea superior a 9 para que evitar una tobera sobredimensionada que aumente el peso del cohete.

$$4 < \frac{A_0}{A^*} < 9$$

- El área de salida de la tobera se calcula de acuerdo con la presión máxima, de modo que este área va a estar definida por la Relación de Expansión Óptima según la siguiente expresión.

$$\frac{A_s}{A^*} = \frac{1}{\left(\frac{k_{esc} + 1}{2}\right)^{\frac{1}{k_{esc}-1}} \cdot \left(\frac{P_s}{P_0}\right)^{\frac{1}{k_{esc}}} \cdot \sqrt{\frac{k_{esc} + 1}{k_{esc} - 1} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_s}{P_0}\right)^{\frac{k_{esc}-1}{k_{esc}}}\right)}}$$

Siendo:

A_s : área de salida de la tobera [m²]

A^* : área de la garganta de la tobera [m²]

P_0 : presión en la cámara de combustión [MPa]

P_s : presión de salida (presión ambiental) [MPa]

k_{esc} : relación de calores específicos para condiciones de escape ($k_{dinámico}$) []

Con esta expresión se obtiene el área de salida ideal () para un determinado nivel de presión, que en este caso sería la presión máxima que se alcanza en la cámara de combustión. No obstante, la presión no es constante, sino que evoluciona a medida que se consume el propelente, por lo que esta área resultante no sería el área óptima para los demás instantes en los que todavía no se ha alcanzado este nivel de presión. A pesar de ello, es conveniente diseñar el área de salida de la tobera de acuerdo con la presión máxima, puesto que este es el momento en el que más empuje se genera.

- Bajo ninguna circunstancia el área de salida de la tobera puede ser mayor que el área de una sección cualquiera de la cámara de combustión, ya que esto significaría que

visto desde arriba la tobera sobresaldría por fuera de la carcasa. Esto traería consigo un aumento más que significativo de la resistencia al avance y posibles fenómenos de inestabilidad. Por lo que se ha de limitar el área de salida de la tobera a este valor.

$$A_s \leq A_0$$

Teniendo en cuenta todas estas consideraciones, se ha escrito un programa en MATLAB que facilita la tarea de encontrar la combinación de área de garganta y presión de cámara que maximiza el empuje entregado por el motor. El código completo se muestra en el siguiente apartado.

4.2.5.3 Programa para el cálculo del área y la presión

```
% Presión límite alcanzable en la cámara de combustión
p_limite=21

% Área de quemado inicial [mm^2]
ab_ini=55202.7

% Área máxima de quemado [mm^2]
ab_max=157310.4

% Densidad propelente [kg/m^3]
ro=1771.0

% Burn rate pressure coefficient [m/s]
a=5.7086*10^-6

% Burn rate pressure exponent []
n=0.45

% Velocidad característica del propelente (c*) [m/s]
c_estrella=1633.86

% k Dinámico (condiciones de escape)
k_din=1.2020

% Presión ambiental [MPa]
pamb=0.1013529

% Sección de entrada de la tobera [mm^2]
a0=(pi*74^2)/4

% Inicialización de variables de salida

% Término proporcional al empuje, interesa que sea lo mayor posible
fmax=0.0

% Presión de la cámara de combustión [MPa]
```

```
S_P=0.0
% Área de la garganta de la tobera [mm^2]
S_AG=0.0

% Según DANSK AMATØR RAKET KLUB relación  $4 < A_0/A_g < 9$ 
% -  $A_0/A^* > 4$  para que no se den condiciones termodinámicas inadecuadas
% -  $A_0/A^* > 4$  para no sobredimensionar la tobera
% Siendo  $A_0=4300.84$ ,  $A_g$  debe encontrarse entre 477.87 y 1075.87 mm^2
% O lo que es lo mismo, el diámetro de la garganta ha de estar entre
% 24.67 ( $A_0/9$ ) y 37 mm ( $A_0/4$ )

for ag=477.87:0.01:1075.87
p=(10^-6)*((ab_max/ag)^a*ro*c_estrella)^(1/(1-n))
f=ag*p
exp_opt=1/(((k_din+1)/2)^(1/(k_din-1))*(pamb/p)^(1/k_din)*sqrt((k_din+1)/(k_din-1)*(1-(pamb/p)^((k_din-1)/k_din))))

% Introducción de restricciones vistas en el apartado de consideraciones
if f>fmax && a0/ag>exp_opt && p<p_limite
fmax=f
S_P=p
S_AG=ag
% S_EXP_OPT (relación de expansión óptima ( $A_e/A^*$ ))
S_EXP_OPT=exp_opt
end
end

% Ratio  $A_0/A_g$ 
S_RATIO_A0_AG=a0/S_AG

% Klemmung mínimo
S_KN_MIN=ab_ini/S_AG

% Diámetro de la garganta [mm]
S_DG=sqrt(4*S_AG/pi)

% Diámetro de salida de la tobera [mm]
S_DS=sqrt(4*(S_AG*S_EXP_OPT)/pi)
```

4.2.5.4 Explicación del programa

Las variables de salida se muestran todas en mayúsculas y con el prefijo “S_” para poder diferenciarlas con facilidad y que se encuentren todas agrupadas. También mencionar que se ha utilizado el Sistema Internacional de Unidades para el cálculo.

El primer paso es la introducción de las variables de entrada que van a ser utilizada durante la ecuación del programa:

Para el cálculo de las áreas de quemado hay que tener en cuenta la disposición de la superficie inhibidora alrededor del grano, en el caso del White Lightning propellant suministrado por Rocket Motor Components [22] la superficie exterior del grano está inhibida y se presupone que los extremos también lo están. De modo que las áreas de quemado mínima y máxima se obtienen a partir de la siguiente expresión.

$$A_b = N_s \cdot \pi \cdot D \cdot L_s$$

Siendo:

A_b : superficie de quemado [mm^2]

N_s : número de segmentos []

D : diámetro del grano (interior o exterior) [mm]

L_s : longitud del segmento [mm]

Teniendo en cuenta que se emplean seis segmentos para alimentar el motor cohete y sustituyendo según corresponda los valores de la Tabla 2 se obtiene un área máxima y mínima de 157310.4 y 55202.7 mm^2 , respectivamente.

La relación de calores específicos (1.2020) para condiciones de escape ($k_{\text{dinámico}}$) se obtiene directamente de los resultados provistos por ProPep en el apartado 4.2.4.3. La velocidad característica (1633.86) también ha de calcularse en base a los resultados de ProPep, pero no se ha de usar el valor que proporciona ProPep directamente, por la discrepancia vista en el apartado 4.2.4.5. Como estos valores han sido calculados para una supuesta presión de 21 MPa (definida como presión límite), es posible que haya que corregirlos cuando se calcule el nuevo valor de presión de cámara de combustión.

Se emplea la densidad del propelente calculada en el apartado 4.2.4.1 (1771 [kg/m^3]) al igual que una presión ambiental de 1 atmósfera (0.1013529 [MPa]). La sección inicial de la tobera (A_0) es calculada a partir del diámetro interior de la cámara de combustión (74 mm), de modo que no haya un salto brusco de presión en el fluido al iniciar su paso por la tobera, resultando en una sección de 4300.84 mm^2 .

En cuanto a los coeficientes a (Burn rate pressure coefficient) y n (Burn rate pressure exponent) se obtienen a partir de la hoja de características del fabricante del propelente, recogidos en la Tabla 3. Estos valores son de 0.45 para n y 0.012 [in/s/psi ^{n}] para a . Para que los cálculos sean correctos es necesario obtener a en unidades del Sistema Internacional [m/s/Pa ^{n}], para ello se hace uso de la siguiente expresión [23] [24].

$$a = 0.012 \left[\frac{\text{in}}{\text{s}} \cdot \frac{1}{\text{psi}^n} \right] \cdot 25.4 \left[\frac{\text{mm}}{\text{in}} \right] \cdot \frac{1}{1000} \left[\frac{\text{m}}{\text{mm}} \right] \cdot \frac{1}{0.0069^n} \left[\frac{\text{psi}^n}{\text{MPa}^n} \right] \cdot \frac{1}{1000000^n} \left[\frac{\text{MPa}^n}{\text{Pa}^n} \right]$$

$$= 5.7086 \cdot 10^{-6} \left[\frac{\text{m}}{\text{s} \cdot \text{Pa}^n} \right] \quad (n = 0.45)$$

Una vez definidas todos los parámetros de entrada se inicializan las variables implicadas en el cálculo. El programa calcula la presión de la cámara a partir del valor del área de la garganta. En el apartado de consideraciones se ha visto que la relación A_0/A^* es recomendable que esté en un rango de 4 a 9, de manera que el área de la garganta ha de estar comprendida entre 477.87 y 1075.87 mm². De manera que mediante un bucle *for* se calcula el valor de la presión de cámara para todos los valores de área de garganta incluidos en este rango, con intervalos de 0.01 mm² para disponer de precisión suficiente.

Dentro del propio bucle, se calcula un parámetro proporcional al empuje (f) como el producto del área de la garganta por la presión de la cámara calculada con dicha área.

Si se cumple con las restricciones vistas en consideraciones (presión inferior a la presión límite, área de salida de la tobera inferior al área de entrada a la tobera) y también si el parámetro proporcional al empuje es mayor que el máximo calculado hasta el momento (f_{max}), entonces se actualiza dicho parámetro f_{max} y se guardan los valores de área de garganta y presión de cámara calculados en dicha ejecución como los más adecuados hasta el momento. Dichos valores de presión y área se almacenan en las variables S_P y S_AG , respectivamente. Lo mismo ocurre con la relación de expansión óptima para estos valores de presión y área, que se almacena en la variable de salida S_EXP_OPT .

Tras la ejecución completa del bucle for se habrá obtenido una combinación de área de garganta y presión de cámara que maximice el empuje, a la vez que cumplen las restricciones vistas en el apartado de consideraciones.

A partir de estos valores y S_EXP_OPT , que sería la relación de expansión óptima para dicha combinación de área de garganta y presión de cámara, se calculan otras variables de salida que serán de utilidad para la interpretación de resultados y verificaciones posteriores. Estas variables son el cociente entre el área de entrada de la tobera y el área de la garganta ($S_RATIO_A0_AG$), el Klemmung mínimo (S_KN_MIN) (será de utilidad para la verificación mediante el programa SRM de Richard Nakka, como se verá más adelante), el diámetro de la garganta (S_DG) y el diámetro de salida de la tobera (S_DS).

4.2.5.5 Ejecución inicial del programa

Tras la primera ejecución del programa se obtienen los siguientes resultados.

Workspace	
Name ▾	Value
 S_RATIO_A0_AG	9.0000
 S_P	6.1895
 S_KN_MIN	115.5182
 S_EXP_OPT	8.1486
 S_DS	70.4126
 S_DG	24.6666
 S_AG	477.8700

Ilustración 20. Cálculo Presión de cámara-Área garganta. Resultados primera ejecución

La combinación de Presión de cámara-Área de garganta obtenida es de 6.19 MPa de presión (por debajo de la presión límite de 21 MPa) y un diámetro de garganta de 24.67 mm. Se puede observar que esta combinación ha sido obtenida para un ratio A_0/A^* igual a 9, que coincide con una de las restricciones vistas en el apartado de consideraciones. El diámetro de salida (70.41 mm) es inferior al diámetro de entrada a la tobera (74 mm).

Esto quiere decir que el único factor limitante en este caso es el ratio A_0/A^* igual a 9, de modo que si ampliase el rango de diseño de la garganta de la tobera se podría encontrar una combinación de presión de cámara y área de garganta que ofreciese un empuje mayor. El problema de esto sería que aumentar el rango del área de garganta (permitir un diámetro de garganta menor, en este caso) aumentaría el tamaño de la tobera y consiguientemente el peso del motor cohete.

Teniendo esto en cuenta, que el ratio A_0/A^* tenga que ser superior a 9 no es más que una consideración de diseño, no una restricción inquebrantable, por lo que en la siguiente iteración se decide aumentar dicho rango para ver si se obtiene una nueva combinación Área de garganta-Presión que ofrezca un mayor nivel de empuje y que cuyo ratio A_0/A^* sea realista para no obtener una tobera excesivamente sobredimensionada.

Para ello se define como límite inferior un área de garganta muy pequeña, por ejemplo, de 200 mm^2 . Se ha impuesto un valor tan pequeño pensando en que la solución estará determinada por otra restricción, ya que se ha observado que la relación de expansión óptima (8.1486) se encuentra muy próxima al cociente A_0/A^* . Esto quiere decir que el diámetro de salida de la tobera es menor que el diámetro de entrada, pero no por mucho, y al disminuir la sección de la garganta es razonable pensar que el área de salida de la tobera aumentará hasta el límite impuesto por la sección de entrada a la tobera, siendo la restricción que determine la solución.

4.2.5.6 Segunda ejecución del programa. Ampliación del rango

La modificación realizada al código se muestra en la siguiente figura.

```
for ag=200:0.01:1075.87
```

Ilustración 21. Modificación del rango del área de la garganta

Tras haber ampliado el rango de áreas que puede tomar la garganta de la tobera se ejecuta nuevamente el código, obteniéndose los siguientes resultados.

Workspace	
Name ▾	Value
S_RATIO_A0_AG	11.7660
S_P	10.0755
S_KN_MIN	151.0210
S_EXP_OPT	11.7660
S_DS	73.9999
S_DG	21.5733
S_AG	365.5300

Ilustración 22. Cálculo Presión de cámara-Área garganta. Resultados segunda ejecución

La combinación óptima calculada en esta ejecución da como resultado una presión (10.076 MPa) superior a la calculada en la ejecución inicial (6.19 MPa), aunque también por debajo de la presión máxima de diseño (21 MPa), y un tamaño de garganta (21.57 mm) inferior al calculado en la ejecución previa (24.67 mm).

En este caso se observa que a pesar de haber puesto un límite inferior al área de la garganta de 200 mm², la combinación de Presión de cámara-Área de la garganta óptima se da para un valor de área de garganta de 365.53 mm². Esto quiere decir que el área de la garganta no es el factor limitante, sino que ahora otra restricción es la que determina la solución.

Si se compara el cociente A_0/A^* (11.766) y la relación de expansión óptima (11.766) se puede ver que toman exactamente el mismo valor. Esto significa que la restricción que limita el resultado es el área de salida de la tobera, que toma el mismo valor que el área de entrada a la tobera. Esta restricción no es una recomendación, sino que es una condición de diseño, por lo que esta restricción finalmente es la que limita el resultado.

Antes de analizar los resultados de manera más profunda, es importante destacar que todos los cálculos se han realizado en base a una velocidad característica del propelente (c^*) y una relación de calores específicos en condiciones de escape ($k_{\text{dinámico}}$) previamente calculados a partir de ProPep tomando como referencia la presión máxima admisible por la cámara de combustión (21 MPa).

No obstante, esta no es la máxima presión que se alcanza en la cámara de combustión. La mejor aproximación de la presión máxima alcanzada durante la combustión es la devuelta

por el programa (aunque al modificar $k_{\text{dinámico}}$ y c^* , se verá modificada), por lo que es necesario emplear de nuevo ProPep recalculando estos dos parámetros de entrada para este nivel de presión.

Esto dará lugar a un nuevo valor de área de garganta y presión de cámara, siendo necesario recalculando una vez más el valor de $k_{\text{dinámico}}$ y c^* . Este proceso iterativo continúa hasta alcanzar un nivel de presión que de un mismo $k_{\text{dinámico}}$ y c^* que el valor de presión con el que han sido calculados.

4.2.5.7 Iteraciones sucesivas. Convergencia de los parámetros

Tras haber realizado una serie de iteraciones sucesivas se llega a una solución en la que los valores de $k_{\text{dinámico}}$ y c^* coinciden con los calculados en la iteración anterior, habiendo conseguido la convergencia de los parámetros. Estos valores de $k_{\text{dinámico}}$ y c^* son 1.1977 y 1625.25 [m/s], respectivamente.

Introduciendo estos nuevos parámetros de entrada se obtienen los siguientes resultados.

Workspace	
Name ▼	Value
S_RATIO_A0_AG	11.7011
S_P	9.8792
S_KN_MIN	150.1869
S_EXP_OPT	11.7009
S_DS	73.9996
S_DG	21.6331
S_AG	367.5600

Ilustración 23. Cálculo Presión de cámara-Área garganta. Resultados tras convergencia de los parámetros

Se puede ver que todos los resultados han variado ligeramente, pero siguen siendo similares a los obtenidos en el apartado anterior, la restricción de área máxima de salida sigue siendo el factor limitante ya que la relación de expansión óptima es prácticamente igual al cociente A_0/A^* .

La combinación de Presión de cámara-Área de garganta resultante da lugar a un cociente A_0/A^* igual a 11.7, superior a la recomendación de que dicho cociente no fuera superior a 9,

pero la diferencia es relativamente pequeña. Esto quiere decir que el tamaño de la tobera es ligeramente mayor que si se hubiera seguido dicha recomendación, lo que se traduce en mayor peso. Pero a cambio esta es una solución que ofrece un mayor empuje, lo que justifica la decisión tomada. Además, realizando una validación mediante el programa SRM de Richard Nakka se ha comprobado que introduciendo el Klemmung mínimo (115) para la solución de A_0/A^* igual a 9 la solución no converge a una solución única, esto quiere decir que el tamaño de la garganta de la tobera es demasiado grande para mantener una presión suficiente que permita que el motor funcione correctamente.

También resulta interesante mencionar que la relación de expansión óptima también toma un valor de 11.7, lo que hace que se encuentre dentro del rango de 8 y 12 recomendado por Michael M. Madsen y Jørgen Franck [10].

En definitiva, los resultados de las salidas vistos en este apartado son los definitivos considerando un escenario ideal, aunque es conveniente hacer una validación de dichos resultados mediante el programa SRM de Richard Nakka [25].

4.2.5.8 Conclusiones

En lugar de haber empleado la simplificación de que el empuje es directamente proporcional al producto de la presión de la cámara por el área de la garganta se podría haber calculado directamente el valor del empuje. Esto sería posible siempre y cuando se pensase diseñar el área de salida de la tobera de acuerdo con la relación de expansión óptima para la presión máxima alcanzable en la cámara de combustión, ya que de esta manera el término de la presión de salida de la tobera sería igual a la presión atmosférica, no siendo necesario calcularlo. Aun así, esta simplificación es válida independientemente de si la tobera se diseña de acuerdo con la relación de expansión óptima promedio o con la relación de expansión óptima para la presión máxima, motivo por el que se ha decidido optar por esta simplificación.

Resulta también importante recordar que debido a las diferentes iteraciones que se han realizado durante este punto las variables calculadas en apartados anteriores han podido verse ligeramente modificadas, por lo que al final del documento se recogen todos los resultados definitivos.

Otro factor a mencionar es que la presión máxima alcanzable en la cámara de combustión según el diseño seguido es de 9.879 MPa, muy inferior a los 21 MPa de presión límite que la cámara sería capaz de soportar. Esto reafirma la decisión tomada en el apartado 4.2.3 de emplear el espesor mínimo de chapa (0.5 mm) suponiendo que la presión máxima alcanzable en la cámara de combustión estaría por debajo de la presión máxima admisible para el espesor de pared seleccionado, como ha sido el caso.

4.2.6 COMPROBACIÓN DE LA RELACIÓN PRESIÓN-DIÁMETRO GARGANTA

4.2.6.1 Introducción

Para comprobar la validez de la combinación de Área de garganta-Presión de cámara calculada en el apartado anterior se hace uso del programa SRM-castellano disponible en la sección de software de coherería de Nakka Rocketry [34]. Se ha hecho uso de esta versión en particular ya que permite la introducción de propelentes personalizados a partir de sus propiedades características, algo que no es posible en otras versiones como SRM_2014.

La verdadera utilidad de este programa es que realiza un cálculo de los resultados de salida para cada instante de la reacción de combustión, no solo para un momento puntual como se ha estado realizando hasta ahora, lo que permite la obtención de gráficas y facilita la interpretación de resultados.

4.2.6.2 Datos de entrada

Se incluye una tabla con los parámetros de entrada calculados anteriormente y que son introducidos en el programa. Debido a las iteraciones algunos de los parámetros han podido sufrir algún cambio, por lo que al final del documento se adjunta la fuente de dichos resultados.

Parámetro	Símbolo	Valor
Diámetro de la cámara	D_C	74 [mm]
Longitud de la cámara	L_C	801 [mm]
Diámetro exterior del grano	D_0	63.32 [mm]
Diámetro interior del grano	d_0	22.22 [mm]
Longitud del segmento	L_0	131.8 [mm]
Klemmung mínimo	K_{n0}	150
Presión ambiental	P_{amb}	0.101325 [MPa]
Densidad propelente	ρ_p	1.771 [g/cm3]
Relación calores específicos, dos fases (escape)	$k_{dinámico}$	1.1977
Relación calores específicos, mezcla (cámara)	$k_{estático}$	1.1731
Peso molecular efectivo	M	26.251 [kg/kmol]
Temperatura de la cámara	T_0	3451 [K]
Burn rate pressure coefficient	a	0.12 [in/s/psi ⁿ]
Burn rate pressure exponent	n	0.45

Tabla 9. Parámetros de entrada SRM

Cámara de Combustión:			
Dc	74	mm	Diámetro de la cámara (interno)
Lc	801,0	mm	Largo de la cámara (interno)
Vc		3444973 mm ³	Volumen de la cámara (vacía)
Grano de Propelente			
Tipo	3		1=KN/Dextrosa (65/35), 2=KN/Sorbitol (65/35), 3=otros
Do	63,32	mm	Diámetro externo del grano (inicial)
do	22,22	mm	Diámetro interno del grano (inicial)
Lo	131,80	mm	Longitud de cada Segmento del grano (inicial)
N	6		Cantidad de segmentos
Superficie externa:	0		1=expuesto, 0=inhibido
Ánima o alma:	1		1=expuesto, 0=inhibido
Puntas o coronas:	0		1=expuesto, 0=inhibido
Lgo		790,8 mm	Largo Total del Grano (inicial)
Vg		2183572 mm ³	Volumen Total del grano (inicial)
Vt		0,634	Factor de llenado volumétrico
p' grain	1,771	g/cm ³	Densidad ideal del grano
	1		Relación de densidad (real/ideal)
p grain		1,771 g/cm ³	Densidad real del grano
m grain		3,867 kg.	Masa Total del Grano (inicial)
Abco		0 mm ²	Area inicial de "End burning"
Abco		55203 mm ²	Area inicial de "Core burning"
Abso		0 mm ²	Area exterior de quemado (inicial)
Abo		55203 mm ²	Area total de quemado (inicial)
Tobera:			
Kno	150		Relación inicial de area de quemado / superficie de la garganta de la tobera
Ato		368 mm ²	Area inicial de garganta
Dto		21,647 mm	Diámetro inicial de garganta
e	0,0	mm	Erosión en la garganta de la tobera
Dtr		21,65 mm	Diámetro de garganta (final)

Ilustración 24. Introducción parámetros de entrada a SRM. Datos y Kn

Presión de Cámara en el motor-cohete

R'	8314 J/mol-K	Constante Universal de los Gases
M	26,251 kg/kmol	Peso específico molecular de los productos
R	316,7 J/kg-K	Constante específica de los gases
k	1,1731	Relación de Calores específicos (mezcla)
ηc	1	Eficiencia en la Combustión
To	3451 K	Temperatura de combustión ideal
To act	3451 K	Temperatura de combustión real
Patm	0,101325	MPa Presión atmosférica ambiental
c*	1625 m/s	Velocidad característica de salida ("C star")
G*	6	Umbral de relación de área de quemado erosivo del propelente
kv	0	Coefficiente de velocidad de quemado erosivo del propelente

Ilustración 25. Introducción parámetros de entrada a SRM. Presiones

Datos del Propelente

Propiedades físicas y termoquímicas de propelentes y productos de combustión						
Tipo de Propelente	[Tipo 1]			[Tipo 2]	[Tipo 3] Otros	White Lightning
	simb.	unidad	notas	KNDX-65/35	KNSO-65/35	
Densidad de masa del grano, ideal	ρ_p	g/cm ³		1,879	1,841	1,771
Relación de Calores Específicos, dos fases	k	-	[1]	1,043	1,042	1,1977
Relación de Calores Específicos, mezcla	k	-	[2]	1,1308	1,1361	1,1731
Peso molecular efectivo	M	kg/kmol	[3]	42,39	39,9	26,251
Temperatura de Cámara	To	K	[4]	1710	1600	3451

- Notas: [1] Para mezclas dinámicas gas-partícula ("zero lag")
[2] Para mezclas estáticas gas partícula
[3] Dado por *masa del sistema* dividida por el número de *moles de gas* en el sistema
[4] Temperatura adiabática de la llama

Ilustración 26. Introducción parámetros de entrada a SRM. Datos del propelente

Datos Empíricos de tasa de quemado ("Burn Rate") de diferentes propelentes

Otros propelentes					
White Lightning					
Rango de Presión	a	n	Rango de Presión	a	n
Presión, psia	psi, pulgadas/seg		Presión, Mpa	Mpa, mm/seg	
0 a 5000	0,0120	0,450	0 a		
5000 a 5000			0 a		
5000 a 5000			0 a		
5000 a 5000			0 a		
5000 a 5000			0 a		

Ilustración 27. Introducción parámetros de entrada a SRM. Tasa de quemado

Como puede verse en las figuras superiores, se cuenta con otros parámetros de entrada que no han sido calculados.

En el caso de la relación de densidad del propelente se ha escogido un valor igual a la unidad. Esto se debe a que en el apartado 4.2.4.1 se ha comparado la densidad del propelente calculada a partir de la densidad de cada uno de sus componentes (1.771 g/cm³) con la densidad que indica el fabricante (1.825g/cm³), y se ha escogido la de menor valor por ser más restrictiva. De modo que la utilización de una relación de densidad del propelente pierde sentido al ya haberse seleccionado el valor más crítico.

Otro parámetro de entrada sería introducir el valor 3 en tipo de propelente para seleccionar un propelente personalizado, que ha sido parametrizado en las pestañas de Datos del propelente y Tasa de quemado. Algo similar ocurre con las áreas expuestas del grano,

introduciendo el valor 1 tan solo en el alma del propelente y 0 en las demás, por estar inhibidas.

No se ha considerado un fenómeno de erosión en la garganta, por lo que el parámetro de erosión se deja con su valor por defecto, al igual que ocurre con el coeficiente de velocidad de quemado erosivo y el umbral de relación de área de quemado erosivo del propelente.

En cuanto a la eficiencia de la combustión se ha introducido un rendimiento del 100 %. Esto se debe a que todos los cálculos anteriores se han realizado teniendo en cuenta una combustión ideal, por lo que introducir un rendimiento distinto de la unidad podría falsear los resultados de la comparativa. No obstante, para el cálculo de resultados finales se ha de introducir un valor más realista, de en torno al 95%. Esto hace que los resultados vistos a continuación puedan variar ligeramente respecto a los resultados finales.

4.2.6.3 Resultados y conclusiones

Los resultados obtenidos se resumen en las siguientes figuras.

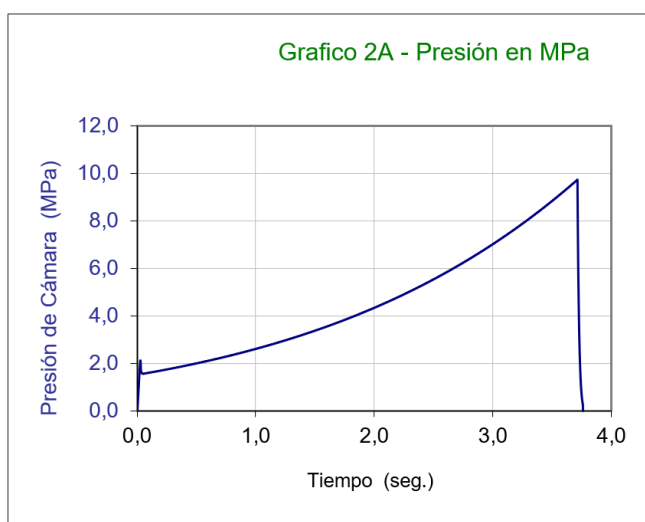


Ilustración 28. SRM. Evolución de la presión de la cámara de combustión (combustión ideal)

Pmax = 9,85 MPa	Pmax = 100,5 Kg/cm²	Pmax = 1429 psi
t burn = 3,714 s.	<- Tiempo total de quemado ->	t burn = 3,714 s.
t thrust = 3,760 s.	<- Tiempo de empuje neto ->	t thrust = 3,760 s.

Ilustración 29. SRM. Presión máxima y tiempo de quemado (combustión ideal)

Tobera:

Kno	150	Relación inicial de area de quemado / superficie de la garganta de la tobera
Ato	368 mm ²	Area inicial de garganta
Dto	21,647 mm	Diámetro inicial de garganta

Ilustración 30. SRM. Dimensiones de la tobera

La evolución de la presión toma la forma típica exponencial de un grano cilíndrico inhibido por los extremos, llegando a un valor máximo de presión de 9.85 MPa, similar al calculado mediante MATLAB (9.8792 MPa, Ilustración 23). El motivo por el que no coincidan exactamente se debe a que el programa SRM no permite la introducción de Klemmungs decimales, introduciéndose un Klemmung mínimo de 150 en lugar de 150.1869, que es el calculado con MATLAB (Ilustración 23).

Por este mismo motivo el diámetro de garganta que se muestra en SRM (21.647 mm) es ligeramente distinto al calculado con MATLAB (21.6331 mm, Ilustración 23). A pesar de ello se ve claramente que se mantiene la misma relación de Presión de cámara-Área de garganta que la calculada en MATLAB, verificando de esta manera la validez de los cálculos realizados.

Otro punto a destacar sería que el valor de la velocidad característica proporcionada por SRM (1625 [m/s], Ilustración 25) coincide con la calculada en el apartado 4.2.5.7 (1625.25 [m/s]), validando la elección tomada en el apartado 4.2.4.5 de calcular la velocidad característica del propelente a partir de la fórmula en lugar de utilizar directamente el valor provisto por ProPep.

Otro punto importante que se ha de recordar es que en este punto se ha empleado un rendimiento de la combustión del 100 % ya que en los cálculos que pretende verificar este apartado se supone una combustión ideal. Esto en la realidad no es así, por lo que es necesario introducir un rendimiento de la combustión típico del 95 % para simular una combustión más realista, haciendo que la curva de presión y su valor de presión máxima se vean modificados. Por lo que estos resultados no se han de tomar como completamente definitivos.

Cabe mencionar que el programa incluye otra pestaña (performance) en la que se calcula el empuje y el impulso generado por el motor cohete, y que utiliza como parámetros de entrada la relación de expansión (A_s/A^*) y el rendimiento de la tobera. La relación de expansión ya ha sido calculada previamente en el apartado 4.2.5.7 ya que se utiliza la relación de expansión óptima para la presión máxima (11.7), mientras que como rendimiento de la tobera se utiliza un valor estimado del 90%. Los valores de empuje e impulso contenidos en esta pestaña se muestran en el capítulo de resultados, habiendo ya modificado el rendimiento de la combustión al 95%.

4.2.7 ANÁLISIS TÉRMICO

El objetivo del presente apartado es verificar que en ningún momento las paredes de la cámara de combustión alcanzan la temperatura máxima operativa del material (800°C). Otro punto a verificar es que se cumpla con la restricción impuesta por el ICAI Rocket Team de que la temperatura de la carcasa debe mantenerse en todo momento por debajo de los 200°C.

4.2.7.1 Consideraciones iniciales

El análisis consiste en una simulación de la transmisión de calor por parte de los productos de la reacción de combustión hasta las paredes de la cámara. Para ello se ha utilizado la herramienta *Simulator* de SolidWorks en lugar de utilizar ANSYS *Transient Thermal*. La principal razón que ha motivado esta decisión es que la versión de ANSYS empleada (ANSYS Student) no permite un mallado tan fino como SolidWorks, ya que tiene limitado el número de celdas a 32000. Esto provoca que los resultados proporcionados por SolidWorks permitan un análisis más detallado de la distribución de temperatura. Otro motivo que justifica esta elección es que SolidWorks cuenta con una interfaz más sencilla y no se requiere de una herramienta que permita una alta personalización como ANSYS, ya que al tratarse de una simulación de validación no es necesaria una alta precisión.

Para la simulación tan solo se ha considerado una pequeña sección de la cámara de combustión de altura reducida, ya que esto disminuye en gran medida el esfuerzo computacional.

Al no haberse encontrado ninguna fuente que facilite las propiedades del inhibidor P/N 03180L *paper tubing* con el que viene el propio propelente, se ha realizado la aproximación de incluir el volumen de dicho inhibidor en el propio aislante de PVC.

4.2.7.2 Diseño de la simulación

El primer paso es el del modelado por separado de los dos componentes que conforman la sección a simular. Ambos consisten en dos cilindros huecos con las dimensiones diametrales de la cámara de combustión y del tubo de PVC aislante (Tabla 5 y Tabla 6, respectivamente).

Para agregar un material a la cámara de combustión es necesario crear un material personalizado, en el que se incluyen todas las propiedades recogidas en la Tabla 4. En el caso del PVC no es necesario añadir un material personalizado, ya que sus propiedades están incluidas en la base de datos de materiales de SolidWorks.

Una vez la geometría esté ensamblada, el siguiente paso es el de la configuración de la simulación. Según los resultados proporcionados por SRM en el apartado anterior, la del tiempo de quemado es de 3.7 segundos (Ilustración 29), por lo que la simulación se ha de configurar como régimen transitorio con un tiempo total igual a este valor. También es importante mencionar que se debe introducir un paso de tiempo también igual de este valor. De este modo la simulación cuenta con un solo paso, lo que reduce notablemente el esfuerzo computacional. La utilización de un solo paso no permite el análisis de la temperatura a lo largo del tiempo, pero el transitorio no es algo que interese analizar ya que el máximo valor de temperatura se alcanza al final de este.

Se ha de emplear una malla lo suficientemente fina para que permita analizar cómo se distribuye la temperatura radialmente en las dos piezas. También se introduce un valor de temperatura inicial a ambas piezas de 298 K (25°C).

Con la malla creada tan solo falta la introducción de cargas térmicas. Puesto que la resistencia térmica del contacto entre las dos piezas (cámara de combustión y aislante) es difícil de estimar, no se considera en la simulación. Tampoco se considera la convección de la pared exterior de la cámara de combustión con el aire que la rodea, ya que al ser forzada depende de la velocidad del cohete, algo que también la hace difícil de estimar. El no haber incluido estas dos cargas hacen que la simulación sea más restrictiva, alcanzándose mayores temperaturas.

La única carga térmica introducida ha sido la de convección en la cara interior del aislante. Para definir la carga se ha de introducir la temperatura del fluido en contacto con dicha cara y su coeficiente de convección. La temperatura del fluido es igual a la temperatura de combustión adiabática alcanzada en la cámara (3451 K). En cuanto al coeficiente de convección, los valores típicos para gases contenidos en tubos a alta presión se encuentran

entre 150 y 500 [W/m²/K] [27]. De modo que se selecciona un coeficiente de convección típico de 500 [W/m²/K] por ser más restrictivo.

4.2.7.3 Resultados y conclusiones

Los resultados obtenidos para un coeficiente de convección de 500 [W/m²/K] se muestran en la siguiente figura.

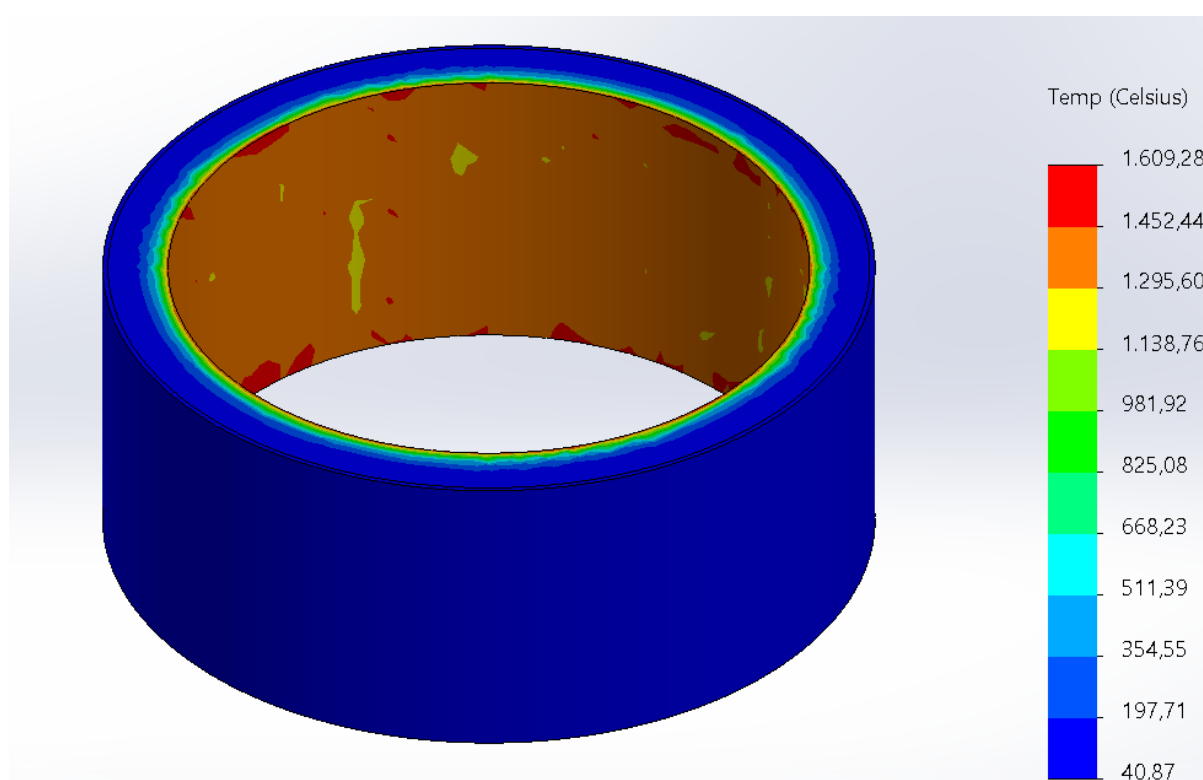


Ilustración 31. Análisis térmico de la cámara de combustión ($h=500$ [W/m²/K])

En esta figura se observa que la temperatura de la cámara de combustión presenta un valor en torno a 40°C, cumpliendo con los límites de temperatura impuesto. También parece haberse utilizado un coeficiente de convección bastante acertado, ya que la temperatura de la cara interior del aislante presenta un elevado valor de temperatura, de en torno a la mitad de la temperatura de combustión adiabática (3178°C).

No obstante, el valor del coeficiente de convección utilizado no es más que una aproximación, siendo necesario utilizar un coeficiente de convección mucho más elevado para garantizar que se cumple con las restricciones mencionadas al comienzo del apartado.

Por este motivo se prueba con un coeficiente de convección igual a 100000 [W/m²/K], valor típico del vapor de agua en cambio de estado.

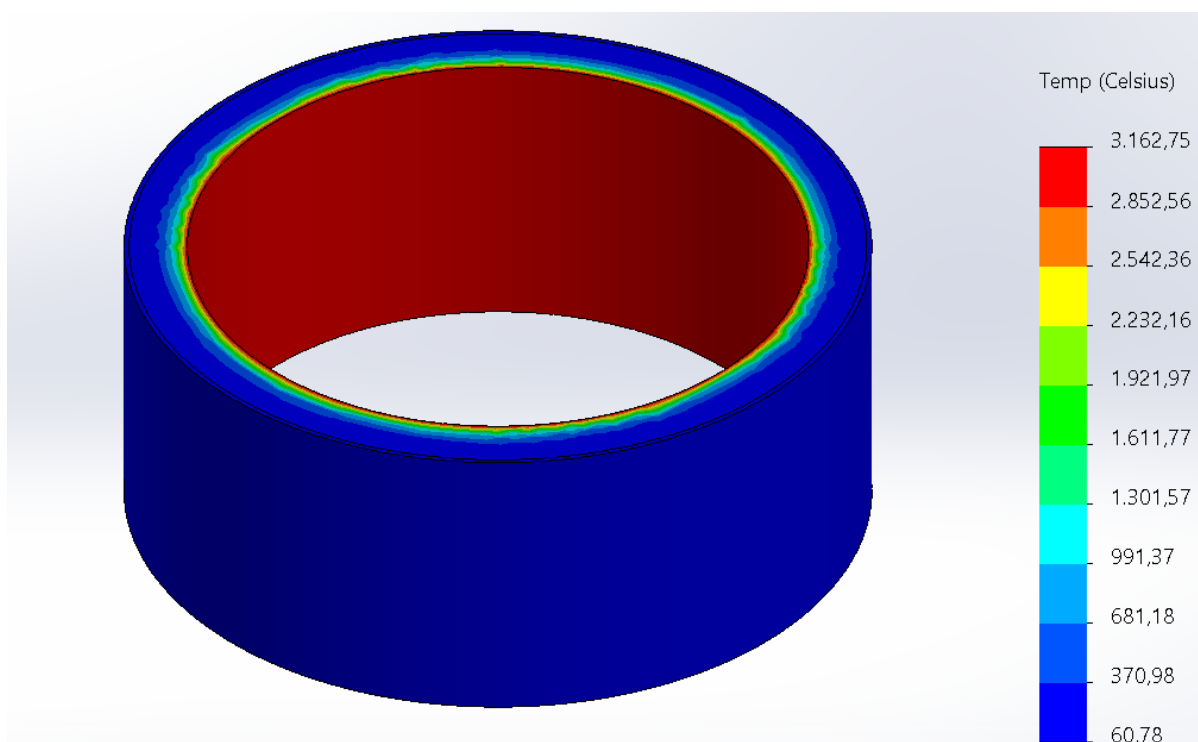


Ilustración 32. Análisis térmico de la cámara de combustión ($h=100000$ [W/m²/K])

El hecho de haber aumentado significativamente el coeficiente de convección ha provocado que la temperatura de la cara interior del tubo de PVC (3162°C) se encuentre muy próxima a la temperatura de combustión adiabática (3178°C). A pesar de ello, la temperatura de la pared de la cámara de combustión ha variado muy ligeramente, tan solo 20°C, cumpliendo también con las restricciones de temperatura.

La conclusión que se saca comparando ambas figuras es que se va a seguir cumpliendo con las restricciones de temperatura independientemente del valor del coeficiente de convección. Esto se debe al gran espesor de aislante empleado.

En ambos casos se observa que aproximadamente el 50 % de la pared del aislante, la mitad más exterior, se encuentra a temperaturas muy bajas, del mismo orden de magnitud que la temperatura ambiental. Esto quiere decir que se ha utilizado mucho más material aislante que el estrictamente necesario. Este espacio podría haber sido empleado para introducir más cantidad de propelente aumentando el impulso del cohete, o bien para reducir el diámetro de la cámara disminuyendo de esta manera el peso.

Sin embargo, no es posible realizar estas modificaciones ya que las dimensiones de la cámara de combustión están fijadas por el ICAI Rocket Team, a la vez que se no se utiliza un propelente personalizado, sino que al utilizar un propelente comercial no es posible adaptar la geometría del grano.

Otro factor por destacar es que se ha supuesto que el material inhibidor está en todo momento en contacto con los gases calientes de la combustión, cuando en realidad hay un cierto espesor de grano que actúa como aislante, haciendo de este modo la solución aún más restrictiva.

4.2.8 CÁLCULO DE ELEMENTOS DE UNIÓN

4.2.8.1 Introducción

En este apartado se pretende calcular el tamaño, la disposición y el número de tornillos empleados para fijar la tobera a la cámara de combustión, así como a qué altura de la cámara de combustión han de estar situados. Se ha decidido que la orientación de estos tornillos sea transversal al eje del motor puesto que así están dispuestos en la fuente en la que se han basado los cálculos [10].

Las magnitudes que pueden provocar un fallo en la unión son el aplastamiento o rasgadura de las placas implicadas (pared de la cámara de combustión), la rotura de las placas debido al esfuerzo de tracción, o el cizallamiento de los pernos o tornillos que consolidan la unión. Las ecuaciones que determinan las fuerzas de rotura para cada una de estas situaciones se muestran a continuación:

- Aplastamiento o rasgadura de la pared de la cámara de combustión.

$$F_R = 2 \cdot c \cdot e \cdot \frac{\sigma_{CC}}{\sqrt{3}} \quad \text{si} \quad c/\phi_t < 3.5$$

$$F_R = \frac{9}{2} \cdot e \cdot \phi_t \cdot \sigma_{CC} \quad \text{si} \quad c/\phi_t > 3.5$$

Siendo:

F_R : Fuerza de rotura [N]

c : mínima distancia del tornillo al extremo inferior de la cámara de combustión [m]

e : espesor de las paredes de la cámara de combustión [m]

σ_{CC} : límite elástico del material de la cámara de combustión [Pa]

ϕ_t : diámetro del tornillo [m]

- Rotura de la pared de la cámara de combustión.

$$F_R = \alpha \cdot \sigma_{CC} \cdot (b - \phi_t) \cdot e$$

Donde:

$$\alpha = 1 - 0.9 + 3 \cdot \left(\frac{1}{m}\right)^{\frac{\phi_t}{b}} \quad \text{si} \quad \phi_t/b < 0.3$$

$$\alpha = 1 \quad \text{si} \quad \phi_t/b > 0.3$$

Siendo:

F_R : Fuerza de rotura [N]
 c : mínima distancia del tornillo al extremo inferior de la cámara de combustión [m]
 b : distancia entre tornillos sucesivos a lo largo de la cara interna de la cámara de combustión [m]
 m : número de tornillos empleados []
 e : espesor de las paredes de la cámara de combustión [m]
 σ_{cc} : límite elástico del material de la cámara de combustión [Pa]
 ϕ_t : diámetro del tornillo [m]

- Cizallamiento de los pernos.

$$F_R = 0.32 \cdot \sigma_t \cdot \phi_t^2$$

Siendo:

F_R : Fuerza de rotura [N]
 σ_t : límite elástico del tornillo [Pa]
 ϕ_t : diámetro del tornillo [m]

Este conjunto de ecuaciones ha sido adaptado a partir de los esfuerzos que sufren dos chapas planas unidas por un perno y sometidas a un esfuerzo de tracción, suponiendo que también son válidas para la geometría cilíndrica de la cámara de combustión de un motor cohete. La siguiente figura da una idea más precisa del significado de c , b , e y ϕ_t .

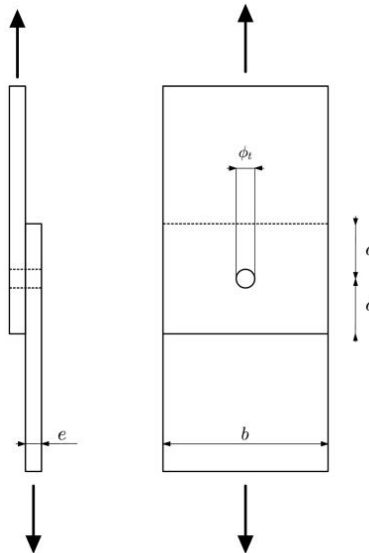


Ilustración 33. Placas adyacentes unidas por perno y sometidas a esfuerzo de tracción. Elaboración propia

Para calcular la fuerza que realmente sufre cada uno de los tornillos se emplea la siguiente expresión.

$$F_t = \frac{\pi \cdot D_{CC}^2}{4 \cdot m} \cdot P_{max}$$

Siendo:

F_t : Fuerza soportada por cada tornillo [N]

D_{CC} : diámetro interior de la cámara de combustión [m]

m : número de tornillos []

P_{max} : presión máxima alcanzada en la cámara de combustión [Pa]

4.2.8.2 Cálculo de parámetros

Para la unión se precisa de tornillos de alta resistencia y una geometría sencilla para un fácil montaje. Por lo que se decide emplear tornillos normalizados de cabeza Allen DIN 912 (ISO 4762) y calidad 12.9 [28]. Que sean de calidad 12.9 quiere decir que presentan una resistencia a la tracción de 1200 [MPa] y una resistencia al punto cedente del 90%, por lo que el límite elástico de estos tornillos es igual al producto de estos dos valores, 1080 [MPa] aproximadamente.

Se decide emplear un total de 4 tornillos, por lo que según la expresión anterior la fuerza soportada por cada uno de ellos es de 10.62 [kN].

Para determinar el diámetro de cada tornillo se hace uso de las ecuaciones de cizallamiento de los pernos y de rotura de la pared de combustión, de modo que las fuerzas de rotura resultantes sean superiores a la fuerza que realmente soporta el tornillo, garantizando de esta manera que dichas condiciones de rotura no son alcanzadas. Idealmente, la menor de estas dos fuerzas de rotura calculadas debería ser en torno a un 50% superior que la fuerza que en realidad soporta cada tornillo, estableciendo un factor de seguridad de 1.5 típico para este tipo de aplicaciones.

Para calcular la fuerza de rotura debida a la fractura de la pared de la cámara de combustión es preciso calcular previamente el valor de b .

$$b = \frac{\pi \cdot D_{CC,int}}{m} = \frac{\pi \cdot 74[mm]}{4} = 58.12 \text{ mm}$$

Tras haber probado varios tornillos de diferente diámetro del catálogo de *OPAC Components* [28], se llega a la conclusión que el tornillo más adecuado es el M6. Las fuerzas de rotura por fractura de la pared de la cámara de combustión y por cizalladura del perno son de 155.77 y 15.98 [kN], respectivamente. Estos valores se han obtenido a partir de las siguientes expresiones:

$$F_{R,fractura\ pared} = \left(1 - 0.9 + 3 \cdot \left(\frac{1}{m}\right)^{\frac{\phi_t}{b}}\right) \cdot \sigma_{CC} \cdot (b - \phi_t) \cdot e = \left(1 - 0.9 + 3 \cdot \left(\frac{1}{4}\right)^{\frac{6.8}{58.12}}\right) \cdot 2290 \cdot 10^6 \cdot (0.05812 - 0.0068) \cdot 0.0005 = 155766.18 [N] = 155.77 [kN]$$

$$F_{R,cizalladura} = 0.32 \cdot \sigma_t \cdot \phi_t^2 = 0.32 \cdot 1080 \cdot 10^6 \cdot 0.0068^2 = 15980.5 [N] = 15.98 [kN]$$

El factor de seguridad se calcula con la menor de las tensiones de rotura por ser más crítica, en este caso con la rotura por cizalladura del perno.

$$S_f = \frac{F_{R,min}}{F_t} = \frac{15.98}{10.62} = 1.50445$$

Con esta elección de tamaño de tornillo se obtiene un factor de seguridad de 1.5, exactamente el ideal para este tipo de aplicaciones.

Para determinar la distancia del perno al extremo interior de la cámara de combustión (c) es posible emplear cualquiera de las dos expresiones que describen la fractura por aplastamiento o rasgadura de las paredes de la cámara de combustión. Se opta por la primera de ellas por tratarse una expresión más sencilla.

De primeras, en dicha expresión se tiene un grado de libertad al no conocer el valor de c ni del de la fuerza de rotura. No obstante, se fija como fuerza de rotura el valor anteriormente calculado para una rotura debido al cizallamiento de los pernos. De modo que sea igual de probable que la unión falle por rotura de los pernos que por aplastamiento de las paredes de la cámara de combustión. El valor de c se calcula mediante la siguiente expresión:

$$c = \frac{F_R \cdot \sqrt{3}}{2 \cdot e \cdot \sigma_{cc}} = \frac{15980.5 \cdot \sqrt{3}}{2 \cdot 0.0005 \cdot 2290 \cdot 10^6} = 0.012087 [m] = 12.09 [mm]$$

Tras esto es necesario verificar la condición impuesta a esta expresión:

$$\text{Condición: } c/\phi_t < 3.5 \rightarrow 12.09/6.8 = 1.78 < 3.5 \rightarrow OK$$

Además, otro criterio de diseño dado por Michael M. Madsen y Jørgen Franck [10] es que la longitud del vástago del tornillo debe ser al menos igual a 1.5 veces su diámetro. Es decir, la longitud del vástago ha de ser superior a 10.2 [mm]. Tras mirar las longitudes de los tornillos M6 que aparecen en el catálogo [28] se decide emplear los de 12 [mm]. De esta manera las características de los tornillos a emplear quedan finalmente concretadas

4.2.8.3 Conclusiones

Para la unión de la cámara de combustión a la tobera se hace uso de 4 tornillos ISO 4762 (DIN 912) M6 de 12 mm de longitud de vástago y homogéneamente distribuidos a 12.1 [mm] del extremo inferior de la cámara de combustión.

Si se hubiese tomado el valor de la fuerza de rotura por fractura de las paredes de la cámara hubiese dado lugar a un valor de c muy elevado, lo que se traduce en un sobredimensionamiento de la longitud de las paredes de la cámara de combustión, con el consiguiente aumento del peso que ello conlleva. Por este motivo se ha decidido fijar como valor de referencia el de la fuerza de rotura por cizalladura de los tornillos.

Es importante destacar que la fuerza de rotura por fractura de las paredes de la cámara de combustión es del orden de 10 veces mayor que la fuerza de rotura por cizalladura del perno. Esto no quiere decir que se hayan usado demasiados tornillos, sino que se debe a que se ha empleado como material de la cámara de combustión un acero muy resistente con un altísimo límite elástico. Esto quiere decir que si se produce un fallo en la unión no se va a deber por una fractura en las paredes de la cámara de combustión, sino porque se haya roto algún perno o porque se haya producido un aplastamiento o rasgadura en las paredes de la cámara de combustión.

4.2.9 DISEÑO DE LA TOBERA

El objetivo que persigue el diseño de la tobera es la minimización del peso, cumpliendo con una geometría que no genere vórtices y que sea capaz de soportar los esfuerzos térmicos y estructurales a los que está sometida la tobera.

4.2.9.1 Geometría interna de la tobera

El primer paso es determinar la geometría de la cara interior de la tobera, la que está expuesta a los gases producto de la combustión. Hasta ahora, se han determinado los diámetros de entrada a la tobera (74 mm), de la garganta de la tobera (21.7 mm) y de salida de la tobera (74 mm). Es decir, todavía quedan por determinar los ángulos de los conos convergente y divergente de la tobera y el radio de redondeo de la garganta.

Para determinar los ángulos se han seguido los parámetros habituales de diseño dados por Michael M. Madsen y Jorgen Frank [10]:

- $\theta_{\text{conv}} < 45^\circ$: Para que no se produzcan turbulencias ni la aparición de ondas de choque, a la vez que se logra una aceleración estable del gas.
- $\theta_{\text{conv}} > 30^\circ$: Para limitar las pérdidas de calor y el peso extra de una geometría más grande.
- $\theta_{\text{div}} < 15^\circ$: Para limitar las pérdidas de empuje debidas a la componente normal del fluido a la salida de la tobera.
- $\theta_{\text{div}} > 10^\circ$: Para limitar las pérdidas de calor y el peso extra de una geometría más grande.

En la siguiente figura se muestran los ángulos de los conos convergente y divergente de una tobera genérica.

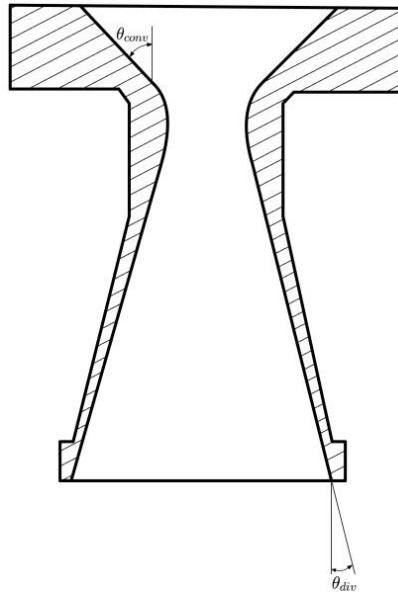


Ilustración 34. Ángulos de los conos convergente y divergente de una tobera. Elaboración propia

Puesto que el objetivo es la minimización del peso, se ha de diseñar una tobera con la menor longitud posible. Esto se consigue con los mayores ángulos posibles, contenidos dentro de los rangos anteriormente vistos. De esta manera, se utiliza un ángulo de 45° para la sección convergente y un ángulo de 15° para la sección divergente.

El único parámetro de la geometría interna de la tobera por determinar es el radio de curvatura de la garganta. A mayor radio de curvatura mayor es la longitud de la tobera y por ende su peso, por lo que se ha de utilizar el menor radio de curvatura que no provoque la aparición de vórtices ni cambios bruscos de presión tras la garganta. Puesto que en el artículo de Michael M. Madsen y Jorgen Frank no se facilita ningún criterio para la elección del radio de curvatura, es necesario determinarlo por simulación.

El objetivo de esta simulación es modelar varias toberas con distinto radio de curvatura y analizar cómo es el paso del fluido a través de ellas, eligiendo de este modo el mínimo radio de curvatura con el que se logre un flujo estable sin vórtices ni cambios bruscos de presión.

Para realizar esta simulación se ha utilizado el programa SolidWorks para el modelado de la pieza. La pieza a modelar es el volumen contenido en el interior de la tobera, para posteriormente analizar el comportamiento de los gases en este espacio.

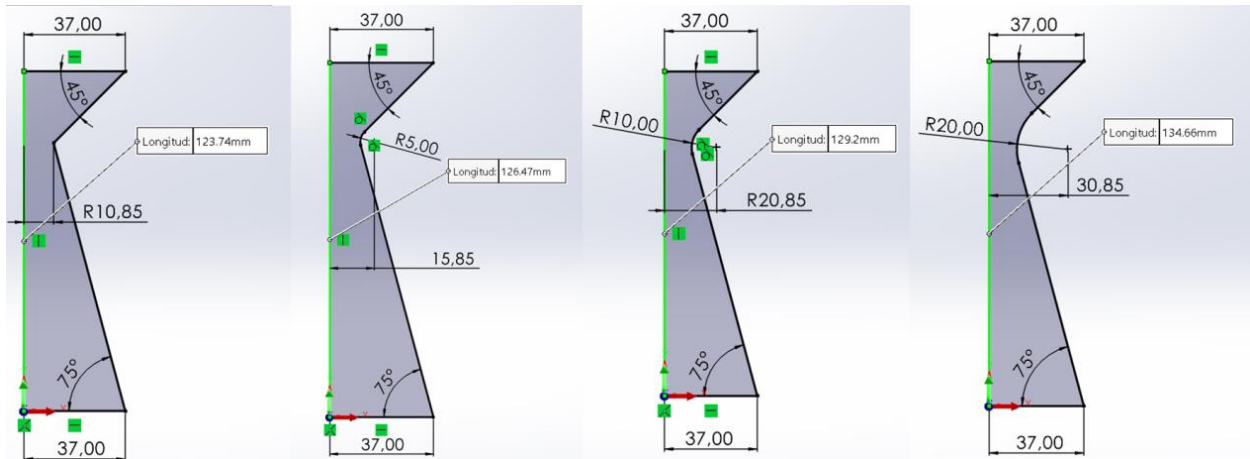


Ilustración 35. Modelado del volumen interior de varias toberas de distinto radio de garganta

Se han modelado cuatro piezas con distintos radios de garganta (0, 5, 10 y 20 mm) para ser analizadas individualmente en la simulación. Se puede comprobar que cuanto mayor es el radio de curvatura, mayor es la longitud de la tobera.

Una vez modelada la figura lo siguiente el exportarla en formato IGES para ser simulada en ANSYS. Para la simulación se ha utilizado el sistema de análisis *Fluid Flow (Fluent)*. Lo primero es la importación de la geometría previamente modelada en SolidWorks y posteriormente el mallado de dicha geometría. Como se ha comentado en el apartado 4.2.7.1, ANSYS en su versión *student* tiene limitado el número de celdas que conforman una malla, por lo que no es posible crear una malla demasiado fina, como muestra la siguiente figura.

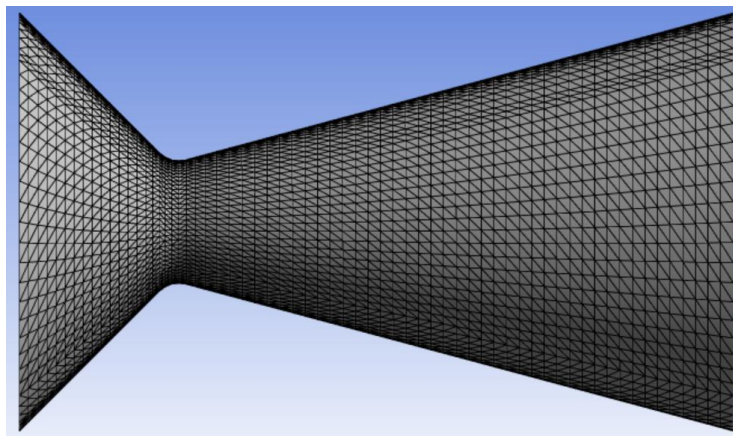


Ilustración 36. Mallado para la tobera de 5 mm de radio de garganta

Para lograr este mallado se ha insertado un *face meshing* en la superficie lateral de la tobera, y se ha añadido un *element size* (default) de entre 2 y 3 mm. Un *element size* demasiado bajo puede hacer que se sobrepase el límite de celdas con el que se puede crear una malla. También en este mismo módulo, se han de crear tres *named selections*: una para la cara de entrada a la tobera (*Inlet*), otra para la cara de salida de la tobera (*Outlet*) y una última para la cara lateral de la tobera (*Wall*).

Una vez creado el mallado el siguiente paso es la configuración de la simulación. Puesto que no se conoce el valor de muchas de las propiedades de los gases producto de combustión y el propósito de esta simulación es una mera comprobación visual del comportamiento del flujo, se ha optado por realizar la aproximación de emplear como fluido de la simulación aire como gas ideal y con un valor de viscosidad en función de la temperatura (*sutherland*). Para terminar de configurar la simulación se han de definir las condiciones de contorno (*Boundary Conditions*). Para ello se ha de configurar el *Inlet* como *pressure-inlet* e imponerle unas condiciones de entrada de 9879200 [Pa] y 3451 [K]. Lo mismo ocurre con el Outlet, que se ha de definir como *pressure-outlet* y se han de imponer unas condiciones de salida de 101325 [Pa] (presión ambiente) y 2029 [K]. Estos valores son resultados provistos por ProPep (ANEXO I) para las condiciones finales de diseño vistas en apartados anteriores.

Tras haber configurado la simulación, tan solo falta inicializarla y calcular los resultados. Para el cálculo de resultados se ha impuesto un número de iteraciones de en torno a 150.

Con los cálculos una vez realizados, el último paso es el de la configuración de la solución. Para ello se ha de crear un plano que pase por el centro de la tobera, dividiéndola en dos mitades iguales (depende de la orientación con la que se haya modelado la pieza). Al proyectar los cálculos sobre este plano, se obtienen los resultados en una sección longitudinal de la tobera.

Las siguientes imágenes muestran los resultados de presión y velocidad del fluido para cada una de las toberas de diferente radio de garganta modeladas.

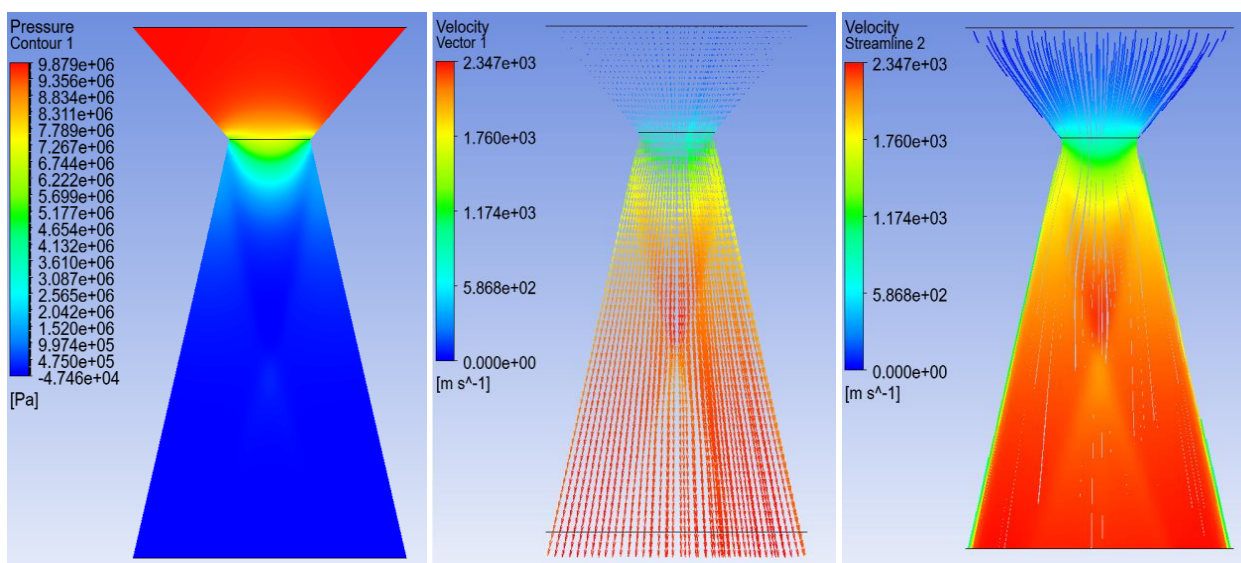


Ilustración 37. Simulación $R_{garganta} = 0 \text{ mm}$

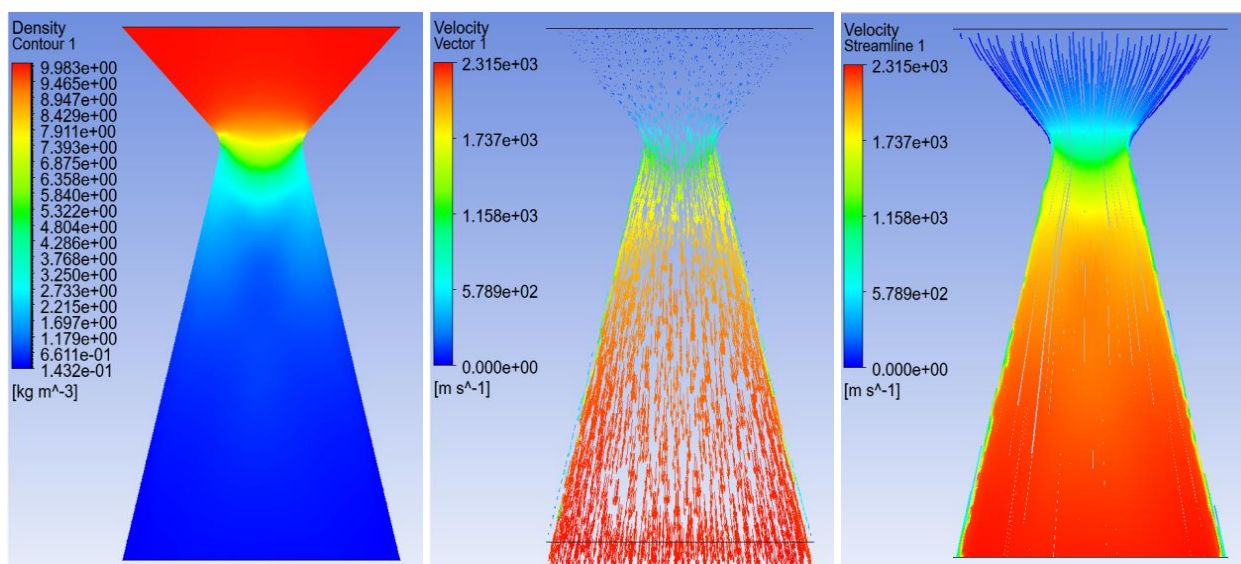


Ilustración 38. Simulación $R_{garganta} = 5 \text{ mm}$

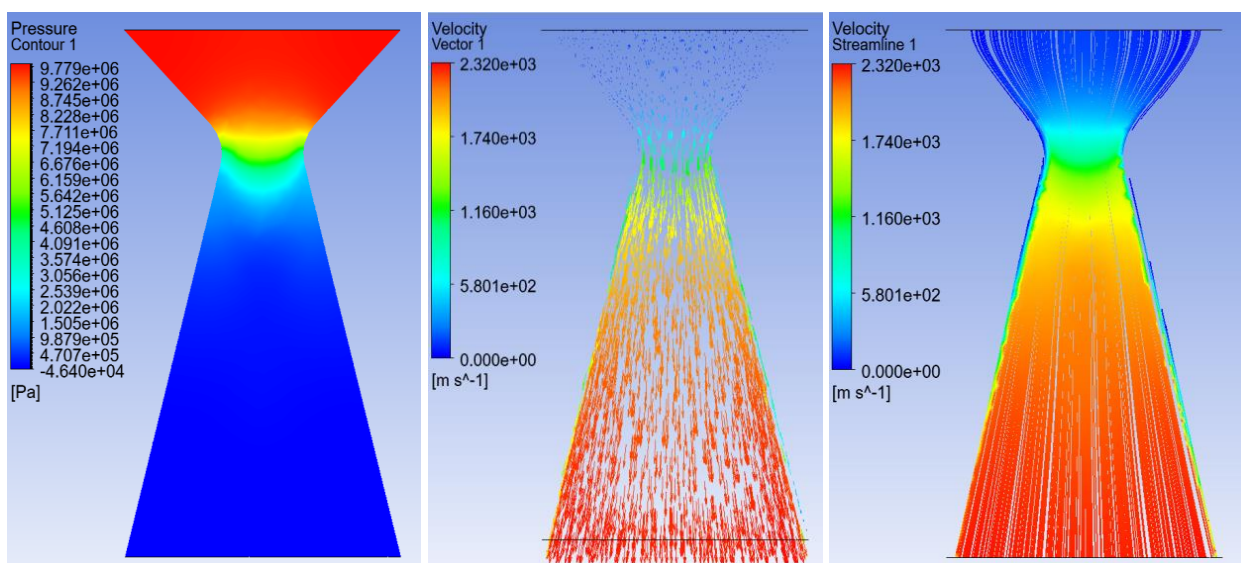


Ilustración 39. Simulación $R_{garganta}=10\text{ mm}$

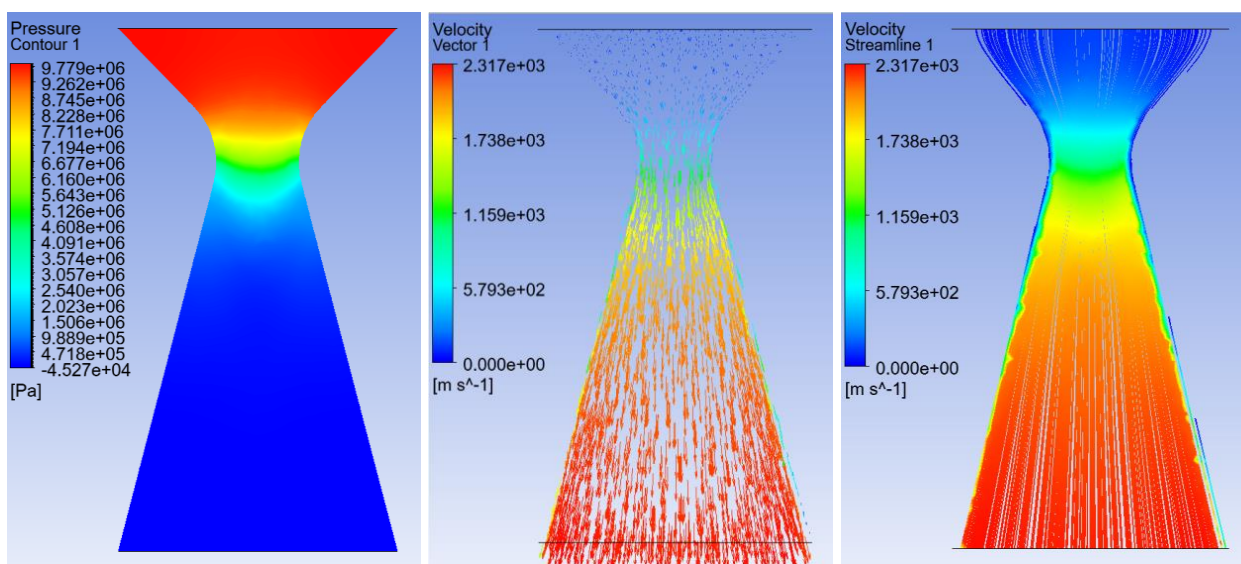


Ilustración 40. Simulación $R_{garganta}=20\text{ mm}$

Si se analiza la Ilustración 37, se ve que, si no se emplea ningún tipo de redondeo en la garganta de la tobera, se da un cambio brusco en la presión en este mismo punto, lo que provoca que se generen ondas de choque oblicuas (diamantes de Mach), que se pueden ver claramente en el diagrama de velocidad de la derecha. La zona de baja presión (azul oscuro) llega hasta la propia garganta, lo que puede provocar una separación de la capa límite y la aparición de vórtices, aunque en el diagrama no se muestre nada de esto.

A medida que se redondea la garganta dichas ondas de presión oblicuas van desapareciendo, siendo difíciles de ver en el diagrama de velocidad de la Ilustración 38, para un radio de redondeo de 5 mm, aunque todavía son apreciables. En esta misma figura, en el diagrama de la izquierda, se ve que, pese a que el cambio de presión no sea tan drástico como en la figura anterior, la distribución de presiones en ese punto no es del todo homogénea. Tras haber pasado por la garganta, en el eje de la tobera sigue habiendo una zona de baja presión (azul oscuro) rodeada por zonas de mayor presión (azul claro) lo que causa la aparición de las ondas de choque, aunque estas sean de menor intensidad y mucho menos visibles que en el caso de no haber redondeado la garganta. Es necesario seguir aumentando el radio de redondeo de la garganta.

Si se comparan la Ilustración 39 y la Ilustración 40 se puede observar que los resultados son muy similares. En ambos casos la distribución de presiones es mucho más homogénea que en las figuras anteriores, lo que hace que no haya rastro de ondas de choque ni de cualquier otro fenómeno que disminuya el rendimiento de la tobera. Es decir, cualquiera de estos dos radios de garganta es válido para el diseño de la tobera. De este modo, se elige un redondeo de garganta de 10 mm de radio para el diseño de la tobera, ya que resulta en una menor longitud de tobera, con la consiguiente reducción del peso que ello supone.

4.2.9.2 Determinación del resto de parámetros de la tobera

Para la determinación de los parámetros restantes de la tobera se ha vuelto a hacer uso de los parámetros de diseño de Michael M. Madsen y Jorgen Frank [10]. En su artículo *Mechanical Design of Rocket Motors* se asume como material de diseño de la tobera al acero templado común con un límite elástico mínimo de 230 [MPa].

Todos los parámetros de diseño están basados en este material, por lo que es necesario que el material de diseño seleccionado presente como mínimo este valor de límite elástico. Para ello, el procedimiento seguido ha sido buscar en la base de datos de materiales de *MakeItFrom* [12] un acero con un límite elástico que como mínimo sea de 230 [MPa], a la vez que presente una temperatura máxima de servicio lo más alta posible.

De este modo, se selecciona al acero *EN 1.4162 (X2CrMnNiN21-5-1) Stainless Steel* [28] como material de la tobera, con un límite elástico de 520 [MPa] y una temperatura máxima de servicio de 1000°C, aunque su temperatura de fusión alcanza los 1420°C.

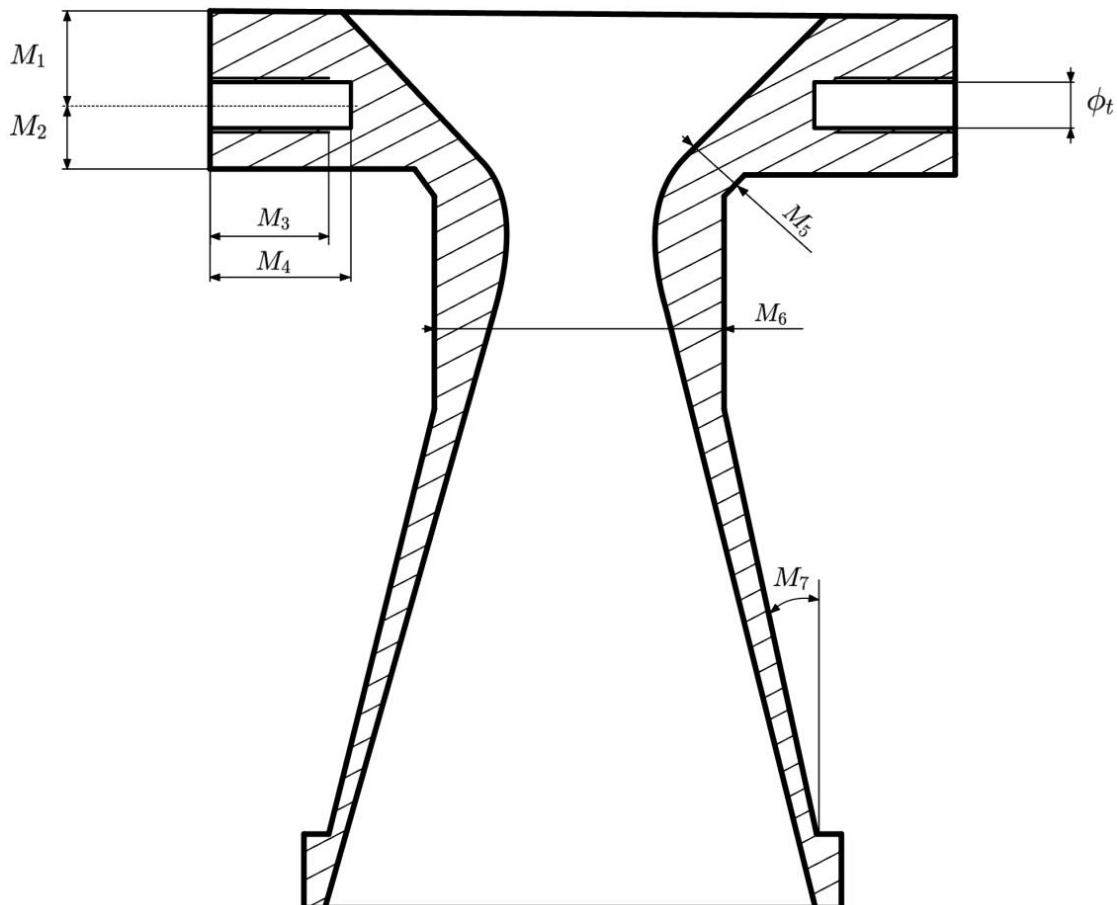


Ilustración 41. Parámetros de diseño tobera. Elaboración propia

Los parámetros de diseño aplicados a las medidas que se aprecian en la imagen anterior son los siguientes:

- $M1 > 1.5 \varnothing_t$
- $M2 > 1.0 \varnothing_t$
- $M3 > 1.75 \varnothing_t$
- $M4 > 2.0 \varnothing_t$
- $M5 > 0.3 \varnothing_{\text{garganta}}$
- $M6 > 1.8 \varnothing_{\text{garganta}}$
- $M7 \rightarrow 13^\circ\text{-}14^\circ$

Utilizando como criterio el mayor ahorro de peso posible, el valor de estas medidas se recoge en la siguiente tabla.

Medida	Valor
M1	10.2 [mm]
M2	6.8 [mm]
M3	11.9 [mm]
M4	13.6 [mm]
M5	6.6 [mm]
M6	39.1 [mm]
M7	14°

Tabla 10. Valores de las medidas de la geometría exterior de la tobera

El único parámetro de diseño que no se incluye en el artículo es el espesor de la tobera en su salida, siendo necesario consultar otras fuentes para obtener este dato. Se ha visto que el espesor de la tobera es generalmente igual al grosor de las paredes de la cámara de combustión [30], por lo que se elige un espesor de 0.5 mm a la salida de la tobera. Esto hace que el diámetro exterior de la cámara y el diámetro exterior de la tobera en la salida coincidan, siendo posible alargar la carcasa hasta este punto para poner aletas si así se quisiera.

4.2.9.3 Conclusiones

Por último, es importante destacar que las temperaturas que alcanzan los gases producto en la garganta de la tobera y en la salida de esta son de 3166 [K] y 2029 [K], respectivamente. No hay acero que resista estas temperaturas, por lo que es importante considerar la introducción de inserciones de materiales ablativos como el wolframio o compuestos cerámicos tanto en la garganta como en otras zonas de la tobera [28]. La introducción de estos materiales hace que sea necesario evaluar el fenómeno de erosión en la garganta de la tobera. No obstante, la introducción de estos materiales no ha sido considerada en el presente proyecto, por lo que se ha de examinar su incorporación en trabajos futuros.

4.2.10 SISTEMAS DE IGNICIÓN

Los ignitores son los dispositivos encargados de iniciar la reacción de combustión en la cámara mediante un aumento de los niveles de temperatura y presión. Se ha decidido optar un encendedor de tipo pirotécnico debido a su fiabilidad y sencillez. Este tipo de ignitores hace que no sea necesario diseñar una mampara en el extremo superior de la cámara de combustión donde se alojaría un encendedor pirógeno, sino que el propio ignitor se coloca en el alma del grano, con todo el sistema de cableado atravesando la tobera.

Para que se de un correcto encendido del motor es necesario emplear una cantidad adecuada de material pirotécnico, alcanzándose valores de presión similares a todo el curso de operación del cohete para que la reacción pueda ser autosostenida. En la Ilustración 28 se puede observar que la presión mínima de operación del cohete es ligeramente inferior a los 2 MPa. De modo que el sistema de ignición debe ser capaz de proporcionar un nivel de presión igual a este valor. Para ello se debe de utilizar una determinada cantidad de material pirotécnico.

Para el cálculo de la cantidad de material pirotécnico a emplear se hace uso del programa IGNITER.XLS de Richard Nakka [32]. Los cálculos de este programa se basan en la siguiente ecuación [33].

$$P = \lambda \cdot \Delta \cdot \frac{\rho}{\rho - \Delta} + P_a$$

Siendo:

- P: presión en la cámara debida al ignitor [lb_f/in²]
- ρ: densidad del material de carga [lb_m/in³]
- Δ: densidad de carga (C/V) [lb_m/in³]
- C: masa original del material de carga [lb_m]
- V: volumen libre de la cámara tras la combustión del material ignitor [in³]
- λ: fuerza efectiva/impetu del material de ignición [lb_f/lb_m]
- P_a: presión ambiental [lb_f/in²]

El programa emplea las unidades del sistema inglés, por lo que es necesario transformar todas las variables de entrada a este sistema.

El material pirotécnico empleado es el de pólvora negra comercial, con una composición másica típica de 74% de Nitrato de Potasio, 16% de carbón y 10% de azufre. Lo que se traduce en una densidad ideal de 1.465 g/cm³, aunque el factor de densidad de este tipo de materiales suele estar comprendido entre 0.5 y 0.75, escogiéndose un valor intermedio de 0.6. Se ha optado por este material por presentar una composición conocida a partir de la cual se puede calcular su ímpetu (λ) mediante un programa de equilibrio químico como lo es ProPep. De esta manera su ímpetu es de 85000 [ft-lb_f/lb_m].

El resto de las variables de entrada hacen referencia a las dimensiones del grano, a las del material pirotécnico y a las de la propia cámara de combustión. Puesto que el material pirotécnico se introduce en el alma del grano, su geometría consiste en un cilindro de diámetro igual al diámetro interior del grano (22.22 cm). De este modo la cantidad de material pirotécnico depende únicamente de la longitud de este cilindro. También es importante destacar que para el cálculo del volumen libre de la cámara de combustión se ha de tener en cuenta el aislante empleado, no únicamente las paredes metálicas de la cámara.

De esta manera las variables de entrada del programa se calculan a partir de las dimensiones de cada uno de los elementos vistos en apartados anteriores. En la siguiente tabla se hace un resumen de estas variables de entrada empleando tanto el sistema métrico como el utilizado por este programa.

	Sistema Métrico	Unidades del programa
Volumen del grano	2183572.5 [cm ³]	133249.8 [in ³]
Volumen libre de la cámara	2506598.4 [cm ³]	152962 [in ³]
Diámetro del ignitor	22.22 [cm]	8.748 [in]
Presión ambiental	0.101 [MPa]	14.7 [psi]

Tabla 11. Variables de entrada IGNITER.XLS

La única variable de entrada que falta por ser introducida es la longitud del cilindro ignitor. A mayor longitud de este cilindro mayor es la presión que se alcanza en la cámara. De modo que se pretende ajustar la longitud del cilindro para que la presión en la cámara generada únicamente por el material pirotécnico sea igual a 2 MPa (290 psi). Esto se consigue con una longitud de 7 cm, tal y como muestra la siguiente figura.

Igniter charge material

☒	Black powder	0.032	lb _m /in ³	density of BP charge (see BP worksheet...)
☐	Other		lb _m /in ³	density of igniter charge powder

Chamber Pressure calculation	Ejection Force calculation for parachutes etc.
$V_{ic} = 165.643 \text{ in}^3$ Volume of igniter charge NOTE [1] $V_c = 64999998 \text{ in}^3$ Volume of motor chamber, empty $V_g = 64999998 \text{ in}^3$ NOTE [b] Volume of propellant grain $C = 5.2567 \text{ lb}_m$ Mass of igniter charge $= 2384.4 \text{ grams}$ $V = 19712.2 \text{ in}^3$ Motor chamber free volume $\lambda = 85000 \text{ ft-lb}_m/\text{lb}_m$ Impetus of charge powder NOTE [2] $\Delta = 0.00027 \text{ lb}_m/\text{in}^3$ Loading density (C/V) $P_a = 14.7 \text{ psia}$ Ambient (atmospheric) pressure $G = 1.00$ Fraction of original charge mass consumed [NOTE 3] $P = 289 \text{ psia}$ Pressure in motor chamber	Internal diameter rocket tube * 2.52 in Calculated force of ejection 1441 lb force Notes: [a] * Assumes chamber closed by fore and aft bulkheads same diameter as ID of rocket. [b] V_g for parachute compartments etc. is either zero, or, if volume of parachute, cords, wadding, etc. is known, that total value in cu. in.

Notes:

[1] The volume of a cylindrical tube type igniter may be readily calculated here:

$D = 8.748 \text{ in.}$	Inside diameter of tube
$L_{ic} = 2.76 \text{ in.}$	Charge length
$V_{ic} = 165.643 \text{ in}^3$	Volume of igniter charge

Ilustración 42. Resultados IGNITER.XLS

Mediante un encendedor pirotécnico de pólvora negra comercial de 22 cm (8.748 in) de diámetro y 7 cm (2.76 in) de largo se alcanza el nivel de presión necesario para lograr una combustión auto sustentada.

El sistema de cableado empleado por Richard Nakka [33] para este material pirotécnico consiste en dos alambres de cobre que utilizan como resistencia un cable de nicromo de unos 5 mm de longitud. Para la alimentación recomienda el uso de un par de baterías recargables de hidruro metálico de níquel (NiMH) de 3,6V y 300 mAh cada una, conectadas en serie. El motivo que justifica su elección es una excelente capacidad de entrega de corriente. También recomienda que el material pirotécnico esté envuelto en un fino tubo de polietileno sellado por los extremos por fibra de vidrio y pegamento termofusible.

Capítulo 5. ANÁLISIS DE RESULTADOS

Para obtener una estimación más realista de las prestaciones del motor cohete diseñado se toman los valores típicos de rendimiento de la combustión y de rendimiento de la tobera. Un propelente bien mezclado presenta un rendimiento de combustión de en torno al 95%, por lo que se adopta este valor. En cuanto al rendimiento de la tobera, los valores típicos oscilan entre un 75 y un 85% para propelentes basados en dextrosa/sorbitol/azúcar, siendo más elevados para propelentes de altas prestaciones, como es el White Lightning. Este motivo justifica que se haya considerado un rendimiento de la tobera del 90%.

Una vez determinados estos dos rendimientos se obtienen las nuevas gráficas de presión y empuje.

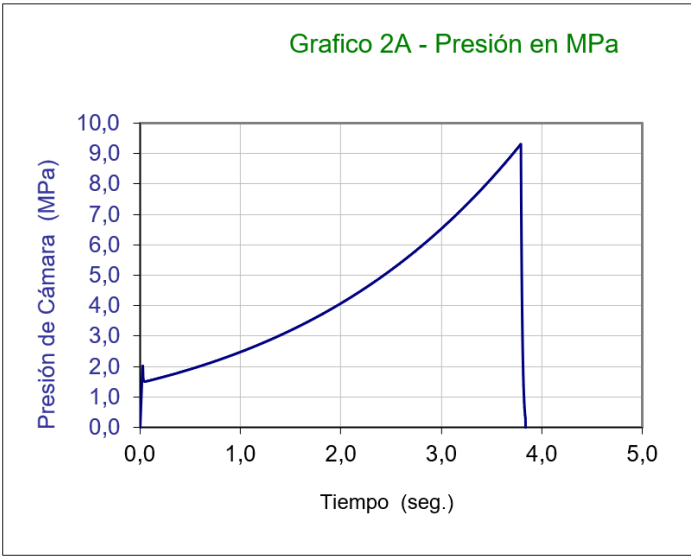


Ilustración 43. SRM. Evolución de la presión en la cámara de combustión

Pmax = 9,41 MPa	Pmax = 96,0 Kg/cm ²	Pmax = 1365 psi
t burn = 3,788 s.	<- Tiempo total de quemado ->	t burn = 3,788 s.
t thrust = 3,834 s.	<- Tiempo de empuje neto ->	t thrust = 3,834 s.

Ilustración 44. SRM. Presión máxima y tiempo de quemado

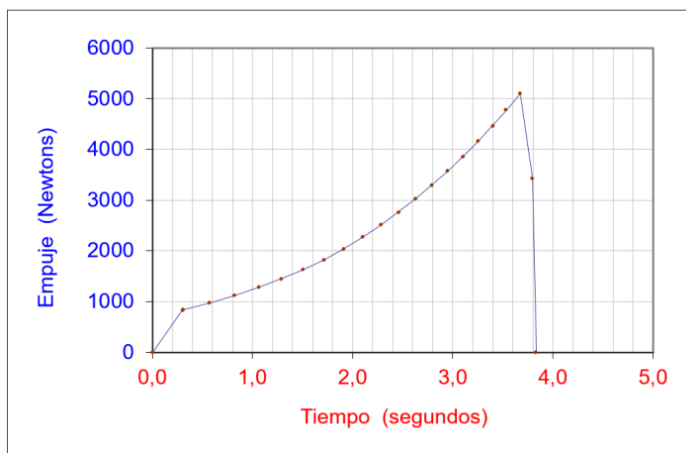


Ilustración 45. SRM. Evolución del empuje proporcionado por el motor cohete

Motor ICAI Rocket Team White Lightning	
Masa del grano	3,867 kg. 8,525 libras
Impulso Total	9049,7 N-seg. 2034,6 lb-seg.
Empuje promedio	2360,4 Newton 530,6 libras
Tiempo de empuje	3,834 seg.
Impulso Específico (Isp)	238,6 seg.
Clasificación del Motor	M 2360

Ilustración 46. SRM. Resultados motor ICAI Rocket Team

Otra característica importante es el peso total del motor cohete. Para obtener este valor se ha hecho uso de la herramienta SolidWorks, con la que se han modelado cada uno de los elementos que conforman el motor cohete. Es importante vincular cada elemento con su material de diseño. Una vez se hayan modelado las piezas y se haya definido correctamente el material de cada una, el siguiente paso es el de ensamblarlas para así determinar el peso total del conjunto.

Propiedades de masa de Motor_Cohete
Configuración: Predeterminado
Sistema de coordenadas: -- predeterminado --

Masa = 6445.44 gramos

Volumen = 3295753.34 milímetros cúbicos

Área de superficie = 1014006.18 milímetros cuadrados

Ilustración 47. Resultados SolidWorks tras el ensamblaje del motor cohete

El peso total del motor cohete cargado es de 6445.44 gramos.

Capítulo 6. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

Para evaluar el diseño realizado es necesario compararlo con las prestaciones que ofrece el motor cohete que el ICAI Rocket Team había tomado como base, el Aerotech M650W [5]. Esta comparativa queda resumida en la siguiente tabla.

	Motor ICAI Rocket Team	Aerotech M650W
Impulso total [Ns]	9049.7	5964
Empuje promedio [N]	2360.4	656
Empuje máximo [N]	5385	1475
Tiempo de empuje [s]	3.834	9.1
Peso [g]	6445.44	5125

Ilustración 48. Comparativa de prestaciones motores cohete

Se puede observar que el motor cohete diseñado presenta un mayor impulso total y un mayor empuje. El tiempo de empuje del motor cohete diseñado en el presente proyecto es significativamente menor al del Aerotech, esto puede deberse a que el motor diseñado opera con mayores presiones, lo que a su vez justificaría unos valores de empuje notablemente superiores.

La única desventaja que presenta el motor del ICAI Rocket Team es que su masa es superior a la de su competidor. Sin embargo, en los ratio impulso/masa y empuje/masa sigue estando por encima del Aerotech. Estos motivos justifican la afirmación de que se ha logrado superar las prestaciones del motor cohete tomado como base.

A parte de un diseño que mejora las prestaciones del motor cohete disponible hasta la fecha, también se considera que se ha elaborado una guía de diseño muy completa y detallada. Esto facilita en gran medida la incorporación de futuras modificaciones o el diseño de un motor cohete de distinto tipo o especificación.

No obstante, ha habido ciertos temas que no han sido tratados o que han sido evaluados a través de suposiciones o simplificaciones. A continuación, se hace un breve repaso sobre

todas estas simplificaciones tomadas y los posibles trabajos futuros para lograr un diseño aún más preciso y optimizado.

Una de las principales limitaciones encontradas ha sido que los valores de a y n dados por el fabricante del propelente están dados para un único nivel de presión. Como no hay más datos sobre los distintos valores de a y n para otros valores de presión, se ha tomado la simplificación de que los valores dados son constantes para toda la gama de presiones. Esto inevitablemente genera un error. Por lo que para corregirlo es posible realizar un ensayo para medir los valores experimentales de estos parámetros para distintos niveles de presión.

También se ha mencionado en el apartado de diseño de la tobera que las temperaturas alcanzadas por los gases en su transcurso por la tobera son muy elevadas, por lo que es posible que sea necesario incorporar inserciones de materiales ablativos en la garganta o incluso en otras zonas de la tobera. Para ello es necesario realizar un análisis termo estructural con una herramienta CFD como ANSYS.

Para realizar esta simulación al igual que para determinar el rendimiento de la tobera es necesario conocer las propiedades de los gases producto de la combustión. Conociendo estos valores se podría estimar de manera más precisa el rendimiento de la tobera como la diferencia de entalpías entre entrada y salida calculada mediante ANSYS entre como la diferencia de entalpías entre entrada y salida para el caso ideal provista directamente por ProPep. También habría que tener en cuenta la componente normal de los gases a la salida para calcular este rendimiento.

Otra aproximación realizada ha sido la de aproximar la relación de calores específicos de la mezcla a la de flujo bifásico (k_{2ph}). Esta aproximación se ha realizado por la pequeña cantidad de condensados que presenta este propelente en comparación con otros basados en azúcar, dextrosa o sorbitol, y también debido a la obtención de resultados extraños por parte de ProPep que imposibilitaban el cálculo. Por lo que una manera de calcular k_{2ph} sería ajustar manualmente la reacción y calcular los calores específicos totales y en fase gaseosa.

Otra de las limitaciones enfrentadas ha sido el tamaño del grano ofrecido por el proveedor, con un diámetro demasiado pequeño, lo que obliga a ser rellenado con material aislante. Se ha podido comprobar que se ha empleado un exceso de material aislante que podría haberse empleado en utilizar una mayor cantidad de propelente. Por lo que un trabajo futuro podría ser el de diseñar un propelente a medida para incrementar las prestaciones del motor.

Otro problema de haber optado por un fabricante de propelente es que se desconoce la composición exacta de la mezcla, por lo que han sido necesario estimar la composición de dichos componentes. Este problema con un propelente personalizado también se vería solucionado.

Capítulo 7. BIBLIOGRAFÍA

- [1] ICAI Rocket Team
<<https://icairocket.com/>>
- [2] Space Sport America Cup
<<https://spaceportamericacup.com/>>
- [3] TRA. Tripoli Rocketry Association
<https://www.tripoli.org/content.aspx?page_id=0&club_id=795696>
- [4] National Association of Rocketry. Standard Motor Codes
<<https://www.nar.org/standards-and-testing-committee/standard-motor-codes/>>
- [5] ThrustCurve. AeroTech M650 W
<<https://www.thrustcurve.org/motors/AeroTech/M650W/>>
- [6] RocketReviews. Aerotech M650W - Time-Thrust Curve and Data
<<https://www.rocketreviews.com/aerotech-m650w.html>>
- [7] Introducción a ProPep 3
<<http://www.rimworld.com/loggerusb/propep3/ProPep%203%20Manual.pdf>>
- [8] ScienceLearn. Types of chemical rocket engines
<<https://www.sciencelearn.org.nz/resources/393-types-of-chemical-rocket-engines>>
- [9] ÇENGEL, Y & CIMBALA, J (2006). Mecánica de Fluidos. Fundamentos y aplicaciones
<<https://www.udocz.com/apuntes/51530/mecanica-de-fluidos-fundamentos-y-aplicaciones-yunus-cengel-y-john-cimbala-primer-edicion>>
- [10] Wikipedia. Tobera del motor cohete
<https://es.wikipedia.org/wiki/Tobera_del_motor_cohete>
- [11] Arts and Culture. Aerospike
<<https://artsandculture.google.com/entity/m013wv9?hl=es>>
- [12] ResearchGate. Conventional bell nozzle vs aerospike nozzle
<https://www.researchgate.net/figure/Comparison-of-flow-through-conventional-bell-nozzle-and-aerospike-nozzle_fig3_2421935>
- [13] Derek Honkawa Rocketry. Aerospike Engine
<<https://dhrocketry.com/aerospike-engine/>>
- [14] Ehu. Motor iónico

- < http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica_/elecmagnet/movimiento/motor/motor.html>
- [15] Nasa. Nuclear Rockets
< <https://www1.grc.nasa.gov/historic-facilities/rockets-systems-area/7911-2/>>
- [16] Nakka Rocketry. Teoría sobre motores cohete de propelente sólido
< https://www.nakka-rocketry.net/articles/teoria_de_los_motores_cohete.pdf>
- [17] Rocket Motor Components. Official Website
< <https://www.rocketmotorparts.com/>>
- [18] Rocket Motor Components. 75mm White Lightning™ Moonburning Propellant Grain
<https://www.rocketmotorparts.com/75mm_White_Lightning_Moonburning_Propellant_Grain/p1577809_21641228.aspx>
- [19] MADSEN, M & FRANK, J. Mechanical design of rocket motors
< <http://www.raketnicentar.com/webrakete/Motordesign.pdf>>
- [20] White Lightning Propellant Datasheet. Rocket Motor Components
<https://d11fdyfhxcs9cr.cloudfront.net/templates/170652/myimages/rcs_8225w_propellant_data.pdf>
- [21] MakeItFrom. Material Properties Database
< <https://www.makeitfrom.com/>>
- [22] MakeItFrom. Aged Grade 350 Maraging Steel
< <https://www.makeitfrom.com/material-properties/Aged-Grade-350-Maraging-Steel>>
- [23] MakeItFrom. Aged Full Hard S46910 Stainless Steel
< <https://www.makeitfrom.com/material-properties/Aged-Full-Hard-S46910-Stainless-Steel>>
- [24] Espesores típicos de planchas de acero inoxidable. Aceros Valval
< <https://acerosvalval.cl/planchas-de-acero-inoxidable/>>
- [25] Nakka Rocketry. Propellant Inhibitor Experiment
< <https://www.nakka-rocketry.net/inh-exp.html>>
- [26] RocketryForum. White Lightning Propellant Composition
< <https://www.rocketryforum.com/threads/composite-motor-propellant-compositions.141832/>>
- [27] Rocket Reviews. M650W APCP White Lightning propellant
< <https://www.rocketreviews.com/aerotech-m650w.html>>
- [28] NASA. Space Shuttle Propellant
< https://www.nasa.gov/returntoflight/system/system_SRB.html>

- [29] Nakka Rocketry. Space Shuttle Booster Propellant
< <https://www.nakka-rocketry.net/anexp.html> >
- [30] Nakka Rocketry. Ratio of Specific Heats
< <https://www.nakka-rocketry.net/techs1.html> >
- [31] Rocket Motor Components. 75mm White Lightning™ Moonburning Propellant Grain
< https://www.rocketmotorparts.com/75mm_White_Lightning_Moonburning_Propellant_Grain/p1577809_21641228.aspx >
- [32] Nakka Rocketry. Conversion of a from english to metric
< https://www.nakka-rocketry.net/articles/conversion_a.gif >
- [33] Nakka Rocketry. Rocket Motor Design Charts - Chamber Pressure
< <https://www.nakka-rocketry.net/design1.html> >
- [34] Nakka Rocketry. SRM
< <https://www.nakka-rocketry.net/softw.html> >
- [35] Engineers Edge. Heat Transfer Coefficient Table Chart
< https://www.engineersedge.com/thermodynamics/overall_heat_transfer-table.htm >
- [36] OPAC Componentes. Catálogo tornillos cabeza Allen DIN 912 (ISO 4762)
< <https://www.opac.net/pdf/H912.pdf> >
- [37] MakeItFrom. EN-1.4162-X2CrMnNiN21-5-1-Stainless-Steel
< <https://www.makeitfrom.com/material-properties/EN-1.4162-X2CrMnNiN21-5-1-Stainless-Steel> >
- [38] Risacher. Rocket Motor Design Equations
< <https://risacher.org/rocket/eqns.html> >
- [39] NASA. Solid Rocket Motor Nozzles. Throat insert
< http://everyspec.com/NASA/NASA-SP-PUBS/NASA-SP-8115_20667/ >
- [40] Nakka Rocketry. Igniter.xls
< <https://www.nakka-rocketry.net/softw.html#igniter> >
- [41] Nakka Rocketry. Igniter Systems
< <https://www.nakka-rocketry.net/igniter.html> >
- [42] ONU. Objetivos de Desarrollo Sostenible
< <https://www.un.org/sustainabledevelopment/es/objetivos-de-desarrollo-sostenible/> >
- [43] Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site. Burn Rate Determination from Static Test Pressure Measurement
- [44] < <https://www.nakka-rocketry.net/ptburn.html> >

Ingredients		
Name	Propellant Name	Weight (gr)
AMMONIUM PERCHLORATE	▼	69.80
ALUMINUM (PURE CRYSTALLINE)	▼	16.00
POLYBUTADIENE ACRYLIC ACID	▼	12.00
EPOXY 201	▼	2.00
IRON OXIDE	▼	0.20
	▼	0.00
	▼	0.00
	▼	0.00
	▼	0.00
	▼	0.00
	▼	0.00
	▼	0.00
	▼	0.00
	▼	0.00
	▼	0.00
Total Wt (grams)		100.00

Operating Conditions	
Temp. of Ingredients (K)	298
Chamber Pressure (PSI)	1433
Exhaust Pressure (PSI)	14.70
☐ Boost Velocity and Nozzle Design	

Calculate	Isp*	198.368
	C*	5153.535
	Density	1E-05
	Molecular Wt.	26.25053
	Chamber CP/CV	1.173148
	Chamber Temp.	3451.455

Display Results	Display Nozzle Graphs
-----------------	-----------------------

Code	WEIGHT	D-H	DENS	COMPOSITION				
0 AMMONIUM PERCHLORATE	69,800	-601	0,00001	1 CL	4 H	1 N	4 O	
0 ALUMINUM (PURE CRYSTALLINE)	16,000	0	0,00001	1 AL				
0 POLYBUTADIENE ACRYLIC ACID	12,000	-84	0,00001	104 H	70 C	4 O		
0 EPOXY 201	2,000	-661	0,00001	24 H	16 C	4 O		
0 IRON OXIDE	0,200	-1230	0,00001	3 O	2 FE			

THE PROPELLANT DENSITY IS 0,00001 LB/CU-IN OR 0,0003 GM/CC
THE TOTAL PROPELLANT WEIGHT IS 100,0000 GRAMS

NUMBER OF GRAM ATOMS OF EACH ELEMENT PRESENT IN INGREDIENTS

3,783565 H
0,946147 C
0,594058 N
2,456065 O
0,593032 AL
0,594058 CL
0,002505 FE

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

T(K)	T(F)	P(ATM)	P(PSI)	ENTHALPY	ENTROPY	CP/CV	GAS	RT/V
3451	5753	97,48	1433,00	-44,53	224,99	1,1731	3,526	27,647

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 9,718 12,461
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 3,526 0,284

1,005253e+000 H2	8,845377e-001 CO	5,581797e-001 H2O	5,264097e-001 HCl
2,959478e-001 N2	2,836022e-001 Al2O3*	1,008445e-001 H	6,128682e-002 CO2
3,500384e-002 Cl	2,578009e-002 HO	1,186762e-002 AlCl	5,016793e-003 AlCl2
4,380684e-003 AlOCl	1,922262e-003 NO	1,805545e-003 AlHO2	1,736495e-003 FeCl2
1,497655e-003 O	1,103305e-003 AlHO	8,040625e-004 AlCl3	5,666931e-004 Fe
4,254908e-004 AlO	3,265853e-004 O2	1,983080e-004 Al	1,257486e-004 CHO
9,603167e-005 Cl2	8,736385e-005 FeCl	8,309675e-005 NH3	6,614722e-005 Al2O
5,980077e-005 COCl	4,617090e-005 AlH	4,541520e-005 FeO	4,262331e-005 CNH
4,181092e-005 FeH2O2	3,213279e-005 HOC1	2,981321e-005 NH2	2,586623e-005 OC1
1,810934e-005 N	1,371947e-005 CH2O	1,216559e-005 NH	8,691850e-006 Al2O2
5,313140e-006 HO2	4,843523e-006 NHO	4,716015e-006 AlO2	4,095356e-006 CNHO
1,91844E-06 FeCl3	1,91844E-06 FeCl3		

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 26,251

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

T(K)	T(F)	P(ATM)	P(PSI)	ENTHALPY	ENTROPY	CP/CV	GAS	RT/V
2029	3194	1,00	14,70	-129,08	224,99	1,1977	3,435	0,291

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL = 9,209 11,080
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED = 3,435 0,297

1,066714e+000 H2	8,551492e-001 CO	5,874249e-001 HCl	5,293038e-001 H2O
2,969996e-001 N2	2,964827e-001 Al2O3&	9,091628e-002 CO2	3,811307e-003 H
2,464683e-003 FeCl2	1,553045e-003 Cl	2,035862e-004 HO	1,444322e-005 AlCl3
1,041754e-005 Fe	6,845284e-006 AlCl2	5,941911e-006 AlCl	4,381754e-006 AlOCl
3,918815e-006 NO	3,424263e-006 NH3	1,514262e-006 FeH2O2	1,081147e-006 FeCl
1,03066E-06 Cl2			

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS 26,801

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

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
263,9	1,1802	3166	55,40	5108,8		12,17	0,1	0,11083	1715
271,3	1,1506	3223	55,98	5153,5	198,4	13,52	0,1	0,11180	2029

ANEXO II. CÓDIGO MATLAB. ÁREA GARGANTA- PRESIÓN CÁMARA

```
% Presión límite alcanzable en la cámara de combustión
p_limite=21

% Área de quemado inicial [mm^2]
ab_ini=55202.7

% Área máxima de quemado [mm^2]
ab_max=157310.4

% Densidad propelente [kg/m^3]
ro=1771.0

% Burn rate pressure coefficient [m/s]
a=5.7086*10^-6

% Burn rate pressure exponent []
n=0.45

% Velocidad característica del propelente (c*) [m/s]
c_estrella=1625.25

% k Dinámico (condiciones de escape)
k_din=1.1977

% Presión ambiental [MPa]
pamb=0.101529

% Sección de entrada de la tobera [mm^2]
a0=(pi*74^2)/4

% Inicialización de variables de salida

% Término proporcional al empuje, interesa que sea lo mayor posible
fmax=0.0
% Presión de la cámara de combustión [MPa]
S_P=0.0
% Área de la garganta de la tobera [mm^2]
S_AG=0.0

% Según DANSK AMATØR RAKET KLUB la relación 4<A0/Ag<9
% - A0/A* > 4 para que no se den condiciones termodinámicas inadecuadas
% - A0/A* > 4 para no sobredimensionar la tobera
% Siendo A0=4300.84, Ag debe encontrarse entre 477.87 y 1075.87 mm^2
```

```
% O lo que es lo mismo, el diámetro de la garganta ha de estar entre
% 24.67 (A0/9) y 37 mm (A0/4)

for ag=200:0.01:1075.87
p=(10^-6)*((ab_max/ag)*a*ro*c_estrella)^(1/(1-n))
f=ag*p
exp_opt=1/(((k_din+1)/2)^(1/(k_din-
1)))*(pamb/p)^(1/k_din)*sqrt((k_din+1)/(k_din-1)*(1-(pamb/p)^((k_din-
1)/k_din))))

% Introducción de restricciones vistas en el apartado de consideraciones
if f>fmax && a0/ag>exp_opt && p<p_limite
fmax=f
S_P=p
S_AG=ag
% S_EXP_OPT (relación de expansión óptima (Ae/A*))
S_EXP_OPT=exp_opt
end
end

% Ratio A0/Ag
S_RATIO_A0_AG=a0/S_AG

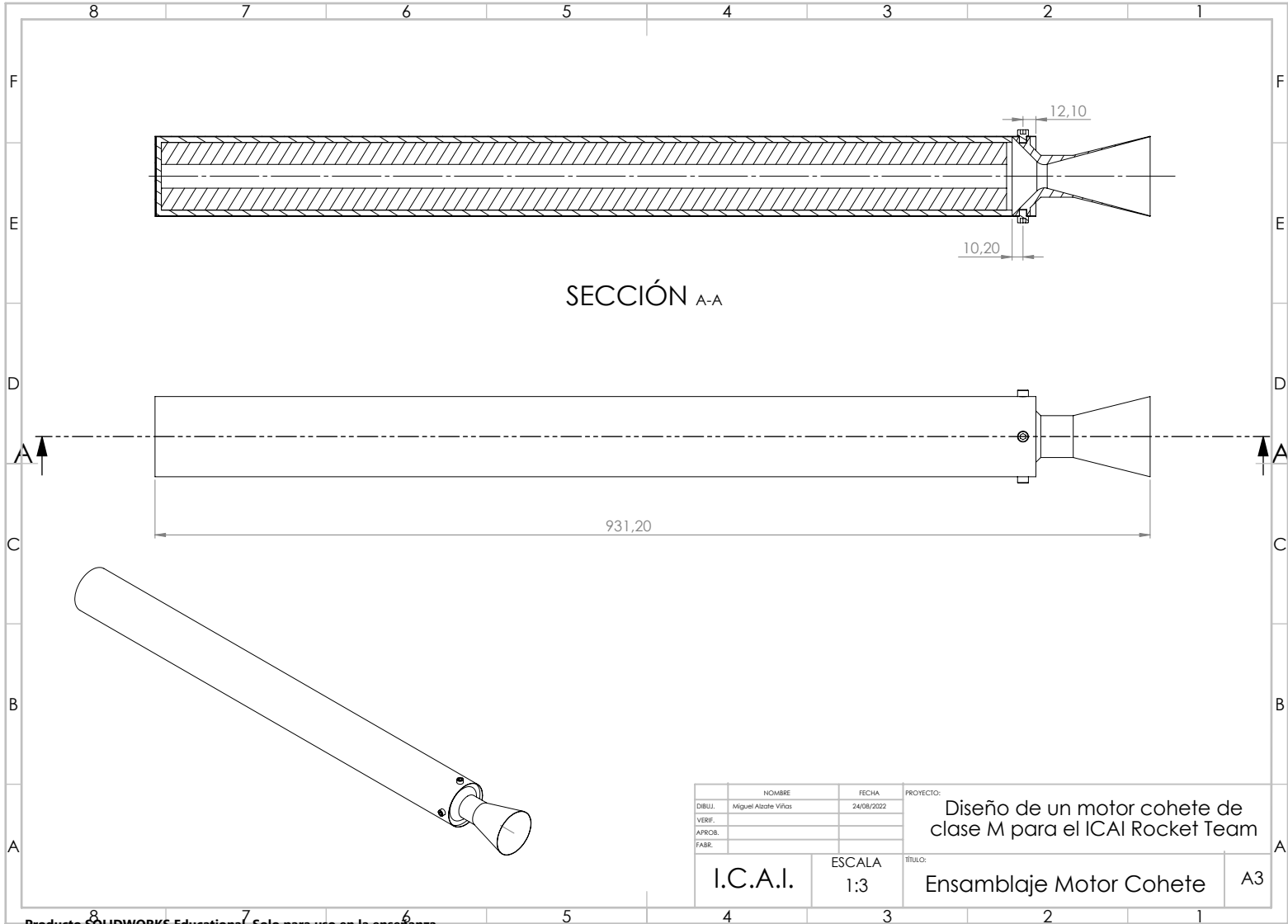
% Klemmung mínimo
S_KN_MIN=ab_ini/S_AG

% Diámetro de la garganta [mm]
S_DG=sqrt(4*S_AG/pi)

% Diámetro de salida de la tobera [mm]
S_DS=sqrt(4*(S_AG*S_EXP_OPT)/pi)

%S_E=S_AG*S_P*sqrt((2*k_din^2)/(k_din-
1)*((2/(k_din+1))^(k_din+1)/(k_din-1)))*(1-(pamb/S_P)^((k_din-
1)/k_din)))
```

ANEXO III. PLANOS MOTOR COHETE



SECCIÓN A-A

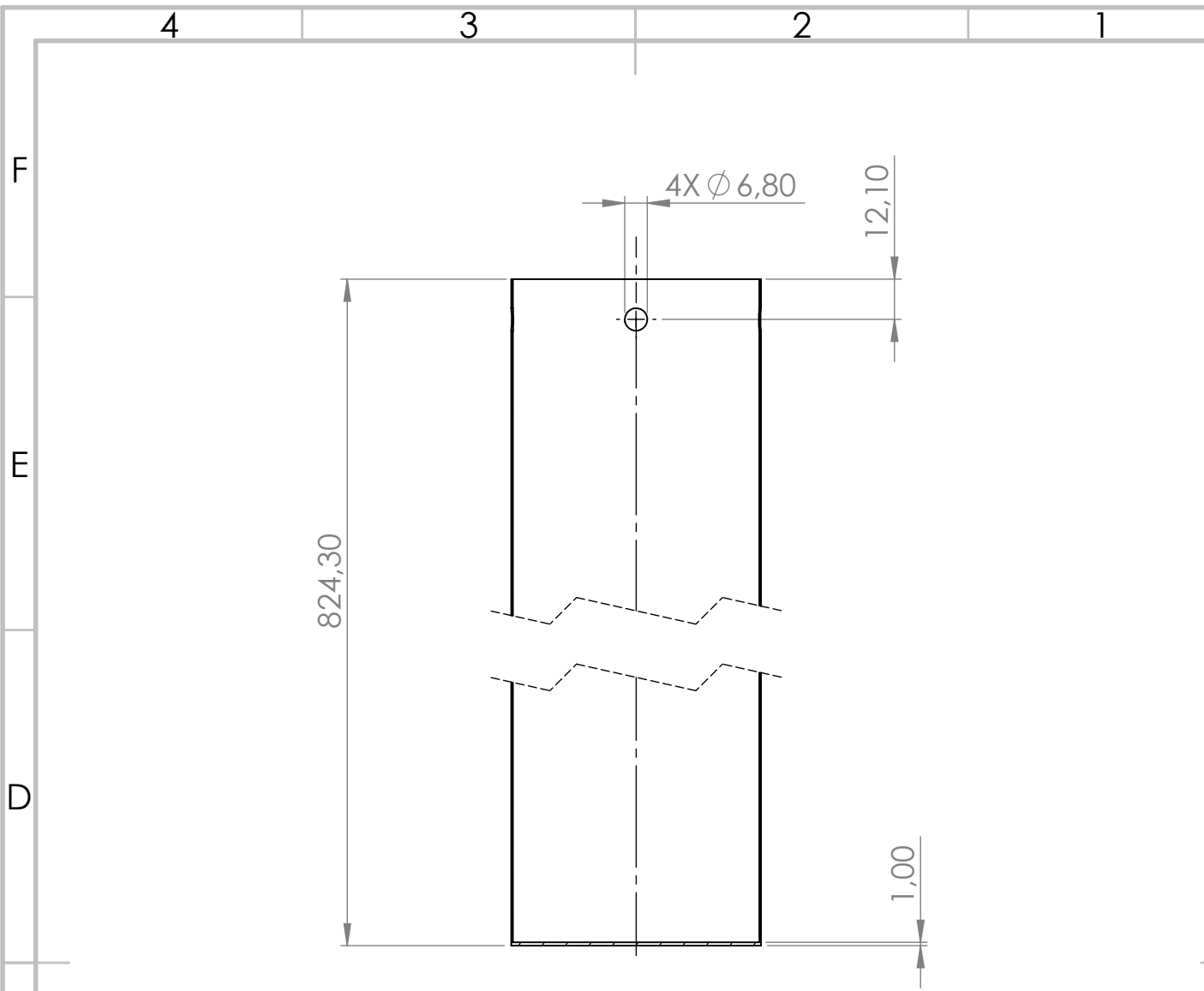
931,20

12,10

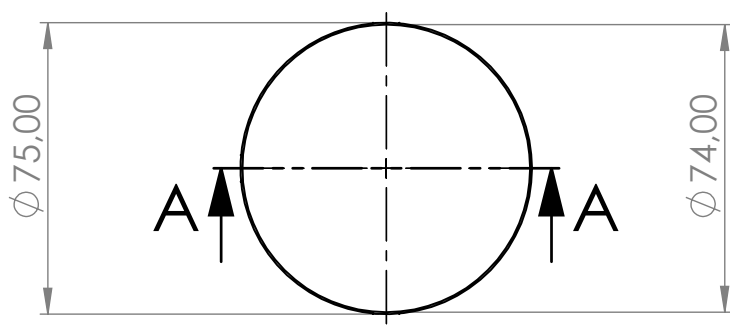
10,20

NOMBRE		FECHA	PROYECTO: Diseño de un motor cohete de clase M para el ICAI Rocket Team
DIBUJ.	Miguel Albate Vñlos	24/08/2022	
VERIF.			
APROB.			
FABR.			
I.C.A.I.		ESCALA 1:3	TÍTULO: Ensamblaje Motor Cohete

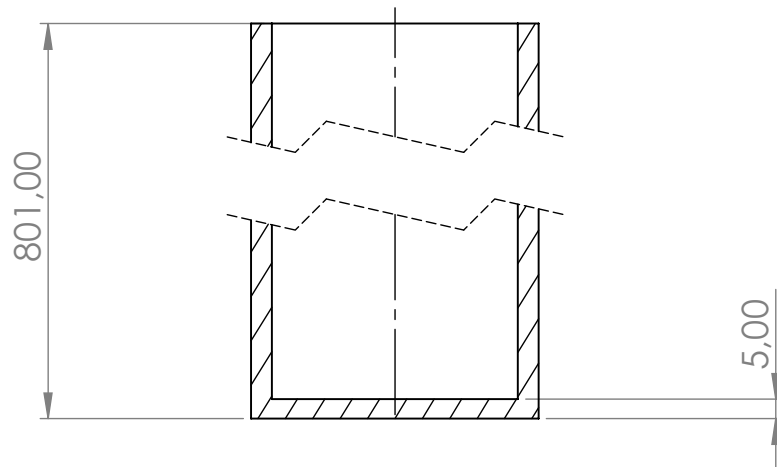
A3



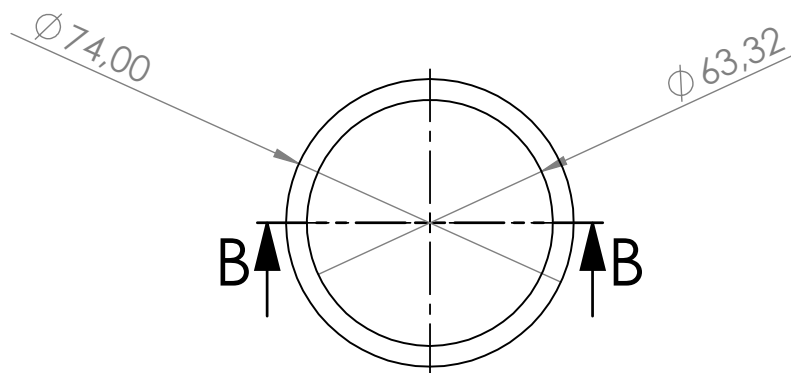
SECCIÓN A-A



		NOMBRE	FECHA	PROYECTO: Diseño de un motor cohete de clase M para el ICAI Rocket Team	
DIBUJ.	Miguel Alzate Viñas	24/08/2022			
VERIF.					
APROB.					
FABR.					
I.C.A.I.		Escala 1:2		TÍTULO: Cámara de combustión	A4
				HOJA 1 DE 1	



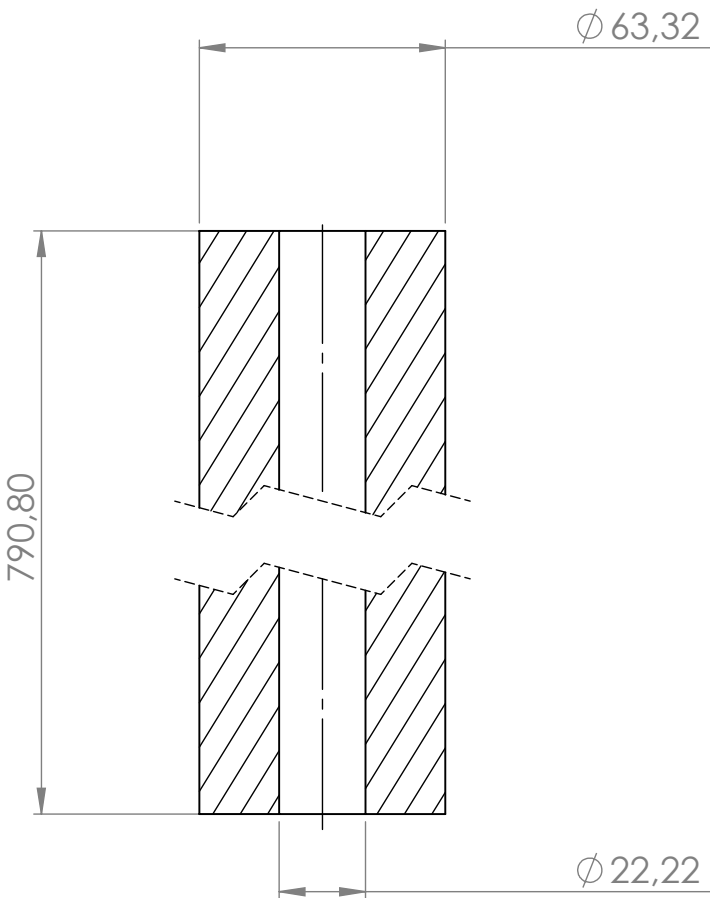
SECCIÓN B-B



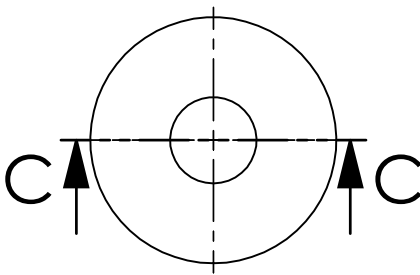
	NOMBRE	FECHA
DIBUJ.	Miguel Alzate Viñas	24/08/2022
VERIF.		
APROB.		
FABR.		

PROYECTO: Diseño de un motor cohete de clase M para el ICAI Rocket Team

I.C.A.I.	Escala 1:2	TÍTULO: Inhibidor/Aislante	A4 HOJA 1 DE 1
----------	---------------	-------------------------------	-------------------



SECCIÓN C-C



	NOMBRE	FECHA
DIBUJ.	Miguel Alzate Viñas	24/08/2022
VERIF.		
APROB.		
FABR.		

PROYECTO:

Diseño de un motor cohete de clase M para el ICAI Rocket Team

TÍTULO:

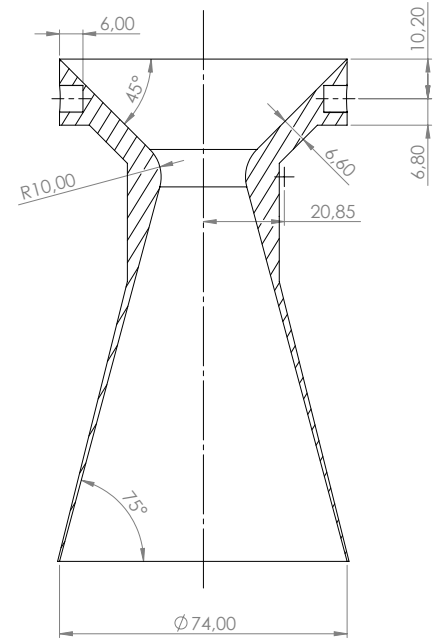
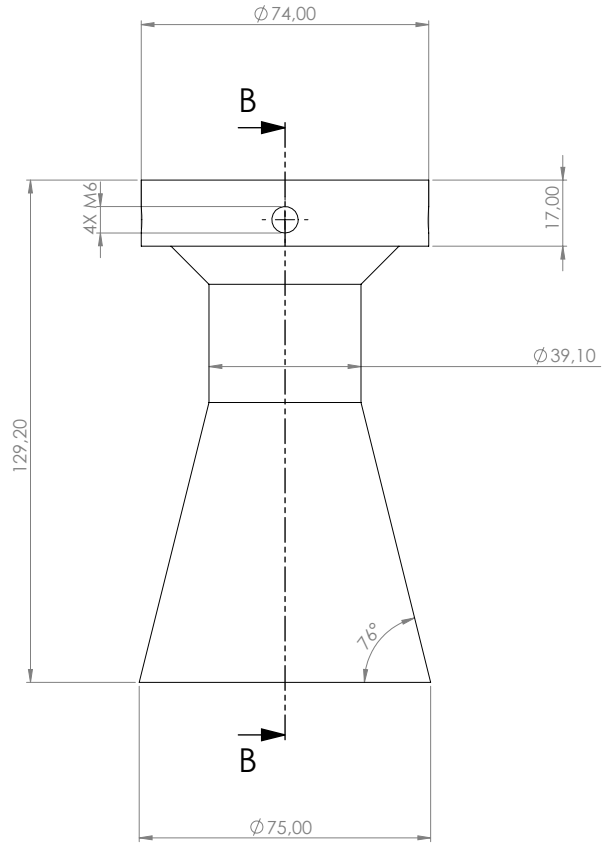
White Lightning propellant

I.C.A.I.

Escala
1:2

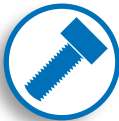
A4

HOJA 1 DE 1

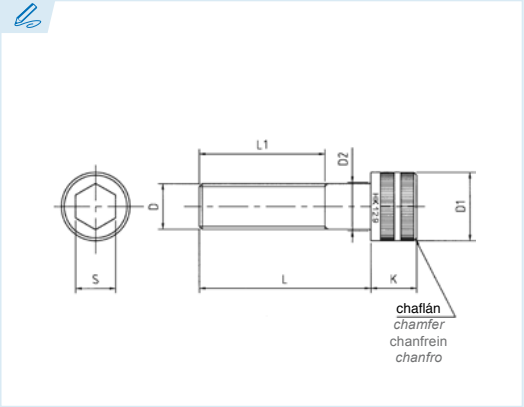


SECCIÓN B-B

NOMBRE		FECHA	PROYECTO: Diseño de un motor cohete de clase M para el ICAI Rocket Team
DIBUJ.	Miguel Albate Vilas	24/08/2022	
VERIF.			
APROB.			
FABR.			
I.C.A.I.		ESCALA 1:1	Título: Tobera
			A3



ISO 4762 (DIN 912)



Tornillo de cabeza cilíndrica con hexágono interior
Socket head cap screw
Vis six pans creux tête cylindrique
Parafuso de cabeça cilíndrica com sextavado interior

Acero aleado de alta resistencia
Heat treated alloy steel
Acier allié haute résistance
Liga de aço de alta resistência

Calidad: 12.9
Property class: 12.9
Classe: 12.9
Classe de resistência: 12.9

Normas ISO 898-1
Standards ISO 898-1
Normes ISO 898-1
Normas ISO 898-1

Holo-Code: M5 - M36

D	M2 (x0,40)	M2,5 (x0,45)	M3 (x0,50)	M4 (x0,70)	M5 (x0,80)	M6 (x1,00)	M8 (x1,25)	M10 (x1,50)	M12 (x1,75)
D1 (max.)	3,8	4,5	5,68	7,22	8,72	10,22	13,27	16,27	18,27
D2 (max.)	2,6	3,1	3,6	4,7	5,7	6,8	9,2	11,2	13,7
K (max.)	2	2,5	3	4	5	6	8	10	12
S nom.	1,5	2	2,5	3	4	5	6	8	10
L1* (min.)	16	17	18	20	22	24	28	32	36
Sección útil mm²	2,07	3,39	5,03	8,78	14,2	20,1	36,6	58	84,3
N.m	0,69	1,43	2,48	5,85	12,0	20,3	48,8	97,5	165
L	4	5	5	5	6	8	10	10	12
	5	6	6	6	8	10	12	12	15
	6	8	8	8	10	12	14	15	16
	8	10	10	10	12	14	15	16	20
	10	12	12	12	14	15	16	18	25
	12		15	14	15	16	18	20	30
			16	15	16	18	20	22	35
			20	16	18	20	22	25	40
			25	18	20	22	25	30	45
			30	20	22	25	30	35	50
			35	22	25	30	35	40	55
				25	30	35	40	45	60
				30	35	40	45	50	65
				35	40	45	50	55	70
				40	45	50	55	60	75
				45	50	55	60	65	80
				50	55	60	65	70	90
					60	65	70	75	100
					65	70	75	80	110
					70	75	80	90	120
					80	80	90	100	130
					90	90	100	110	140
					100	100	110	120	150
						110	120	130	160
						120	130	140	170
							140	150	180
							150	160	190
							160	180	200
								200	220
								220	240
								240	260
								260	280
								280	300
								300	

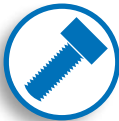
Ref: ?

ejemplo
example
exemple
exemplo

Ref.= H912-XX-XXX

DIN 912
M6x20

Ref. = H912-6-20



Resistencia a la tracción **1220 N/mm² min.**

Tensile strength
Résistance à la rupture
Resistência à tração

Temperaturas de uso **-29° a +204°C**

Working temperatures
Températures d'emploi
Temperaturas de utilização

Dureza **39 HRC min.**

Hardness
Dureté
Dureza

Alargamiento mínimo a la ruptura **8%**

Minimum elongation at fracture
Allongement minimum à la rupture
Elongação mínima à rutura

ES EN FR PT

Sección útil mm²

Usable Section mm²
Section utile mm²
Secção útil mm²



Par de apriete recomendado

Recommended tightening torque
Couple de serrage recommandé
Binário de aperto recomendado

* Los tornillos por encima de la línea azul estan totalmente roscados, por debajo de la línea diponen de rosca parcial según L1.

* According to L1, fasteners above the blue line are completely threaded while those below are partially threaded.

* Vis entièrement filetées pour les dimensions au dessus de la ligne, vis partiellement filetées pour les dimensions en dessous de la ligne suivant L1.

* Os parafusos acima da linha azul estão totalmente roscados, abaixo da linha dispõem de rosca parcial conforme L1.



Cantidad en caja

Box qty.

Boîte

Quantidade na caixa

x1

x5

x10

x25

x50

x100

M14 (x2,00)	M16 (x2,00)	M20 (x2,50)	M24 (x3,00)	M27 (x3,00)	M30 (x3,50)	M36 (x4,00)	M42 (x4,50)	M48 (x5,00)	D
21,33	24,33	30,33	36,39	40	45,39	54,46	63,46	72,46	D1 (max.)
15,7	17,7	22,4	26,4	30,4	33,4	39,4	45,6	52,6	D2 (max.)
14	16	20	24	27	30	36	42	48	K (max.)
12	14	17	19	19	22	27	32	36	S nom.
40	44	52	60	66	72	84	96	108	L1* (min.)
115	157	245	353	459	561	817	1.120	1.470	Sección útil mm²
265	413	825	1.425	2.008	2.775	4.875	7.536	11.545	N.m
20	25	30	40	50	50	80	60	70	L
25	30	35	45	60	60	90	65	80	
30	35	40	50	70	70	100	70	90	
35	40	45	55	80	80	110	80	100	
40	45	50	60	90	90	120	90	110	
45	50	55	65	100	100	130	100	120	
50	55	60	70	110	110	140	110	130	
55	60	65	75	120	120	150	120	140	
60	65	70	80	130	130	160	130	150	
65	70	75	90	140	140	170	140	160	
70	75	80	100	150	150	180	150	180	
75	80	90	110	160	160	200	160	200	
80	90	100	120	180	180	220	180	220	
85	100	110	130	200	200	240	200	240	
90	110	120	140	220	220	260	220	260	
100	120	130	150	240	240	280	240	280	
110	130	140	160	260	260	300	260	300	
120	140	150	180		280	340	280	320	
	150	160	200		300	360	300	340	
	160	180	220		320	380	320	360	
	180	200	240		340	400	340	380	
	200	220	260		360	420	360	400	
	210	240	280		380	440	380	420	
	220	260	300		420	460	400	440	
	230	280	320			480	420	460	
	240	300	340			520	440	480	
	250	320	360			540	460	500	
	260	340	380			560	480		
	280		400			580	500		
	300					600			
	320					640			
	340					650			



M42 y M48 bajo consulta.

M42 & M48 upon request.

M42 et M48 sur demande.

M42 e M48, disponíveis sob consulta.

ANEXO V. ALINEACIÓN CON LOS ODS

Los ODS son una serie de metas concebidas por la Asamblea General de las Naciones Unidas en el año 2015, y que tienen como objetivo “erradicar la pobreza, proteger el planeta y asegurar la prosperidad” [34] para el año 2030. Hacen un total de 17 objetivos distintos como muestra la siguiente figura.



Ilustración 49. Objetivos de Desarrollo Sostenible [34]

El principal objetivo con el que se alinea el presente proyecto es con el número 9: “Industria, innovación e infraestructura”. La innovación no implica exclusivamente crear algo novedoso que previamente no exista, sino que la innovación puede entenderse como crear nuevos métodos de hacer algo que previamente exista. Por lo que se ha podido ver, hay mucha información relacionada con temas de coherencia, pero bien es incompleta o demasiado técnica y especializada para ser comprendida por el público aficionado o sin mucha experiencia. Por este motivo se ha decidido crear una metodología sencilla y fácil de entender para el diseño de un motor cohete.

Este proyecto también se asemeja al ODS número 12: “Producción y consumo responsable”. Esto es precisamente lo que se viene haciendo durante todo el proyecto: optimizar el diseño de un motor cohete para que con un mismo nivel de propelente se obtengan mejores prestaciones. A pesar de que en el apartado de conclusiones se pueda comprobar de que las prestaciones del presente motor cohete han mejorado a las de su antecesor, esto no es suficiente. Motivo por el cual se han definido una serie de trabajos futuros que optimicen aún más el diseño para hacer un uso aún más responsable de los recursos.