



UNIVERSITAT  
POLITÈCNICA  
DE VALÈNCIA

  
ETSI Aeroespacial y Diseño Industrial

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeroespacial  
y Diseño Industrial

Análisis y optimización del propulsor de combustible sólido  
del SLS mediante CFD y Matlab

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Martínez Matarredona, Alejandro

Tutor/a: Martí Gómez-Aldaraví, Pedro

CURSO ACADÉMICO: 2023/2024



*A mis padres, por brindarme la oportunidad de estudiar lo que me apasiona  
A mi hermana, por estar siempre ahí y darme apoyo en los momentos difíciles  
A mis abuelos, por creer siempre en mí  
Y a mis amigos, por hacer que esta experiencia haya sido inmejorable*

*Os quiero mucho*



## Resumen

El objetivo de este trabajo es optimizar el impulso específico (Isp) de los propulsores de combustible sólido del sistema SLS (*Space Launch System*) para mejorar la eficiencia de estos y, por tanto, las prestaciones del lanzador en su conjunto.

Para ello, se pretende hacer un estudio de la evolución de las condiciones ambientales y de la cámara de combustión del motor discretizadas a lo largo del tiempo de funcionamiento del mismo hasta el momento de la separación de la etapa cuando se acaba el combustible. Posteriormente, se usarán las relaciones isentrópicas para el cálculo de las dimensiones de la garganta y la salida de la tobera que se requieren para mantenerla adaptada en ese punto de su ascenso hasta las capas altas de la atmósfera empleando para este fin la plataforma de cálculo numérico Matlab

Por último, se elegirán instantes relevantes de la trayectoria y se validarán los resultados obtenidos en el estudio mediante el uso de simulaciones estáticas de CFD (*Computational Fluid Dynamics*) usando para ello el software denominado StarCCM+ desarrollado por Siemens.

Palabras clave: SLS, SRB, CFD, Isp, Tobera.

Paraules clau: SLS, SRB, CFD, Isp, Tovera.



# Abstract

The objective of this academic essay is to optimize the specific impulse (Isp) of the solid rocket boosters of the NASA's SLS (*Space Launch System*) to maximize their efficiency and, consequently, the overall performance of the launcher.

In order to do this, a study will be done to analyze the conditions of the environment and in the combustion chamber of the engine discretized along its operating time until the moment of stage separation when fuel is depleted. Subsequently, isentropic relationships will be used to calculate the dimensions of the nozzle's throat and exit that are required to keep it adapted at each point of its ascent trajectory until it reaches the upper layers of the atmosphere using for this purpose the numeric computing platform Matlab.

Finally, relevant instants of the trajectory will be chosen, and the results obtained in the study will be validated by means of static CFD (Computational Fluid Dynamics) simulations, using the software called StarCCM+ developed by Siemens.

Keywords: SLS, SRB, CFD, Isp, Nozzle.



# Índice general

---

<b>Índice de figuras</b>	<b>13</b>
<b>Índice de Tablas</b>	<b>18</b>
<b>I Memoria</b>	<b>23</b>
<b>1. Planteamiento</b>	<b>25</b>
1.1. Introducción . . . . .	25
1.2. Fundamentos de los lanzadores . . . . .	26
1.3. Descripción del sistema SLS . . . . .	28
1.4. Propuesta de mejora y objetivos . . . . .	28
1.5. Desarrollo del estudio . . . . .	30
<b>2. Estudio del caso</b>	<b>31</b>
2.1. Condiciones del vuelo . . . . .	31
2.1.1. Altitud . . . . .	31
2.1.2. Velocidad de vuelo . . . . .	35
2.1.3. Presión dinámica . . . . .	36

2.2. Condiciones de la combustión . . . . .	37
2.2.1. Combustión del propelente . . . . .	37
2.2.2. Gases de escape . . . . .	39
<b>3. Simulación en Matlab</b>	<b>43</b>
3.1. Definición de variables . . . . .	43
3.2. Simulación del ciclo isentrópico . . . . .	45
3.2.1. Tobera original . . . . .	45
3.2.2. Tobera adaptable . . . . .	47
3.3. Simulación de la trayectoria . . . . .	51
3.3.1. Tobera original . . . . .	51
3.3.2. Tobera adaptable . . . . .	52
3.4. Resultados . . . . .	56
3.4.1. Geometría de la tobera . . . . .	57
3.4.2. Presión de salida de la tobera . . . . .	59
3.4.3. Gasto másico . . . . .	60
3.4.4. Impulso específico . . . . .	62
3.4.5. Empuje del propulsor . . . . .	64
3.4.6. Trayectoria . . . . .	65
3.4.7. Conclusión de los cálculos . . . . .	71
<b>4. Simulación de CFD</b>	<b>73</b>
4.1. Desarrollo . . . . .	73
4.1.1. Geometría . . . . .	74

<i>ÍNDICE GENERAL</i>	11
4.1.2. Modelos físicos . . . . .	77
4.1.3. Condiciones iniciales y de contorno . . . . .	79
4.1.4. Monitorización de resultados . . . . .	82
4.1.5. Mallado . . . . .	82
4.2. Resultados . . . . .	84
4.2.1. Presión de salida de la tobera . . . . .	85
4.2.2. Gasto másico . . . . .	86
4.2.3. Impulso específico . . . . .	87
4.2.4. Empuje del propulsor . . . . .	89
4.2.5. Conclusión de los cálculos . . . . .	90
<b>5. Validación de resultados</b>	<b>91</b>
5.1. Tobera original . . . . .	91
5.1.1. Presión de salida . . . . .	91
5.1.2. Gasto másico . . . . .	92
5.1.3. Velocidad de salida e impulso específico . . . . .	93
5.1.4. Empuje . . . . .	95
5.2. Tobera adaptable . . . . .	96
5.2.1. Presión de salida . . . . .	96
5.2.2. Gasto másico . . . . .	97
5.2.3. Velocidad de salida e impulso específico . . . . .	98
5.2.4. Empuje . . . . .	100
5.3. Comparación de toberas . . . . .	101
5.4. Comparación con el caso real . . . . .	105

<b>6. Propuesta de fabricación</b>	<b>109</b>
6.1. Estado del arte y problemática . . . . .	109
6.2. Diseño de las placas . . . . .	112
6.2.1. Primera sección . . . . .	112
6.2.2. Segunda sección . . . . .	114
6.3. Diseño de los actuadores . . . . .	115
6.4. Diseño final . . . . .	118
<b>7. Conclusión</b>	<b>119</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>121</b>
<b>II Pliego de condiciones</b>	<b>123</b>
<b>8. Pliego de condiciones</b>	<b>125</b>
8.1. Objeto . . . . .	125
8.2. Condiciones de la ejecución . . . . .	125
8.3. Condiciones de los materiales . . . . .	129
8.3.1. Hardware . . . . .	129
8.3.2. Software . . . . .	130
8.3.3. Control de calidad . . . . .	130
<b>III Presupuesto</b>	<b>133</b>
<b>9. Costes</b>	<b>135</b>
9.1. Costes de personal . . . . .	135

<i>ÍNDICE GENERAL</i>	13
9.2. Costes de software . . . . .	136
9.3. Costes de computación . . . . .	137
9.4. Costes totales . . . . .	137
<b>IV Anexos</b>	<b>139</b>
A. Relación con los objetivos de desarrollo sostenible de la Agenda 2030	141
B. Código para la simulación de Matlab	143



# Índice de figuras

---

1.1. Representación de tres instantes sucesivos de un <i>gravity turn</i> . . . . .	27
1.2. Renderizado del SRB del SLS. . . . .	28
1.3. Tipos de expansión en una tobera. . . . .	29
2.1. Altitud del SLS respecto al tiempo de vuelo. . . . .	32
2.2. Presión atmosférica respecto al tiempo de vuelo. . . . .	33
2.3. Temperatura atmosférica respecto al tiempo de vuelo. . . . .	34
2.4. Velocidad del sonido respecto al tiempo de vuelo. . . . .	34
2.5. Velocidad y aceleración del SLS respecto al tiempo de vuelo. . . . .	35
2.6. Número de Mach del SLS respecto al tiempo de vuelo. . . . .	36
2.7. Presión dinámica experimentada por el SLS durante el vuelo. . . . .	37
2.8. Formas de grano más comunes junto a la curva de empuje que producen. . . . .	38
2.9. Presión en la cámara de combustión respecto al tiempo de vuelo. . . . .	39
3.1. Aproximación trapezoidal para una función sinusoidal. . . . .	47
3.2. Esquema del cálculo de la geometría de la tobera adaptada. . . . .	49
3.3. Bucle para la comprobación de la convergencia del combustible. . . . .	51
3.4. Componentes de la velocidad del SLS. . . . .	51

3.5. Masa equivalente de cada uno de los propulsores. . . . .	54
3.6. Ángulo de asiento lateral de cada uno de los propulsores. . . . .	55
3.7. Bucle para la comprobación de la convergencia de la trayectoria. . . . .	56
3.8. Diámetro de salida de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	58
3.9. Diámetro de garganta de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	59
3.10. Presión de salida de cada tobera junto con la ambiental respecto del tiempo. . . . .	60
3.11. Gasto másico de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	61
3.12. Impulso específico de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	63
3.13. Velocidad de los gases de escape de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	64
3.14. Empuje de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	65
3.15. Aceleración de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	66
3.16. Velocidad horizontal de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	67
3.17. Velocidad vertical de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	68
3.18. Velocidad total de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	69
3.19. Altitud de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	70
4.1. Plano de la tobera original realizado con <i>Fusion360</i> . . . . .	75
4.2. Plano de la tobera adaptable realizado con <i>Fusion360</i> . . . . .	76
4.3. División de las caras para el establecimiento de condiciones de contorno. . . . .	77
4.4. <i>Derived parts</i> creadas para la evaluación de los parámetros a la salida de la tobera. . . . .	82
4.5. Presión de salida de cada tobera junto con la ambiental respecto del tiempo. . . . .	85
4.6. Gasto másico de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	86

4.7. Impulso específico de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	87
4.8. Velocidad de salida de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	88
4.9. Impulso específico por presión de cada tobera respecto del tiempo. . .	89
4.10. Empuje de cada tobera respecto del tiempo. . . . .	90
5.1. Presión de salida de la tobera original obtenida en Matlab y CFD. . .	92
5.2. Gasto másico de la tobera original obtenido en Matlab y CFD. . . . .	93
5.3. Velocidad de salida de la tobera original obtenida en Matlab y CFD.	94
5.4. Impulso específico de la tobera original obtenido en Matlab y CFD. .	95
5.5. Empuje de la tobera original obtenido en Matlab y CFD. . . . .	96
5.6. Presión de salida de la tobera adaptable obtenida en Matlab y CFD.	97
5.7. Gasto másico de la tobera adaptable obtenido en Matlab y CFD. . .	98
5.8. Velocidad de salida de la tobera adaptable obtenida en Matlab y CFD.	99
5.9. Impulso específico de la tobera adaptable obtenido en Matlab y CFD.	100
5.10. Empuje de la tobera adaptable obtenido en Matlab y CFD. . . . .	101
5.11. Detalle de la presión total de la tobera original. . . . .	104
5.12. Detalle de la presión total de la tobera adaptable. . . . .	104
5.13. Empuje de la tobera original obtenido en Matlab y CFD junto con el del propulsor real. . . . .	106
6.1. Detalle de la tobera de un F-16. [14] . . . . .	110
6.2. Temperatura de los gases de escape respecto al tiempo de vuelo. . . .	111
6.3. Funcionamiento del tubo de Venturi en una placa de la tobera. . . . .	112
6.4. Diseño de la geometría de las placas de la tobera. . . . .	113
6.5. Placas de la primera sección de la tobera. . . . .	114

6.6. Placas de la segunda sección de la tobera. . . . .	115
6.7. Funcionamiento de un actuador TVC. . . . .	116
6.8. Fases del movimiento de la tobera. . . . .	117
6.9. Renderizado de la tobera completa en la posición final. . . . .	118

# Índice de Tablas

---

2.1. Composición del combustible de los SRBs. . . . .	40
2.2. Composición de los gases de escape de los SRBs. . . . .	41
2.3. Características de los gases de escape de los SRBs. . . . .	41
3.1. Comparación de parámetros de tobera original y adaptable. . . . .	44
3.2. Estudio de la sensibilidad al paso temporal. . . . .	57
3.3. Tiempo de funcionamiento y consumo de combustible de cada tobera. . . . .	62
3.4. Valores finales de velocidad para cada tobera. . . . .	69
3.5. Valores finales de altitud para cada tobera. . . . .	71
4.1. Instantes escogidos para la realización de las simulaciones CFD. . . . .	73
4.2. Instantes escogidos para la realización de las simulaciones CFD. . . . .	74
4.3. Características de los gases de escape para la simulación de CFD. . . . .	78
4.4. Modelos físicos para la simulación de CFD. . . . .	79
4.5. Condiciones de contorno para la simulación de CFD. . . . .	80
4.6. Condiciones iniciales para las simulaciones de la tobera original. . . . .	81
4.7. Condiciones iniciales para las simulaciones de la tobera adaptable. . . . .	81
4.8. Parámetros de la capa límite. . . . .	83

4.9. Estudio de sensibilidad de malla. . . . .	84
4.10. Parámetros de las mallas usadas en el estudio de sensibilidad. . . . .	84
5.1. Diferencias entre las simulaciones de CFD y Matlab de la tobera original.	102
5.2. Diferencias entre las simulaciones de CFD y Matlab de la tobera adaptable. . . . .	102
5.3. Diferencias entre la tobera original y la adaptable. . . . .	105
5.4. Diferencias del Isp entre la tobera simulada y la real. . . . .	106
9.1. Coste del personal involucrado en la realización del estudio. . . . .	136
9.2. Coste del software usado para la realización del estudio. . . . .	136
9.3. Coste de computación del estudio. . . . .	137
9.4. Coste de total del estudio. . . . .	138
9.5. Coste de total del estudio con impuestos y beneficios. . . . .	138

# Acrónimos

---

**AP** Perclorato de Amonio.

**CFD** Computational Fluid Dynamics.

**NASA** National Aeronautics and Space Administration.

**OTB** Órbita Terrestre Baja.

**PBAN** Acronitrilo Polibutadieno.

**SHLLV** Super Heavy-Lift Launch Vehicle.

**SLS** Space Launch System.

**SRB** Solid Rocket boosters.

**SSME** Space Shuttle Main Engine.

**STS** Space Transport System.

**TVC** Thrust Vector Control.

**USAF** United States Air Force.



**Parte I**

**Memoria**



# Capítulo 1

## Planteamiento

---

### 1.1 Introducción

La necesidad de la humanidad de enviar diversos sistemas a la órbita de nuestro planeta o a la de otros cuerpos celestes, ya sea para fines científicos, militares o civiles, es inequívocamente creciente. En los últimos cinco años, se ha multiplicado por seis el número de objetos lanzados al espacio y se espera que esta tendencia continúe debido en parte a los planes ambiciosos de exploración espacial de prácticamente la totalidad de agencias espaciales del mundo y a las constelaciones de satélites que numerosas empresas privadas están comenzando a poner en funcionamiento con diversos fines.

La demanda de una cadencia de lanzamientos cada vez más elevada, sumada al impacto de estos en materia tanto medioambiental como económica, está llevando a los diferentes organismos y empresas a buscar soluciones que permitan hacer al sector más económico y sostenible. De esta manera, se ha visto como soluciones propuestas por entidades privadas como *SpaceX*, que implican la reutilización del propulsor de la primera etapa una vez ha cumplido su cometido, ahorran costes a largo plazo y evitan la contaminación de océanos con basura espacial, así como también el impacto medioambiental que conlleva la manufactura de un vehículo nuevo.

De manera adicional, la reutilización de las primeras etapas permite que invertir en diversos sistemas para mejorar su eficiencia sea más rentable económicamente. Una mejora de la eficiencia en un propulsor cuyo destino es acabar en el océano puede no ser una opción si esta implica un sobre coste elevado. Sin embargo, si se recupera y se le realiza un mantenimiento que permita que vuelva a ser lanzado, la amortización será mayor y además se ganará en eficiencia, lo que permitiría mejorar las prestaciones del lanzador en su conjunto.

Por ello, en este texto se pretende estudiar la aplicación de un sistema que permita mejorar la eficiencia de unos propulsores de combustible sólido que, por sus características, podría ser viable su recuperación tras un lanzamiento: los SRBs (*Solid Rocket Boosters*) del sistema de lanzamiento espacial de la NASA.

## 1.2 Fundamentos de los lanzadores

Para llegar al espacio y alcanzar una órbita estable, un lanzador hace uso de la tercera ley de Newton. Esta ley establece que *toda acción provoca una reacción igual y en sentido opuesto*. Esto quiere decir que, al expulsar los gases obtenidos de realizar la combustión de ciertas especies químicas a través de una tobera, se produce una reacción en sentido opuesto, por lo que el cohete es impulsado hacia arriba.

Sin embargo, si el cohete siguiese únicamente una trayectoria vertical, caería de nuevo cuando se agotase el combustible y deje de producir el empuje necesario para contrarrestar la fuerza de gravedad ejercida por la Tierra o cualquier otro cuerpo celeste del que se pretenda despegar. Por ello, para permanecer en órbita es necesario ganar sobre todo velocidad horizontal, es decir, paralela a la superficie.

Este efecto se puede explicar de forma sencilla a partir de la trayectoria parabólica que sigue cualquier objeto o cuerpo al ser lanzado con cierta velocidad horizontal. Cuanto mayor sea dicha componente de velocidad, más lejos caerá este con respecto al lugar del lanzamiento. Es razonable por tanto llegar a la conclusión de que existirá un valor de velocidad que hará que dicho objeto sea capaz de rodear el planeta antes de caer de nuevo. A este valor se le conoce como velocidad orbital y se calcula según el radio de la órbita deseada ( $r$ ) mediante la ecuación 1.1 donde  $M$  es la masa del cuerpo a orbitar y  $G$  la constante de gravitación universal ( $G = 6.672 \cdot 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{kg^2}$ ).

$$v_{orb} = \sqrt{\frac{M \cdot G}{r}} \quad (1.1)$$

No obstante, es evidente que la resistencia aerodinámica que provocaría esta velocidad (del orden de  $7800 \frac{m}{s}$ ) haría inviable orbitar a una altitud demasiado baja, por lo que un lanzador requiere ascender considerablemente antes de comenzar a ganar velocidad horizontal. Por ello, los cohetes se lanzan en posición vertical para, una vez se ha llegado a capas de la atmósfera donde la densidad es menor, alcanzar una posición donde su empuje sea horizontal, acelerando así hasta la velocidad orbital.

Es importante mencionar que la manera más eficiente de realizar esta rotación desde la posición vertical a la horizontal, es hacerlo de manera gradual mediante la

maniobra conocida como *gravity turn*, cuya representación se puede ver en la figura 1.1. Esta maniobra consiste en aprovechar el momento de volcado que produce la propia gravedad del planeta para hacer rotar progresivamente al cohete. De esta manera, el vehículo mantiene un ángulo de ataque próximo a cero, lo que minimiza la resistencia aerodinámica y evita que la estructura esté sometida a cargas elevadas por este motivo. Además, se evita tener que usar empuje vectorial para cambiar la trayectoria, con lo que este se emplea de manera exclusiva en acelerar al lanzador. Es necesario aun así el uso de este tipo de empuje para que el vehículo deje de estar completamente en posición vertical y comience a actuar el momento de volcado.

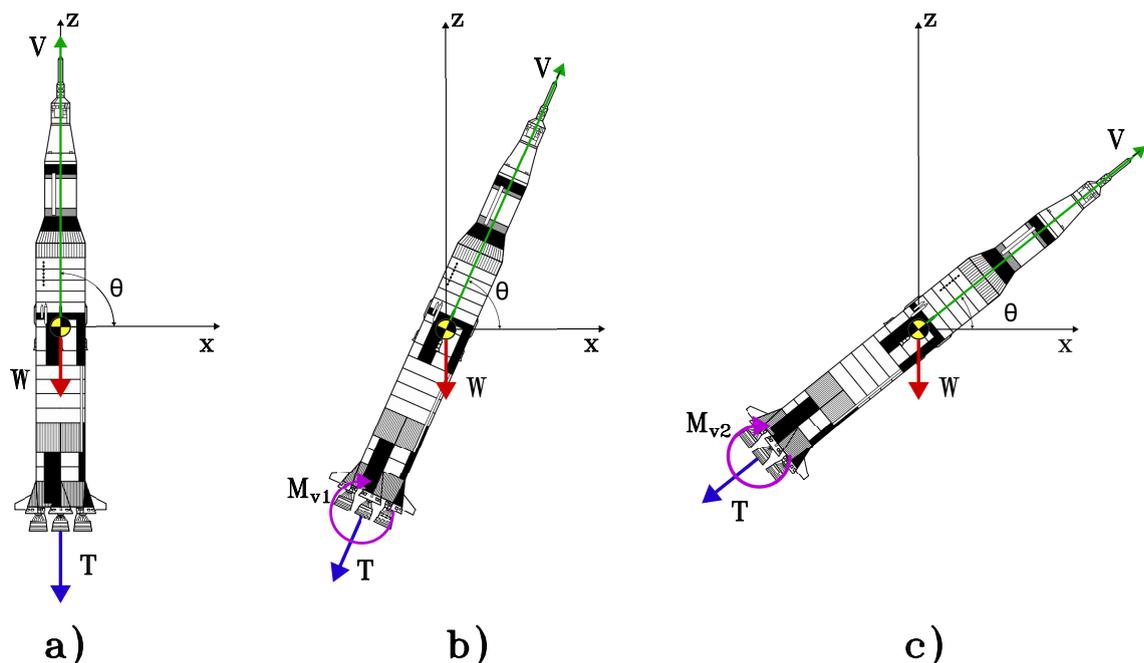


Figura 1.1: Representación de tres instantes sucesivos de un *gravity turn*.

Gracias a la figura, se puede entender mejor el funcionamiento de esta maniobra, siendo que a menor ángulo de asiento lateral ( $\theta$ ), mayor momento de volcado experimentará el cohete, por lo que  $M_{v1} < M_{v2}$ . Esto ayuda a que en las primeras etapas este se mantenga vertical (figura 1.1 a), ganando velocidad en el eje z para posteriormente ir disminuyendo su ángulo respecto a la superficie de forma gradual pero con un ritmo que se acelera con el tiempo (figura 1.1 b y c) hasta que se llega a una orientación completamente horizontal. Esto genera una trayectoria de ascenso con un perfil similar a una hipérbola.

Por tanto, se puede concluir que las bases sobre las que funciona un lanzador espacial son la generación de empuje mediante la expulsión de gases a alta velocidad y la aceleración hasta velocidad orbital mediante una trayectoria curva que busca evitar la pérdida de energía debida tanto a la resistencia aerodinámica como al control de la orientación del vehículo.

## 1.3 Descripción del sistema SLS

El sistema de lanzamiento espacial (SLS por sus siglas en inglés) es un lanzador de carga súper pesada (SHLLV) que puede poner en órbita terrestre baja una carga de pago de 95 toneladas en su primera versión y en una trayectoria de inyección translunar 27 toneladas [1]. Su primer vuelo de prueba ocurrió el 16 de noviembre de 2022 tras numerosos retrasos, completando el primero de los objetivos de la agencia estadounidense para regresar a la Luna tras más de cinco décadas.

Su desarrollo, marcado por sobrecostos y retrasos, ha sido realizado a partir del material ya existente del programa *Space Transport System* (STS), el cual ha necesitado de numerosas mejoras para adaptarse a nuevas tecnologías y materiales. Entre los componentes reutilizados, se encuentran los motores principales del transbordador (SSME) y también los propulsores de combustible sólido (figura 1.2), a los cuales se les ha modificado el aislamiento para hacerlo libre de amianto y se les ha añadido un nuevo segmento para un mayor empuje (pasando de 4 a 5 segmentos). A pesar de que los nuevos propulsores no están pensados para ser reutilizables, el hecho de que los de su antecesor sí lo fuesen, hacen que la viabilidad de dotarlos de esta característica sea algo plausible.

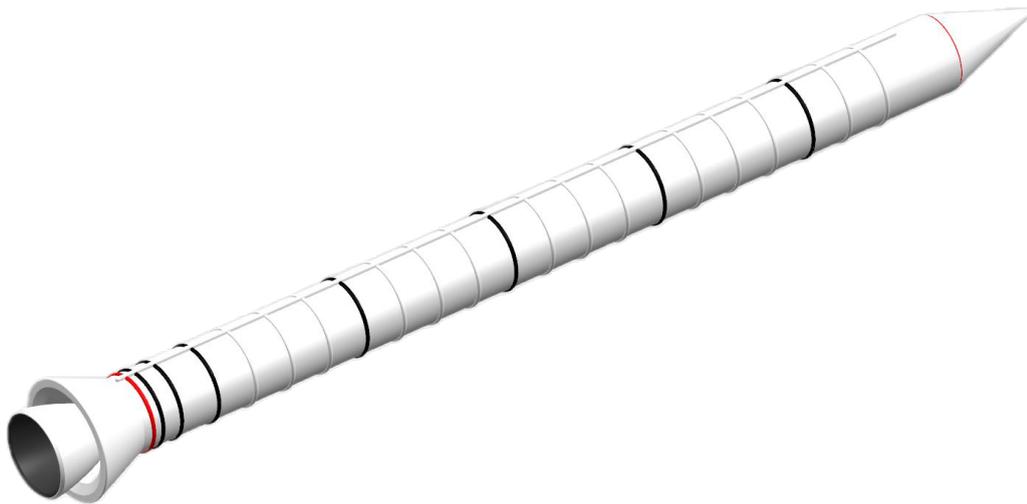


Figura 1.2: Renderizado del SRB del SLS.

## 1.4 Propuesta de mejora y objetivos

Para poder optimizar el funcionamiento de los propulsores, es conveniente conocer su rango de operación. Los SRBs están activos desde el momento del lanzamiento y se apagan tras 128.4 segundos cuando se agota el combustible [2]. En este momento el vehículo se encuentra a una altitud de unos 47800 metros, lo que quiere decir

que durante gran parte del vuelo estarán fuertemente influenciados por la presión atmosférica, la cual irá disminuyendo con la altitud afectando de manera cambiante al desempeño del motor.

Los propulsores de combustible sólido están dotados de una tobera de tipo convergente-divergente de geometría fija, lo que conlleva que solo está adaptada para unas condiciones concretas de la cámara de combustión y de presión atmosférica, o lo que es lo mismo, la expansión óptima de los gases de escape únicamente se produce en una altitud determinada conocida como altitud de diseño. Por encima de esta altitud, se producirá una sub-expansión de los gases de escape y, por debajo, una sobre-expansión (figura 1.3, donde  $P_e$  hace referencia a la presión de salida y  $P_a$  a la presión ambiental). Ambos fenómenos provocan una pérdida de eficiencia y de empuje y por tanto, ofrecen una posibilidad de mejora clara.

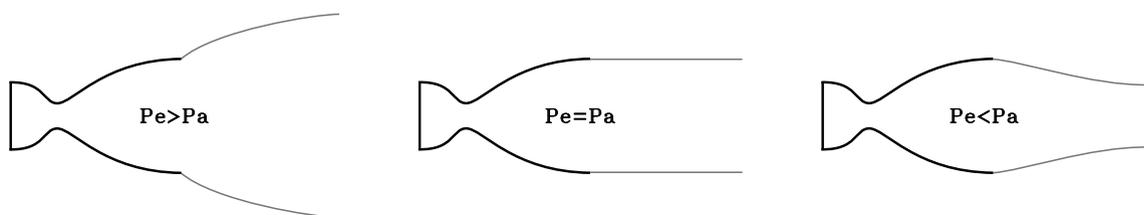


Figura 1.3: Tipos de expansión en una tobera.

Asimismo, la combustión del propelente no es constante ya que es fuertemente dependiente de la forma en el que este está distribuido dentro del propulsor y de la velocidad a la que se consume, por lo que las condiciones en la cámara de combustión serán cambiantes a lo largo de todo el tiempo de funcionamiento del propulsor.

Todos estos factores hacen que dotar a los SRBs de toberas adaptables sea una propuesta a considerar para mejorar su eficiencia, ya que, a pesar de que encarecería la manufactura de los motores, existiría la posibilidad de reutilizarlos para amortizar así este aumento del coste.

Por tanto, el objetivo del presente documento es verificar que la adición de una tobera convergente-divergente adaptable es capaz de mejorar el impulso específico de un motor de combustible sólido del SLS a partir de los datos del propulsor que están disponibles para el público. Sin embargo, debido a que se trata de un primer estudio computacional, se entiende que el margen de error de los resultados a obtener puede ser alto con respecto a las prestaciones del motor real, por lo que se tiene como objetivo secundario que los cálculos de este estudio se adapten lo máximo posible a los valores reales.

## 1.5 Desarrollo del estudio

Para comprobar si la aplicación de una tobera adaptable mejora de manera eficaz las prestaciones de los propulsores, se pretende hacer un análisis de su desempeño a lo largo de su trayectoria de ascenso, discretizada en varios puntos correspondientes a instantes concretos con unas condiciones ambientales y de la cámara de combustión que será necesario conocer.

Este estudio se dividirá en dos partes: un análisis empleando el software de cálculo Matlab y las relaciones isentrópicas correspondientes a una tobera de tipo convergente-divergente que permitirá observar el comportamiento ideal del propulsor y una serie de simulaciones de CFD de varios instantes de la operación del motor que serán validadas gracias a los resultados obtenidos el estudio analítico de Matlab. Tanto el análisis usando Matlab como las simulaciones CFD se realizarán para el caso de la tobera original y para la adaptada.

Cabe destacar que, para esta última, se desarrollarán las relaciones isentrópicas de manera que permitan obtener las dimensiones de garganta y de salida que hacen que la tobera esté adaptada durante el máximo tiempo posible dentro de unos límites físicos razonables. Una vez se llegue a unas dimensiones establecidas como límite, la tobera permanecerá en esa posición durante el resto de la operación del propulsor.

# Capítulo 2

## Estudio del caso

---

### 2.1 Condiciones del vuelo

La operación de los propulsores de combustible sólido del SLS se da en las primeras etapas del lanzamiento, proporcionando más del 75% del empuje necesario para que el sistema pueda acelerar lo suficiente y así salir de la atmósfera terrestre.

La separación de los SRBs sucede 128.4 segundos tras el lanzamiento cuando la aeronave se encuentra a gran altitud y velocidad. Estas condiciones dependerán de la misión a realizar, pero para el caso analizado en el presente trabajo, se considerará una misión estándar a órbita terrestre baja (OTB) y se estudiará únicamente la parte de la trayectoria seguida por el SLS hasta ese momento, concretamente la velocidad y altitud en cada punto.

#### 2.1.1. Altitud

En base a los datos obtenidos de una trayectoria simulada seguida por el SLS, realizada por Steven S. Pietrobon [3], se puede obtener la altitud del lanzador en cada momento (figura 2.1), dato que resulta de gran importancia para posteriormente obtener las condiciones atmosféricas a las que se encuentra expuesto durante el vuelo.

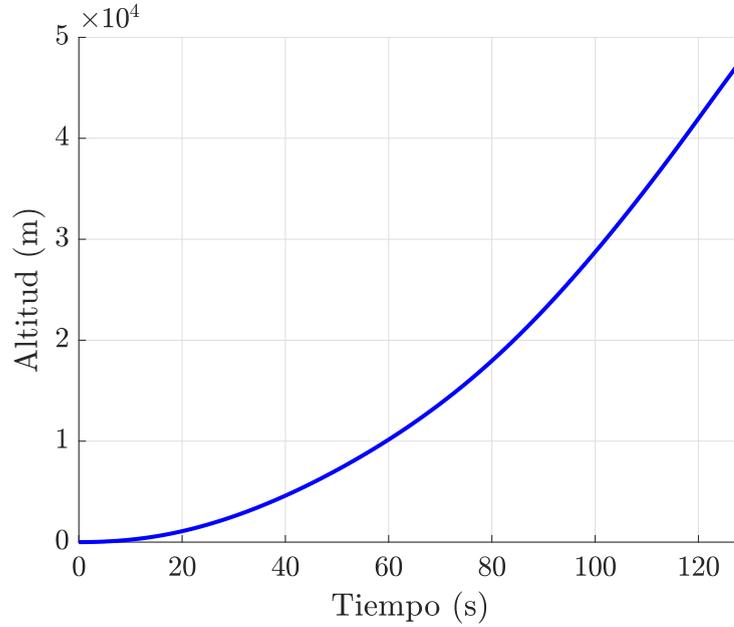


Figura 2.1: Altitud del SLS respecto al tiempo de vuelo.

Dichas condiciones se pueden obtener de forma sencilla a partir de las ecuaciones de la atmósfera ISA, las cuales varían dependiendo de la altitud a la que se encuentre el sistema SLS [4]. Para el caso de la presión (figura 2.2), esta se puede estimar a partir de las relaciones expuestas en 2.1.

$$P(h) = \begin{cases} 101325 \cdot (1 - 22.558 \cdot 10^{-6} \cdot h)^{5.256} & 0 \leq h \leq 11000m \\ 22632 \cdot e^{-157.69 \cdot 10^{-6} \cdot (h-11000)} & 11000 < h \leq 20000m \\ 5474 \cdot (1 + 4.616 \cdot 10^{-6} \cdot (h - 20000))^{-34.163} & 20000 < h \leq 32000m \\ 868.02 \cdot (1 + 12.246 \cdot 10^{-6} \cdot (h - 32000))^{-12.201} & 32000 < h \leq 47000m \\ 110.91 \cdot e^{-126.270 \cdot 10^{-6} \cdot (h-47000)} & 47000 < h \leq 51000 \\ 66.940 \cdot (1 - 103.455 \cdot 10^{-6} \cdot (h - 51000))^{-12.2009} & 51000 < h \leq 71000 \end{cases} \quad (2.1)$$

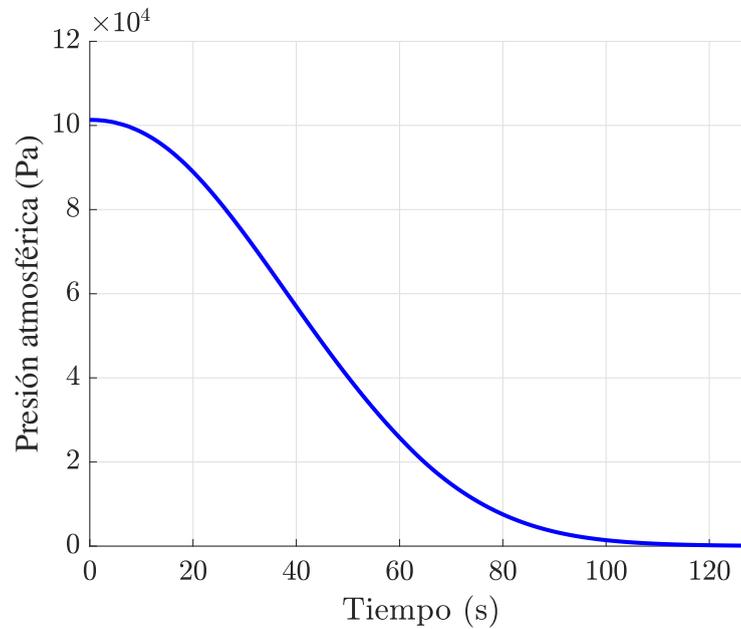


Figura 2.2: Presión atmosférica respecto al tiempo de vuelo.

Otro dato de relevancia para las simulaciones que se realizarán, es la temperatura atmosférica, la cual varía significativamente con la altitud siguiendo, de nuevo, el modelo de la atmósfera ISA [4]. Se puede calcular por tanto a partir de la función a trozos según la altitud de vuelo presente en 2.2 para obtener el resultado que se muestra en la figura 2.3

$$T(h) = \begin{cases} 288.15 - 0.0065 \cdot h & 0 \leq h \leq 11000m \\ 216.65 & 11000 < h \leq 20000m \\ 216.65 + 0.001 \cdot (h - 20000) & 20000 < h \leq 32000m \\ 228.65 + 0.0028 \cdot (h - 32000) & 32000 < h \leq 47000m \\ 270.65 & 47000 < h \leq 51000m \\ 270.65 - 0.0028 \cdot (h - 51000) & 51000 < h \leq 71000m \end{cases} \quad (2.2)$$

Cabe destacar que la temperatura decrece hasta la tropopausa (11000 m), es constante hasta los 20000 m y posteriormente aumenta de manera considerable. Esta variación afectará a la velocidad del sonido, por lo que será necesario calcularla. Lo mismo ocurre a partir de los 47000 metros y hasta los 71000.

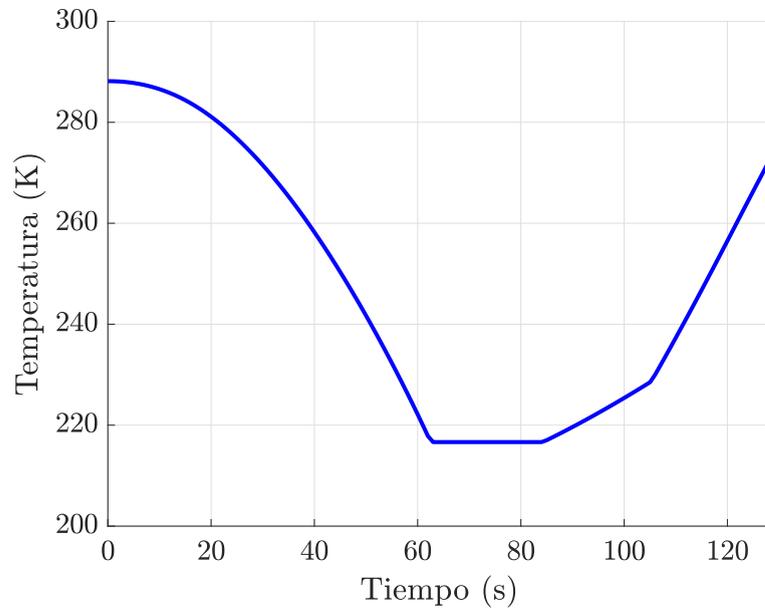


Figura 2.3: Temperatura atmosférica respecto al tiempo de vuelo.

Por último, de forma sencilla mediante la ecuación de los gases ideales, tomando  $\gamma = 1.4$ ,  $R = 287.05 \frac{J}{Kg \cdot K}$  y la temperatura calculada anteriormente, se puede obtener la evolución de la velocidad del sonido para cada una de las altitudes del ascenso (figura 2.4).

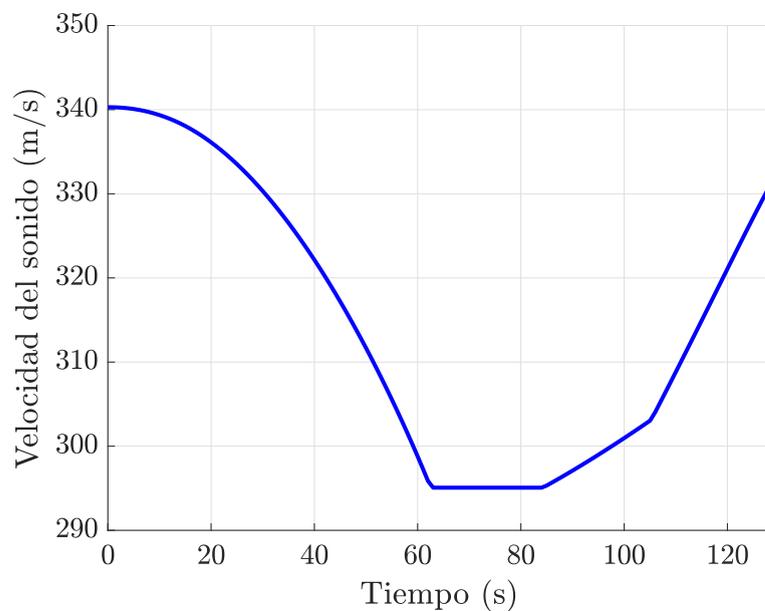


Figura 2.4: Velocidad del sonido respecto al tiempo de vuelo.

### 2.1.2. Velocidad de vuelo

A partir de la simulación empleada anteriormente para obtener cómo varía la altitud del lanzador con el tiempo, es posible obtener la velocidad horizontal del mismo. A esta componente habrá que sumarle la velocidad ascensional del vehículo, que se puede obtener a partir de la altitud del mismo en cada momento. En este cálculo de la velocidad total se profundizará en apartados siguientes, sin embargo los resultados del mismo se pueden consultar en la figura 2.5. Es razonable esperar una aceleración creciente con el tiempo debido a la menor resistencia atmosférica al disminuir la presión como se puede ver en la figura 2.2. En los últimos instantes, se puede ver como la velocidad crece de manera menos pronunciada, fenómeno que se debe a una disminución considerable del empuje cuya explicación se dará en capítulos posteriores. Para comprobar estas hipótesis, se puede representar la aceleración junto con la velocidad en la misma figura.

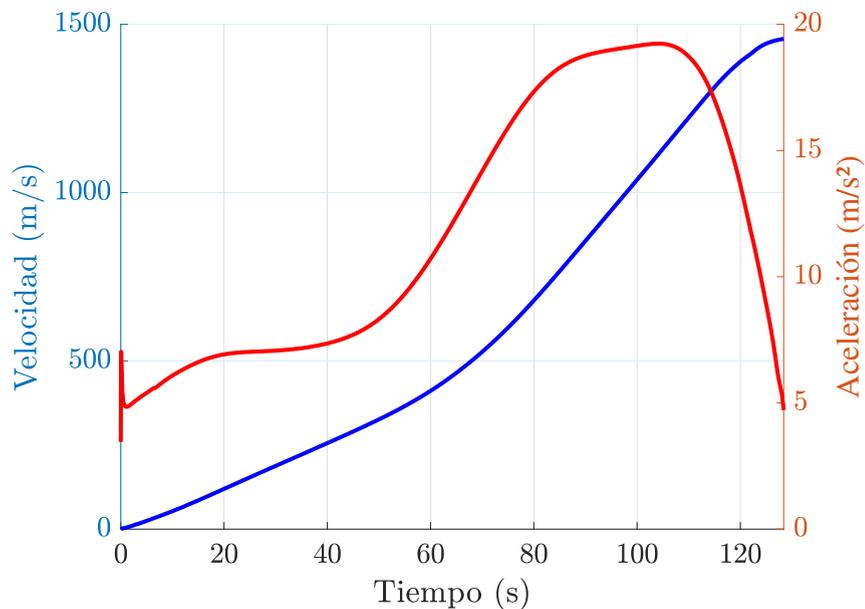


Figura 2.5: Velocidad y aceleración del SLS respecto al tiempo de vuelo.

Es claro como los resultados concuerdan con lo expuesto anteriormente. Cabe destacar que la forma que presenta la representación gráfica de la aceleración se relaciona estrechamente con el empuje de los propulsores y la forma del grano de combustible, factores que serán expuestos en la sección siguiente.

A partir de la velocidad de vuelo y de la velocidad del sonido, es sencillo obtener el número de Mach del vehículo a lo largo de tiempo. Conocer el valor de esta magnitud es interesante para ver cuanto tarda el lanzador en pasar a régimen supersónico y a qué altitud se encuentra cuando esto sucede. Por tanto, el Mach de vuelo se representa en la figura 2.6.

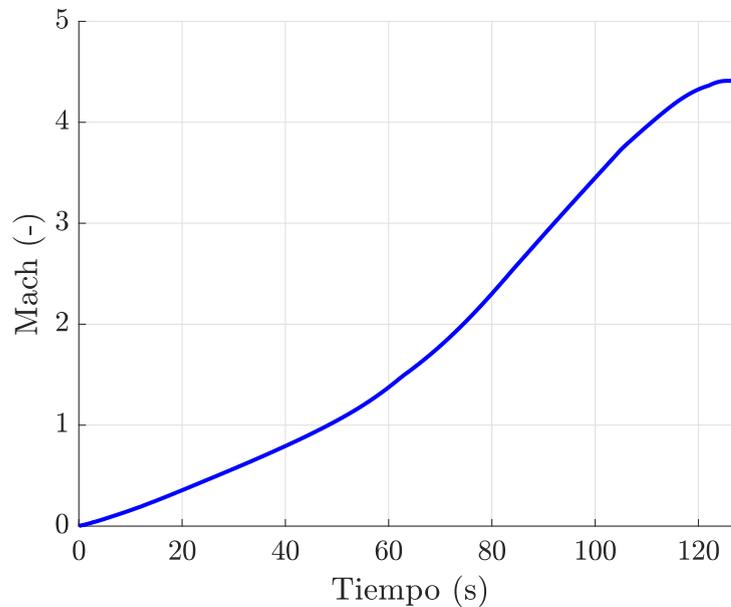


Figura 2.6: Número de Mach del SLS respecto al tiempo de vuelo.

Se concluye entonces que el SLS tarda 48.3 segundos en alcanzar la velocidad del sonido. También se aprecia un ligero descenso del número de Mach propiciado por el aumento de la velocidad del sonido y la moderación de la aceleración al descender el empuje de los propulsores.

### 2.1.3. Presión dinámica

Es importante también para entender la forma en la que el SLS realiza su ascenso el cálculo de la presión dinámica a lo largo del vuelo. Esta presión se corresponde con un incremento de la presión atmosférica cuando un cuerpo en movimiento choca con el aire a su paso. Para un lanzador espacial, el momento más crítico estructuralmente hablando se produce cuando esta presión es máxima, por lo que conviene conocer su evolución. Su cálculo está fuertemente ligado a la densidad atmosférica (ecuaciones 2.4 [4]) y a la velocidad del vehículo mediante la expresión 2.3.

$$P_Q = \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (2.3)$$

Por ello se espera que aumente en las primeras etapas del vuelo cuando la densidad es todavía elevada y el cohete gana velocidad. Posteriormente, cuando la altura sea lo suficientemente elevada, el decremento en la densidad atmosférica provocará que la presión dinámica descienda nuevamente quitándole estrés a la estructura. La representación de esta magnitud en la figura 2.7 permite comprobar que el comportamiento es el previsto.

$$\rho(h) = \frac{P(h)}{T(h)} \cdot \begin{cases} 1.225 \cdot \frac{288.15}{101325} & 0 \leq h \leq 11000m \\ 0.364 \cdot \frac{216.15}{22632.1} & 11000 < h \leq 20000m \\ 0.088 \cdot \frac{216.15}{5474.89} & 20000 < h \leq 32000m \\ 0.013 \cdot \frac{228.65}{868.02} & 32000 < h \leq 47000m \\ 0.001 \cdot \frac{270.65}{110.91} & 47000 < h \leq 51000m \\ 0.001 \cdot \frac{270.65}{66.940} & 51000 < h \leq 71000m \end{cases} \quad (2.4)$$

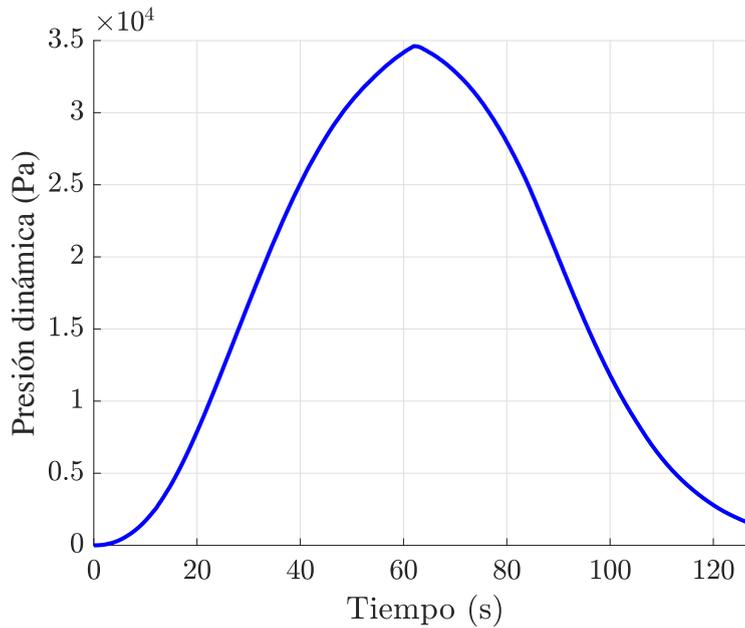


Figura 2.7: Presión dinámica experimentada por el SLS durante el vuelo.

Se aprecia claramente como el pico de presión dinámica se produce transcurridos 62 segundos desde el lanzamiento. Es común que unos segundos antes de alcanzar el momento cuyo valor es máximo (conocido como *Max-Q*), se reduzca el empuje para evitar que la velocidad aumente demasiado y se puedan producir daños estructurales importantes. Como se ha visto en la figura 2.5, la aceleración se modera antes de llegar al *Max-Q*, comportamiento que se repetirá en el estudio de la presión en la cámara de combustión del apartado siguiente

## 2.2 Condiciones de la combustión

### 2.2.1. Combustión del propelente

En un propulsor de combustible sólido, la presión de la cámara de combustión está determinada principalmente por la forma en la que se acomoda el combustible

en el interior de cada uno de los segmentos del SRB. Variando este factor se pueden obtener diversas curvas de empuje que permiten que el propulsor esté optimizado para la misión que se va a llevar a cabo (figura 2.8). Esto se debe principalmente a que el área de combustible expuesta (y por tanto propicia para la reacción de combustión) en un determinado momento varía al tiempo que se lleva a cabo la oxidación de las especies químicas que conforman el propelente. Por tanto, a mayor área expuesta, mayor será la reacción que se produzca, aumentando la presión en la cámara de combustión debido a la acumulación de gases y, en consecuencia, que el empuje del motor se vea incrementado.

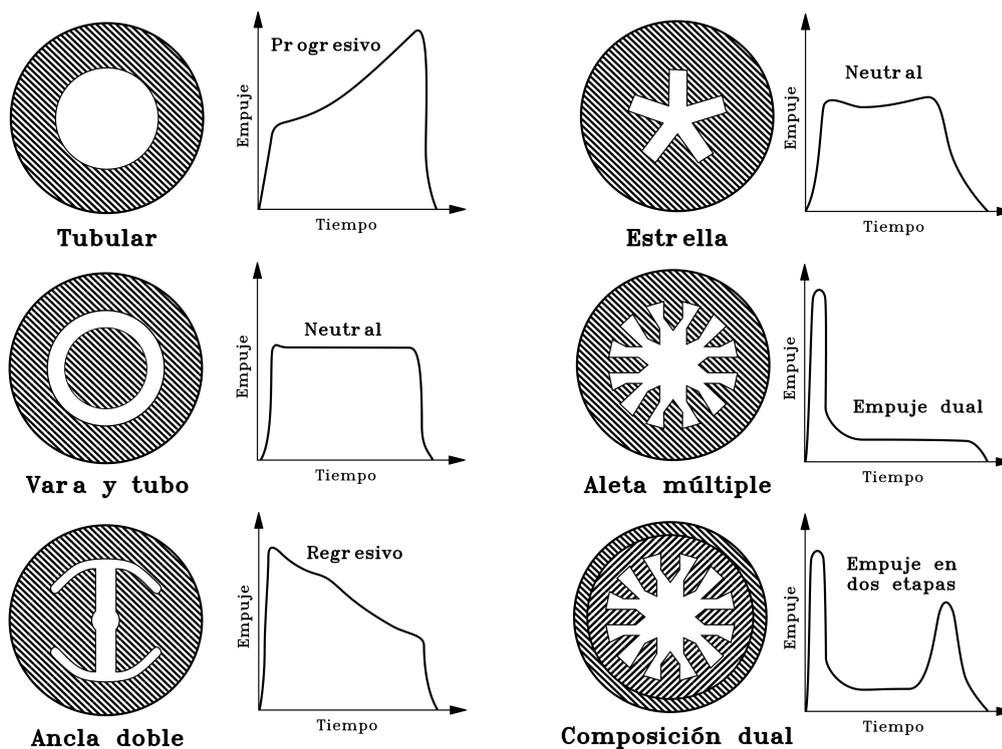


Figura 2.8: Formas de grano más comunes junto a la curva de empuje que producen.

En el caso de los SRBs del sistema de lanzamiento espacial, el combustible está distribuido en forma de estrella en cuatro de los segmentos y en forma tubular en el más cercano a la tobera. De esta forma se garantiza un empuje inicial elevado, que disminuye cuando el lanzador se encuentra cerca del momento de máxima presión dinámica, punto en el cual la estructura está sometida a un gran estrés debido a las fuerzas aerodinámicas. Posteriormente, cuando la densidad atmosférica ha disminuido y ya no presenta un problema, el empuje vuelve a aumentar para seguir acelerando al SLS (figura 2.9 [5]). Cabe destacar que en los últimos segundos se produce un descenso de la presión en la cámara de combustión debido a que prácticamente la totalidad del combustible se ha consumido y por tanto la superficie expuesta desciende considerablemente y el volumen interno vacío aumenta.

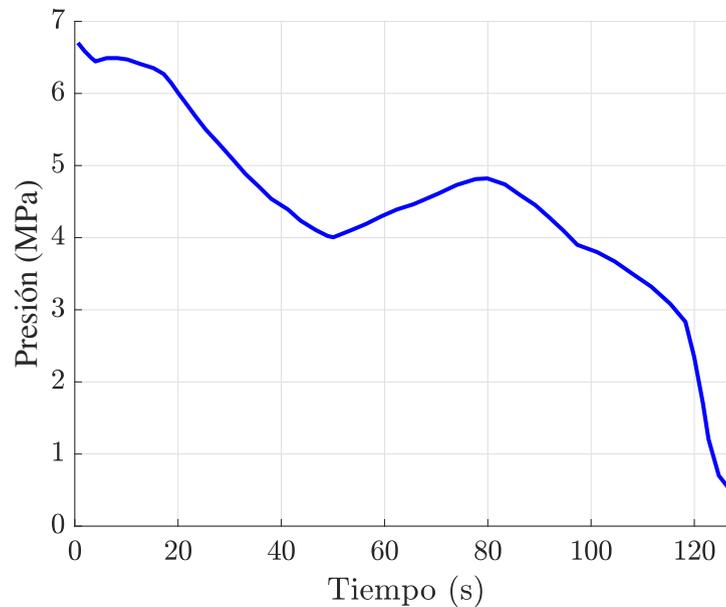


Figura 2.9: Presión en la cámara de combustión respecto al tiempo de vuelo.

Es importante también mencionar la temperatura a la que se encuentra la cámara de combustión durante el vuelo. En este estudio se asumirá que esta es constante y con un valor de  $3366\text{ K}$  ( $3093\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), como citan numerosas fuentes en referencia a las condiciones alcanzadas en la prueba de fuego estática realizada por la NASA en el año 2015. [6]

### 2.2.2. Gases de escape

Para la utilización de las relaciones isentrópicas y la realización de las simulaciones de CFD es necesario conocer las características de los gases de escape. Por tanto, se debe establecer la composición del combustible de los SRBs y de esta manera obtener los productos de la reacción de oxidación que conforman dichos gases.

En el caso de los propulsores de combustible sólido, se utiliza el mismo combustible que en los del transbordador espacial, con una mezcla de un oxidante (perclorato de amoníaco o AP), un combustible formado por aluminio pulverizado y PBAN (Polybutadiene Acrylonitrile) junto con un catalizador de óxido de hierro y resina epoxi. Las proporciones concretas se pueden ver en la tabla 2.1.[7]

Mediante esta composición del combustible, los propulsores reales consiguen un impulso específico a nivel del mar de unos 242 segundos, que aumenta hasta los 268 segundos cuando estos se encuentran en el vacío del espacio.

Compuesto	Formulación	Porcentaje en peso (w %)
Perclorato de amoníaco (AP)	$\text{NH}_4\text{ClO}_4$	69.6
Aluminio	Al	16
Polybutadiene Acrylonitrile (PBAN)	$\text{C}_{10}\text{H}_{13}\text{NO}_2$	12.04
Epoxi	$\text{C}_{16}\text{H}_{24}\text{O}_4$	1.96
Catalizador de óxido de hierro	$\text{Fe}_2\text{O}_3$	0.4

Tabla 2.1: Composición del combustible de los SRBs.

## ProPEP3

Todos los componentes del combustible reaccionan entre ellos formando numerosos productos de combustión que se pueden predecir usando el software *ProPEP3* y cuyas fracciones molares están presentes en la tabla 2.2. A partir de estos datos, *ProPEP3* también proporciona el ratio de calores específicos y la masa molar de la mezcla, necesarios para poder simular el motor en capítulos posteriores.

Para obtener los productos de la combustión de las especies químicas que conforman el combustible, el software mencionado resuelve las ecuaciones del equilibrio químico tras la ignición, haciendo el balance entre los reactivos y los productos. El método seguido es el de la minimización de la energía libre de Gibbs.

Por tanto, los reactivos se transforman de manera adiabática e irreversible mediante las relaciones de equilibrio en los productos de combustión. Cabe destacar que para hacer este cálculo de manera precisa, el software realiza iteraciones para adaptar la presión en la cámara de combustión al aumento producido por la creación de las nuevas especies químicas presentes en ella. Posteriormente, se recalculan los productos con la nueva presión de combustión hasta llegar a una convergencia de los resultados. [8]

Para inicializar el cálculo, *ProPEP3* únicamente requiere la masa de cada uno de los componentes del combustible, su temperatura, su presión y la presión de los gases de escape. Se ha tomado por tanto una muestra de combustible de 100 gramos con una masa de cada una de las especies dadas por la tabla 2.1. La presión y temperatura del combustible se ha tomado como las correspondientes a las condiciones normales de 1 atmósfera y 25 grados centígrados. La presión de los gases de escape establecida es de 2 atmósferas. No obstante estas condiciones iniciales no afectan de manera significativa a los cálculos debido a las iteraciones que realiza *ProPEP3* para alcanzar una solución convergida.

Compuesto	Fracción molar	Compuesto	Fracción molar	Compuesto	Fracción molar
H <sub>2</sub>	$2.505 \cdot 10^{-1}$	CO	$2.237 \cdot 10^{-1}$	HCl	$1.531 \cdot 10^{-1}$
H <sub>2</sub> O	$1.522 \cdot 10^{-1}$	N <sub>2</sub>	$9.284 \cdot 10^{-2}$	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	$8.086 \cdot 10^{-2}$
CO <sub>2</sub>	$2.172 \cdot 10^{-2}$	H <sup>+</sup>	$1.475 \cdot 10^{-2}$	Cl <sup>-</sup>	$6.321 \cdot 10^{-3}$
HO <sup>-</sup>	$1.997 \cdot 10^{-3}$	FeCl <sub>2</sub>	$1.032 \cdot 10^{-3}$	Fe	$3.036 \cdot 10^{-4}$
AlCl	$2.664 \cdot 10^{-4}$	AlOCl	$1.583 \cdot 10^{-4}$	NO	$8.487 \cdot 10^{-5}$
O <sup>2-</sup>	$7.540 \cdot 10^{-5}$	AlCl <sub>2</sub>	$6.580 \cdot 10^{-5}$	AlHO <sub>2</sub>	$3.762 \cdot 10^{-5}$
O <sub>2</sub>	$1.884 \cdot 10^{-5}$	AlHO	$1.667 \cdot 10^{-5}$	FeCl	$1.370 \cdot 10^{-5}$
AlCl <sub>3</sub>	$1.341 \cdot 10^{-5}$	FeO	$1.030 \cdot 10^{-5}$	FeH <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	$3.911 \cdot 10^{-6}$
Cl <sub>2</sub>	$2.979 \cdot 10^{-6}$	AlO	$2.587 \cdot 10^{-6}$	Al	$1.060 \cdot 10^{-6}$
CHO	$4.685 \cdot 10^{-7}$	NH <sub>3</sub>	$4.267 \cdot 10^{-7}$	HOCl	$3.679 \cdot 10^{-7}$
OCl	$3.111 \cdot 10^{-7}$	COCl	$2.795 \cdot 10^{-7}$		

Tabla 2.2: Composición de los gases de escape de los SRBs.

Adicionalmente, se puede obtener la constante específica de los gases de manera sencilla mediante la relación  $R_s = \frac{R}{M}$ , donde R es la constante universal de los gases ( $R = 8.3146 \frac{J}{Mol \cdot K}$ ) y M es la masa molar de los gases de escape del motor (tabla 2.3).

Ratio de calores específicos ( $\gamma$ )	Masa molar de la mezcla (M)	Constante específica de los gases (R)
1.1721	$27.365 \frac{g}{Mol}$	$303.84 \frac{J}{kg \cdot K}$

Tabla 2.3: Características de los gases de escape de los SRBs.



# Capítulo 3

## Simulación en Matlab

---

En este capítulo se pretende usar el software de cálculo numérico Matlab, desarrollado por MathWorks, para la creación de un script que sea capaz de calcular todos los parámetros relevantes de ambos propulsores (el original y el que posee la tobera adaptable) durante toda el tiempo de operación hasta que el combustible disponible se agota. Posteriormente se simulará la trayectoria seguida por el propulsor dotado de la tobera adaptable a partir de la trayectoria original y la variación del empuje entre ambos motores.

Para ello, se discretizará el tiempo de funcionamiento del propulsor original (128.4 segundos) en un número de puntos determinado por  $\Delta t$ , siendo que a menor incremento temporal, mayor resolución tendrá la solución obtenida y por tanto mayor precisión.

### 3.1 Definición de variables

El primer paso para la realización del script es inicializar las variables que serán necesarias para los cálculos posteriores así como introducir los datos correspondientes extraídos de la simulación empleada en el capítulo anterior.

Los datos relevantes que se van a usar en los cálculos de las relaciones isentrópicas son los presentes en el capítulo 2, es decir, presiones (tanto atmosférica como de la cámara de combustión), altitud y velocidad horizontal del sistema en cada instante, las características de los gases de escape (constante  $R$  y ratio de calores específicos) y la temperatura de combustión. No será necesario en este caso introducir la temperatura ambiental ni la velocidad del sonido, ya que no se utilizarán en los cálculos.

Todos estos datos se introducirán de manera discretizada en un vector junto con otro de la misma longitud que contenga los instantes de tiempo correspondientes a cada uno de los valores de los datos. Posteriormente se utilizará la función *interp1()* con un ajuste de tipo *spline* para interpolar los valores intermedios con la resolución establecida. Con este método, se consigue igualar la longitud de todos los vectores dato, cuyos valores serán los correspondientes a cada instante desde 0 hasta 128.4 segundos en incrementos de  $\Delta t$ .

Adicionalmente, se deberá establecer las dimensiones de la tobera original. Diversas fuentes establecen el diámetro de salida de la misma en 3.875 m y una relación de expansión de 7 [9] [10]. Al ser esta relación igual al cociente entre el área de salida y el área de la garganta, se puede obtener de manera sencilla el diámetro de la garganta, que se sitúa en 1.465 metros.

Para el caso de la tobera adaptable, se deberán asumir unos diámetros máximos y mínimos razonables teniendo en cuenta el tamaño del propulsor y la dificultad de hacer una tobera con una amplia capacidad de movimiento. Por tanto, se ha establecido un diámetro máximo de salida de 5 metros y un mínimo igual al original, así como un diámetro de garganta que puede oscilar entre un 85 % y un 105 % del original (tabla 3.1). Cabe resaltar que, en apartados posteriores, se podrá observar como para mantener la tobera adaptada no se requiere aplicar la restricción correspondiente al diámetro de salida mínimo.

	Diámetro de salida (m)	Área de salida (m <sup>2</sup> )	Diámetro de garganta (m)	Área de garganta (m <sup>2</sup> )	Relación de expansión (-)
Tobera original	3.875	11.793	1.465	1.685	7.000
Tobera adaptable (mínimo)	3.875	11.793	1.245	1.217	9.689
Tobera adaptable (máximo)	5.000	19.635	1.538	1.857	10.571

Tabla 3.1: Comparación de parámetros de tobera original y adaptable.

Como conclusión, se han creado los siguientes vectores: **Pa** (presión atmosférica), **Pc** (presión en la cámara de combustión), **Vx0** (velocidad horizontal), **h0** (altitud), **tiempo** (vector equiespaciado desde 0 hasta 128.4 segundos).

Y las siguientes variables: **De0** (diámetro de salida original), **Dt0** (diámetro de garganta original), **Ae0** (área de salida original), **At0** (área de garganta original), **De\_min** (diámetro de salida mínimo), **Dt\_min** (diámetro de garganta mínimo), **Ae\_min** (área de salida mínima), **At\_min** (área de garganta mínima), **De\_max**

(diámetro de salida máximo), **Dt\_max** (diámetro de garganta máximo), **Ae\_max** (área de salida máxima), **At\_max** (área de garganta máxima), **Tc** (temperatura de combustión), **R** (constante de los gases de escape) y **gamma** (ratio de calores específicos). Debido a la forma en la que se realizarán los cálculos y a la forma de trabajar de Matlab, será necesario inicializar los vectores de la solución que se quiere obtener. Se crearán por tanto dichos vectores para los valores del número de Mach, la presión, la temperatura y la velocidad a la salida de la tobera, así como también para el flujo másico y el empuje. Todos ellos con la misma longitud que el vector de tiempo y valor nulo.

De manera adicional, para la realización de la simulación de la trayectoria, se inicializan los vectores correspondientes a la aceleración horizontal y vertical y de la velocidad horizontal así como de sus magnitudes.

## 3.2 Simulación del ciclo isentrópico

### 3.2.1. Tobera original

Para los cálculos de la tobera original se pueden realizar las operaciones necesarias elemento a elemento de cada uno de los vectores. Para ello, se trabajará empleando la notación adecuada de Matlab para la realización de este tipo de operaciones, la cual está definida por la utilización de un punto antes de cada operador. Se debe recordar por tanto que cada una de las magnitudes calculadas correspondería a un único instante definido por la variable  $i$  ( $i \in \mathbb{Z}$  ;  $i \in [0, \frac{128.4}{\Delta t}]$ ), cuya notación en los cálculos se ha obviado para mejorar la legibilidad de las ecuaciones.

Cabe mencionar también que se trabajará con las ecuaciones de las relaciones isentrópicas aplicadas a una tobera convergente-divergente. [11]

El primer cálculo que se realizará es el del número de Mach a la salida de la tobera ( $M_e$ ). Esto es debido a que el resto de relaciones isentrópicas requieren conocer esta magnitud. Al tener como dato la relación de áreas entre la garganta y la salida de la tobera, se puede despejar el número de Mach de la ecuación 3.1. Cabe destacar que la resolución de esta ecuación es demasiado compleja para la función *solve()*, por lo que es necesario el uso de *vpasolve()* para obtener la solución deseada.

$$\frac{A_{e0}}{A_{t0}} = \left( \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{\left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_e} \quad (3.1)$$

Como se puede ver, al ser en el caso de la tobera original todos los parámetros

que intervienen en la ecuación constantes, el número de Mach a la salida también lo será. Esto tendrá implicaciones que se comentarán en apartados posteriores.

Una vez despejado el número de Mach, se procederá al cálculo de la presión a la salida de la tobera mediante la relación expuesta en la ecuación 3.2. Es notable como la variación de la presión en la cámara de combustión influenciará la presión a la salida a razón de un factor definido por el ratio de calores específicos y el valor de  $M_e$ .

$$P_e = P_c \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (3.2)$$

Para obtener la temperatura a la salida de la tobera, se puede emplear la ecuación 3.3. Al asumir que la temperatura en la cámara de combustión es constante, se obtendrá una temperatura de los gases de escape que no variará a lo largo del vuelo.

$$T_e = T_c \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)^{-1} \quad (3.3)$$

De manera sencilla a partir de la relación de la ecuación 3.4, se puede calcular la velocidad de salida de la tobera. Es razonable que al igual que el número de Mach y la temperatura, esta sea constante en todo el tiempo de funcionamiento del propulsor.

$$V_e = M_e \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_e} \quad (3.4)$$

Resta únicamente obtener el flujo másico de los productos de la combustión que salen del propulsor ( $\dot{m}$ ) y el empuje del mismo ( $T$ ). Para el cálculo de la masa de los gases de escape que sale cada segundo de la tobera, se puede emplear la ecuación 3.5. Como cabe esperar, el flujo de gases se verá fuertemente influenciado por el tamaño de la garganta así como por la presión y temperatura en la cámara de combustión y las características del gas de escape.

$$\dot{m} = \frac{A_{t0} \cdot P_c}{\sqrt{T_c}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left( \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (3.5)$$

Por último, el empuje del propulsor se calcula teniendo en cuenta tanto la cantidad de gas que sale del motor a gran velocidad como la diferencia de presión que hay entre dicho gas y el ambiente (3.6). En una tobera adaptada, al ser la diferencia de presiones nula, este último término no añadiría empuje al motor, sin embargo,

al producirse una expansión completa de los gases de escape, estos se aceleran compensando así la pérdida del empuje por presión.

$$T = \dot{m} \cdot V_e + (P_e - P_a)A_{e0} \quad (3.6)$$

Una vez obtenidas todas las condiciones a la salida de la tobera, se realizará el cálculo del combustible consumido durante el vuelo.

Para que la comparación de ambos propulsores (el adaptado y el original) sea precisa, ambos deberían consumir aproximadamente la misma cantidad de combustible durante su tiempo de operación. Empleando la evolución del flujo másico obtenido anteriormente, se puede calcular la masa de combustible como el área encerrada por la curva que forma la evolución de  $\dot{m}$  con el tiempo. Sin embargo, al tratarse de puntos discretizados a lo largo del tiempo, se deberá realizar una aproximación a la integral mediante la función *trapz()* de Matlab (ecuación 3.7). Con este método, el software calcula el área total dividiéndola en trapecios cuya base es igual a  $\Delta t$  como se puede ver en la figura 3.1 para posteriormente realizar un sumatorio de las áreas de todos los trapecios.

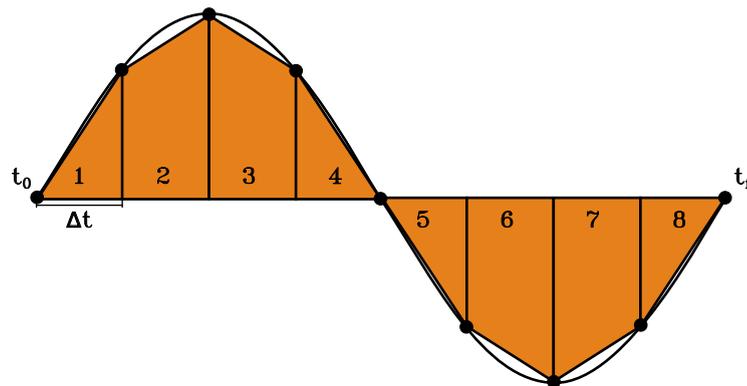


Figura 3.1: Aproximación trapezoidal para una función sinusoidal.

$$m_f = \int_{t_0}^{t_f} \dot{m} dt \approx \frac{t_f - t_0}{\Delta t} \sum_{i=1}^{i=\frac{t_f}{\Delta t}} (\dot{m}(i) + \dot{m}(i+1)) \quad (3.7)$$

### 3.2.2. Tobera adaptable

En este apartado se procederá a realizar los cálculos correspondientes a la tobera adaptable. Para ello se requerirá el uso de un bucle *for* que se ejecute tantas veces como longitud tenga el vector de tiempo correspondiente al propulsor con la tobera adaptable. De esta forma se podrá calcular cada una de las variables de interés

en cada instante y comprobar si se siguen cumpliendo los límites geométricos para poder mantener la tobera adaptada.

A la hora de comenzar con los cálculos, es conveniente conocer el límite de adaptabilidad de la tobera con su medida máxima de salida y mínima de garganta. En este momento, la expansión de los gases de escape será máxima, así como también lo será la velocidad de salida de los mismos, por lo que este límite marcará el impulso específico máximo que se puede obtener con esta tobera. Adicionalmente, con esta geometría la presión de salida será mínima, por lo que también se podrá conocer la altitud máxima a la que la tobera puede estar adaptada.

Este cálculo del número de Mach máximo se puede llevar a cabo de la misma forma que en el apartado de la tobera original, empleando para ello la ecuación 3.1 y usando la relación de áreas máxima presente en la tabla 3.1.

Una vez conocido este límite, se puede calcular el Mach de salida que se requiere para que la tobera esté adaptada despejándolo de la ecuación 3.2 y suponiendo que la presión de salida es igual a la presión atmosférica, de lo que resulta la ecuación 3.8. Si el valor obtenido es mayor al máximo, se establecerá este último así como también las medidas de la tobera que proporcionan la relación de expansión máxima. Si por el contrario el Mach de salida obtenido es menor al máximo, se procederá al cálculo de la relación de expansión necesaria usando nuevamente la ecuación 3.1, siguiendo así el proceso especificado en la figura 3.2.

$$M_e = \frac{\sqrt{2} \sqrt{-P_a + \left(\frac{P_a}{P_c}\right)^{\frac{1}{\gamma}} P_c}}{\sqrt{-P_a + P_a \cdot \gamma}} \quad (3.8)$$

En este punto, se asumirá que la tobera se adapta de la siguiente manera: se comienza con el diámetro de garganta máximo y se abre la salida hasta el diámetro de salida límite, una vez alcanzado este punto, la garganta comienza a cerrarse hasta su valor de área mínimo para mantener así la presión de salida igualada a la ambiental. Cuando se lleguen a los valores límites, la tobera permanecerá con esa geometría hasta el final de su tiempo de operación.

Por tanto, inicialmente se calculará el valor del diámetro de salida asumiendo diámetro de garganta máximo a partir de la relación de expansión obtenida anteriormente. Si el diámetro obtenido es mayor al máximo, se establecerá el área de salida máxima y se realizará el cálculo a la inversa para obtener el diámetro de garganta necesario a partir de esa misma relación de expansión (teniendo en cuenta el límite mínimo). Todo este proceso se puede ver de forma esquemática en la figura 3.2. De esta manera se obtienen los tres datos más relevantes para el cálculo del resto de parámetros: diámetros de garganta y salida y número de Mach a la salida de la tobera.

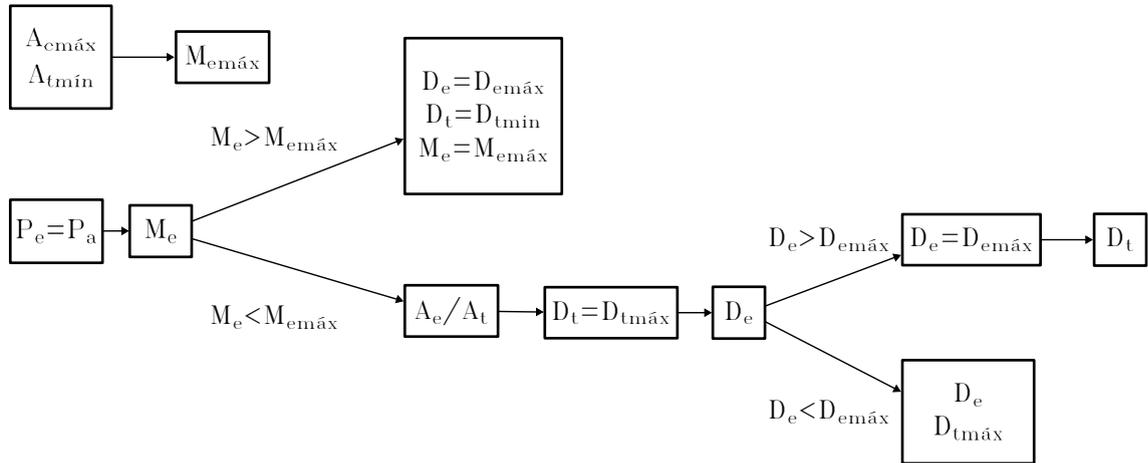


Figura 3.2: Esquema del cálculo de la geometría de la tobera adaptada.

Una vez calculada la geometría de la tobera y el Mach a la salida, se puede seguir el mismo procedimiento que en el caso de la tobera original, usando todas las ecuaciones desde la 3.2 hasta la 3.6 para obtener las características del flujo y del motor a lo largo de todo el vuelo. Restaría por tanto calcular la diferencia del combustible obtenido.

## Combustible utilizado

Para el cálculo del combustible que usa el propulsor con la nueva geometría de la tobera, se empleará el mismo método que se ha usado con anterioridad, es decir, la aproximación trapezoidal. Una vez obtenida la masa de combustible utilizada, se creará una nueva variable que almacene la diferencia porcentual con respecto al propelente usado por el motor con la tobera original. Asimismo, se establecerá un criterio por el cual si esta diferencia es mayor al 0.1% se procederá a recalcular el nuevo tiempo de funcionamiento para posteriormente ejecutar de nuevo el cálculo con dicho tiempo.

En el caso de cumplirse este último supuesto, se hará la aproximación del tiempo de funcionamiento a partir del gasto másico medio del propulsor a lo largo del vuelo ( $\dot{m}_{avg}$ ). Posteriormente se calculará el tiempo adicional aproximado que podría seguir el propulsor encendido hasta consumir el combustible restante usando la ecuación 3.9, donde  $m_f$  es la masa de combustible usado por el propulsor adaptable y  $m_{f0}$  es el usado por el original.

$$t_{extra} = \frac{m_{f0} - m_f}{\dot{m}_{avg}} \quad (3.9)$$

Una vez conocido el nuevo tiempo de funcionamiento, será necesario actualizar las variables que así lo requieran para adaptarlas a la nueva longitud del vector tiempo (definido en este caso como *tiempo2* para evitar conflictos con el acoplamiento de

las variables). Es importante actualizar este vector de manera que mantenga el  $\Delta t$  definido previamente para mantener la concordancia con los resultados de la tobera original. Por tanto, únicamente se modificará el vector de tiempo de la iteración previa (o del original si se trata de la primera iteración) añadiendo o retirando tantos elementos como se obtengan de la ecuación 3.10 en función del signo de  $t_{extra}$ . Se obtiene de esta forma un vector que abarca desde 0 hasta  $t_{f0} + t_{extra}$  segundos (representando el subíndice 0 la iteración previa) con una resolución definida por  $\Delta t$ .

$$N_{extra} = \text{sign}(t_{extra}) \frac{t_{f0} - t_f}{\Delta t} \quad (3.10)$$

Lo siguiente que será necesario realizar es «alargar» el vector que define la presión de combustión, cuya distribución se asumirá invariante con respecto al caso de la tobera original, únicamente variando el tiempo en el que esta presión se desarrolla.

Para ello, se deberá ampliar el vector que contiene los instantes de tiempo de las muestras de la presión. Esto se realizará sumando a cada uno de los elementos de este vector tiempo (definido en el entorno de Matlab como  $tc$ ) una cantidad de segundos determinada por un vector de su misma longitud y cuya magnitud de cada uno de los elementos aumenta linealmente desde 0 hasta  $t_{extra}$ . Para la creación de este último vector se empleará la instrucción `linspace()` de Matlab.

Una vez obtenido el nuevo vector de tiempo de las muestras de la presión en la cámara de combustión, se vuelve a emplear `interp1()` para interpolar los puntos entre cada una de las muestras de manera que se obtenga un vector de presión de combustión con los mismos elementos que el vector `tiempo2` y con la misma forma que el original.

Adicionalmente, se deberá adaptar el vector de la altitud a la nueva longitud. En este caso no es necesario aplicar la corrección al vector de tiempo de muestreo ya que se interpolarán los valores desde  $t_{f0}$  hasta  $t_{f0} + t_{extra}$  como si el lanzador continuase su ascenso. Una vez actualizada la trayectoria se procederá a ampliar el vector de la presión atmosférica aplicando un bucle `for` (para recorrer cada uno de los puntos con altitudes diferentes) y las ecuaciones de la atmósfera ISA.

Por último, se adaptarán también el empuje del propulsor a la nueva longitud del vector tiempo de la misma forma llevada a cabo para la trayectoria y se alargará el vector que contiene la evolución del ángulo de asiento lateral mediante el mismo método que se ha usado para la presión de combustión.

Cabe destacar que en el caso de que la diferencia entre el combustible usado por ambas toberas sea mayor al límite establecido y sea necesario repetir los cálculos, se requerirá volver a inicializar los vectores que contendrán las soluciones de los mismos con la nueva longitud del vector tiempo. Por ello se debe añadir al principio del bucle `while` y antes del bucle `for` la creación de estas variables como filas de ceros de longitud igual a la del vector `tiempo2`.

Todo este proceso se representa de manera esquemática en la figura 3.3.

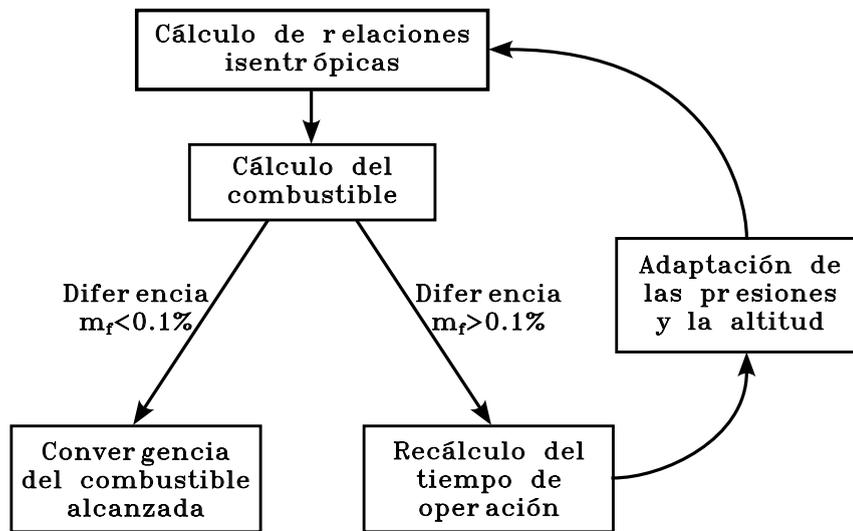


Figura 3.3: Bucle para la comprobación de la convergencia del combustible.

## 3.3 Simulación de la trayectoria

### 3.3.1. Tobera original

La simulación empleada en el capítulo 2 únicamente proporciona datos sobre la velocidad horizontal del lanzador. Sin embargo, a la hora de conocer la trayectoria seguida por este y poder modificarla en función de la diferencia de empuje que se obtenga con el uso de la tobera adaptada, será necesario conocer la velocidad en el eje  $z$  (figura 3.4), es decir, la componente perpendicular a la superficie terrestre.

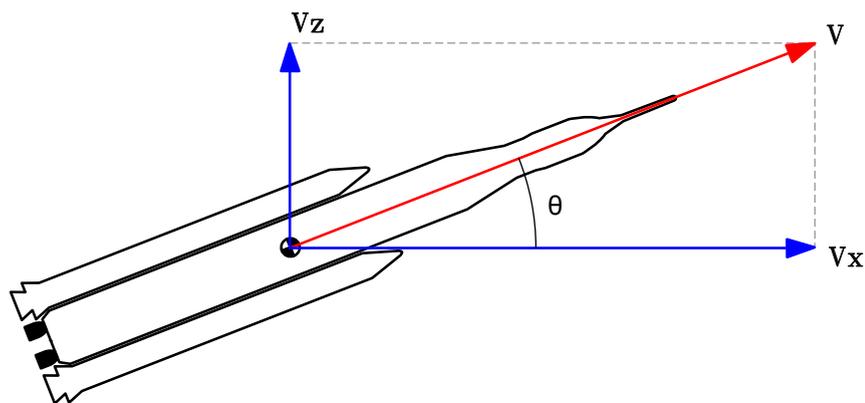


Figura 3.4: Componentes de la velocidad del SLS.

La manera más sencilla de obtener esta velocidad es mediante la derivación de la altura (dato que sí proporciona la simulación del capítulo 2) respecto del tiempo. Al tratarse la altura de un dato discretizados en forma de vector, para conocer su ritmo de variación (velocidad en el eje z) será necesario obtener la diferencia entre cada uno de los elementos respecto del siguiente y dividirla entre el incremento de tiempo entre ambos. De igual forma se puede obtener la aceleración en x y en z a partir de las velocidades en sus respectivos ejes, así como su magnitud (ecuaciones 3.11). La distancia recorrida en el eje x se puede obtener integrando la velocidad horizontal, sin embargo, no es relevante para este estudio.

$$\begin{aligned}
 v_z(i) &= \frac{h(i-1)-h(i)}{\Delta t}; & v(i) &= \sqrt{v_x(i)^2 + v_z(i)^2} \\
 a_z(i) &= \frac{v_z(i-1)-v_z(i)}{\Delta t}; & a_x(i) &= \frac{v_x(i-1)-v_x(i)}{\Delta t}; & a(i) &= \sqrt{a_x(i)^2 + a_z(i)^2} \quad (3.11) \\
 i &\in \mathbb{Z} & i &\in [0, \frac{128.4}{\Delta t}]
 \end{aligned}$$

En relación con la trayectoria, también es conveniente obtener el ángulo de asiento lateral entre las componentes horizontal y vertical de la velocidad. En este caso, se puede calcular de manera sencilla mediante dichas componentes presentes en la figura 3.4 empleando para ello la ecuación 3.12.

$$\theta(i) = \arctg\left(\frac{v_z(i)}{v_x(i)}\right) \quad (3.12)$$

Con estos cálculos se tienen todos los resultados necesarios para representar la evolución de la trayectoria del propulsor con la tobera original, por lo que solo resta hacer lo propio con la tobera adaptable.

### 3.3.2. Tobera adaptable

Al variar la geometría de la tobera, se espera que el empuje proporcionado cambie respecto al de la tobera original, por lo que será necesario recalcular la aceleración producida en cada uno de los ejes.

Con este propósito se puede emplear la segunda ley de Newton, que relaciona la masa del lanzador con el empuje que produce y con la aceleración experimentada. Sin embargo, el empuje no es la única fuerza que actúa sobre el lanzador, ya que también lo hace la resistencia aerodinámica o el impulso que proporciona la etapa central con los 4 SSMEs mejorados. Por ello, al no estar teniendo en cuenta estas fuerzas externas al propulsor, la masa presente en la ecuación de la segunda ley de Newton se tratará de una masa equivalente y no de la real del SLS.

Adicionalmente se deberán tomar algunas hipótesis sobre el funcionamiento del propulsor y el desarrollo del vuelo:

1. Masa equivalente constante.
2. El ángulo de asiento lateral tiene la misma evolución en ambas toberas.
3. La velocidad siempre está alineada con el eje del lanzador.

La primera hipótesis consiste en tomar la evolución de la masa equivalente del lanzador igual para ambas toberas. Esto es debido a que se considera que la variación de la masa de combustible de los propulsores es despreciable respecto al resto de factores que intervienen en el cómputo de la aceleración y que se han comentado anteriormente.

Para obtener esta masa equivalente, se puede usar el empuje y la aceleración producidos por la tobera original, representados con  $T_0$  y  $a_0$  respectivamente, junto con la segunda ley de Newton (ecuación 3.13)

$$m_{eq} = \frac{T_0}{a_0} \quad (3.13)$$

Una vez calculada la masa equivalente (cuya evolución se puede consultar en la figura 3.5), se adapta al tiempo de funcionamiento de la tobera adaptable. Como se puede ver, para el caso de la tobera original, esta masa tiende a un valor constante de aproximadamente  $5 \cdot 10^5$  kg (a excepción de los últimos segundos cuando el empuje y la aceleración disminuyen), por lo que para la tobera adaptable se ha asumido que esta permanece constante y se ha imitado el comportamiento final de la misma.

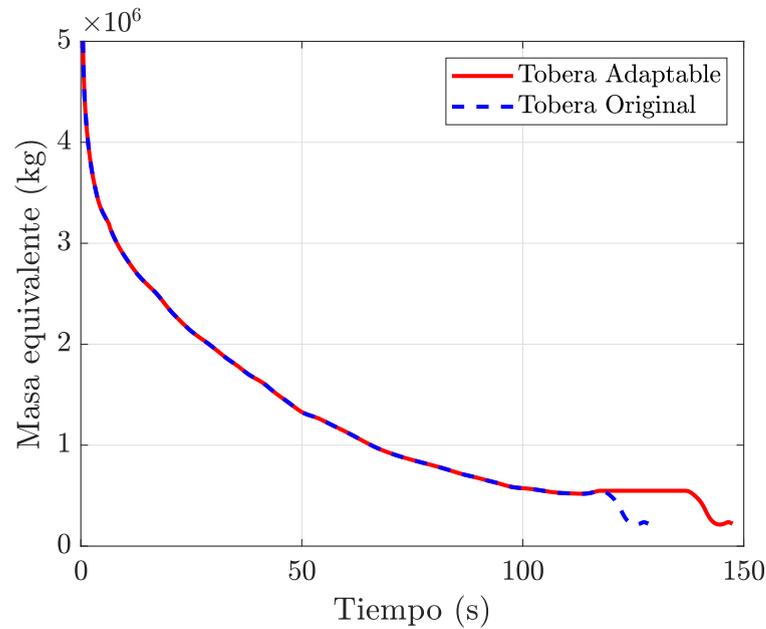


Figura 3.5: Masa equivalente de cada uno de los propulsores.

Una vez obtenida la masa equivalente, se puede emplear de nuevo la ecuación 3.13 junto con el empuje de la tobera adaptable para calcular la aceleración producida por esta.

La segunda hipótesis considerada hace referencia al ángulo de asiento lateral, cuya evolución se asumirá igual para los dos tipos de propulsor. De esta manera, el lanzador con los SRBs con la tobera adaptada rotará a la misma velocidad que el original, pero lo hará durante más tiempo, lo que conlleva que su ángulo respecto a la horizontal final sea menor, como se puede ver en la figura 3.6.

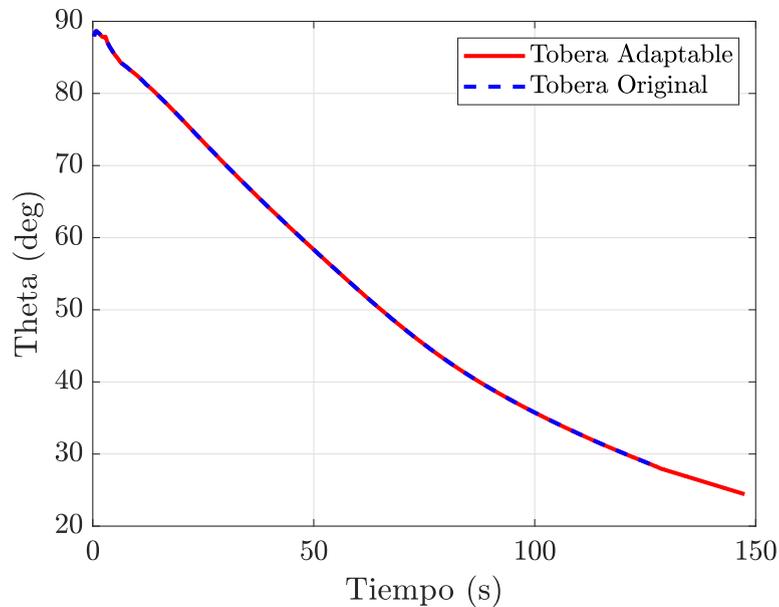


Figura 3.6: Ángulo de asiento lateral de cada uno de los propulsores.

Una vez obtenidos el ángulo de asiento lateral y la aceleración del propulsor dotado de la tobera adaptable, es sencillo descomponer esta última en su componente vertical y horizontal mediante las ecuaciones 3.14.

$$a_x = a \cdot \cos(\theta); \quad a_z = a \cdot \sin(\theta) \quad (3.14)$$

A partir de cada componente, se puede realizar una integración por el método del trapecio para obtener la velocidad en cada eje. Para calcular la altitud del SRB, basta con integrar de nuevo la velocidad en el eje  $z$ . Cabe resaltar que es conveniente en este caso utilizar la función *cumtrapz()*, ya que esta devuelve un vector con el área de la curva que encierra la función a integrar en cada punto, por lo que se puede conocer la velocidad y la altitud en todos los instantes de la trayectoria.

## Convergencia de la trayectoria

Es razonable deducir que al variar la aceleración que experimenta el propulsor, la altitud de este en cada momento también lo hará. Si esta variación es muy grande, puede afectar de forma significativa a la presión ambiental, lo que condicionará la geometría de la tobera. Por ello, se establecerá un criterio de convergencia para la altitud final y se realizarán las iteraciones pertinentes hasta que se cumpla.

Este criterio se trata de una comparación del valor final de la altitud, si este varía más de un 0.1% con respecto a la iteración anterior (o de la altitud final del

SRB original en caso de tratarse de la primera iteración), se procederá a recalcularse la presión ambiente mediante las ecuaciones de la atmósfera ISA (2.1) y se realizará una nueva iteración.

Si por el contrario la diferencia de altitud final entre una iteración y la anterior es menor al límite establecido se considerará que la trayectoria ha convergido y se finalizará el bucle. Este proceso se representa de manera esquemática en la figura 3.7.

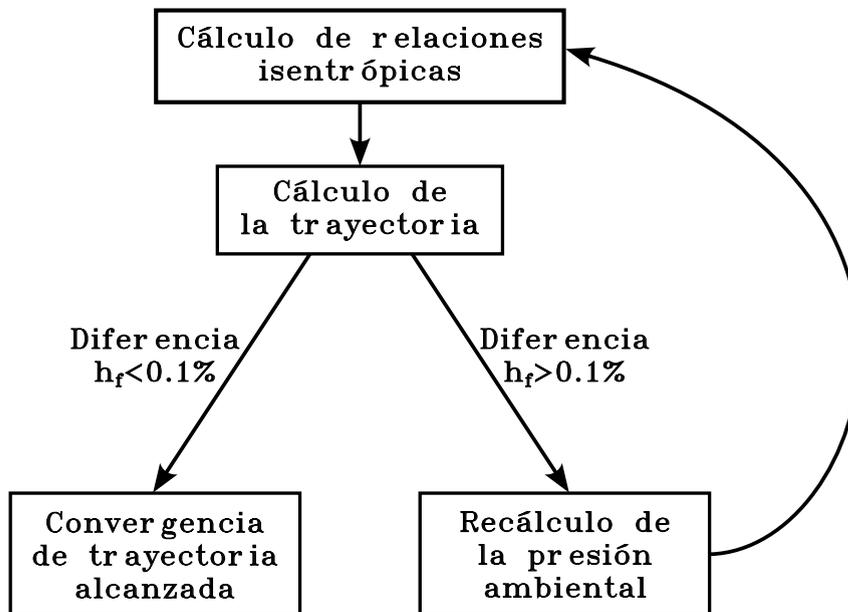


Figura 3.7: Bucle para la comprobación de la convergencia de la trayectoria.

## 3.4 Resultados

Una vez finalizados todos los cálculos, se graficarán todas las variables de interés de ambos tipos de tobera y se procederá a su comparación para posteriormente extraer conclusiones sobre los resultados obtenidos y valorar si se produce una mejora del desempeño del propulsor.

Para ello, se realizará un estudio de independencia de  $\Delta t$ , estableciendo un número de puntos cada vez mayor hasta que los resultados varíen menos de un 0.1%. Cuando suceda esto, el coste computacional de añadir más puntos de cálculo no compensará la mayor precisión obtenida.

Se comprobarán en este estudio el empuje medio de ambas toberas (calculado mediante la ecuación 3.15) así como su impulso específico (cuya expresión es la presente en 3.16) y el tiempo de funcionamiento, dado que son los resultados más relevantes para el estudio.

$$T_{avg} = \frac{t_f}{\Delta t} \sum_{i=1}^{i=\frac{t_f}{\Delta t}} T(i) \quad (3.15)$$

$$Isp_{avg} = \frac{1}{m_f \cdot g} \int_{t_0}^{t_f} T dt \quad (3.16)$$

De esta manera, se comenzará por un número de puntos arbitrario de 1000, el cual se duplicará cada vez hasta que los resultados dejen de depender del paso temporal. El resultado de este estudio se muestra en la tabla 3.2, donde el subíndice «0» denota resultados de la tobera original y el subíndice «a» resultados de la tobera adaptable.

Puntos	$T_0$ (N)	$T_a$ (N)	$Isp_0$ (s)	$Isp_a$ (s)	$t_{fa}$ (s)
$10^3$	12349280.518	11100646.673	264.773	273.951	147.759
$2 \cdot 10^3$	12350618.490	11109048.053	264.773	273.871	147.609
<b>Diferencia</b>	0.011 %	0.076 %	0.000 %	-0.029 %	-0.102 %
$2 \cdot 10^3$	12350618.490	11109048.053	264.773	273.871	147.609
$4 \cdot 10^3$	12351287.233	11112274.336	264.773	273.841	147.551
<b>Diferencia</b>	0.005 %	0.029 %	0.000 %	-0.011 %	-0.039 %

Tabla 3.2: Estudio de la sensibilidad al paso temporal.

En vista de los resultados, se concluye que el número de puntos que ofrece una mejor relación entre precisión de los resultados y coste computacional es de 2000 puntos. En este caso, el incremento temporal es de  $\Delta t = 0.064$  segundos.

Cabe resaltar que, debido a la diferencia entre el tiempo de funcionamiento de cada uno de los propulsores, se espera que en la representación gráficas de las magnitudes estudiadas, el punto final no sea coincidente en ambas toberas. Esta diferencia se detallará más adelante en el apartado de gasto másico.

### 3.4.1. Geometría de la tobera

El primer resultado de los cálculos que se comparará será la geometría de ambas toberas. Se visualizará de forma gráfica tanto el diámetro de salida en la figura 3.8 como el de la garganta en la figura 3.9 para comprobar si se están teniendo en cuenta los límites establecidos al inicio del presente capítulo.

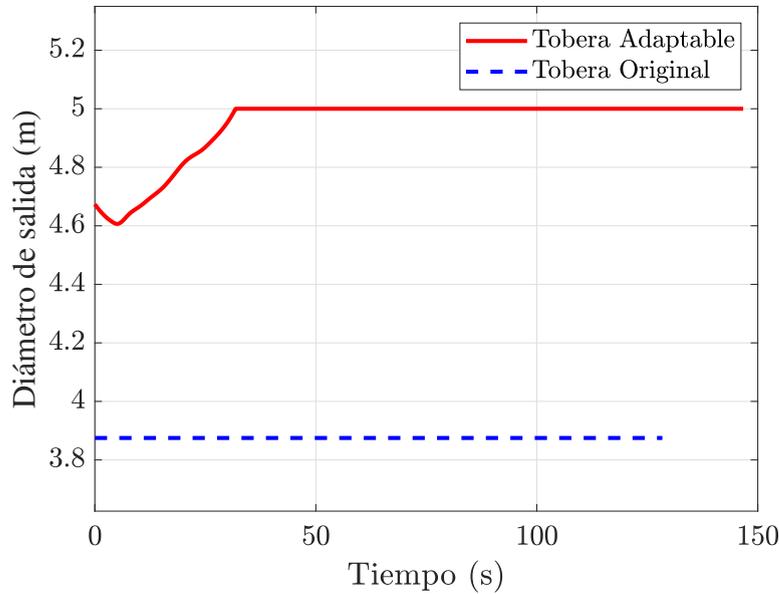


Figura 3.8: Diámetro de salida de cada tobera respecto del tiempo.

Como se puede ver, para mantenerse adaptada, se requiere un diámetro de salida a nivel del mar (es decir, en el momento del lanzamiento) superior al original. El ligero descenso que se produce inmediatamente después es debido a que la presión en la cámara de combustión desciende a un ritmo más elevado que la presión ambiental, por lo que la expansión de los gases de escape debe ser menor que en el instante inicial. Tras esta disminución, el diámetro de salida de la tobera adaptable aumenta gradualmente hasta alcanzar el tamaño máximo establecido transcurridos 31.483 segundos desde el lanzamiento. Después de ese momento, la tobera permanece en esa posición y se comienza a estrechar la garganta. Como se ha comentado en apartados anteriores, a pesar de haber establecido un mínimo a las medidas de la salida, las condiciones a las que se expone la tobera no permiten que se alcance durante el transcurso del vuelo.

Respecto a la tobera original, como cabe esperar, su geometría se mantiene constante con un diámetro de salida de 3.875 metros. También se puede deducir que esta no estará adaptada para ninguna altitud alcanzada durante el vuelo.

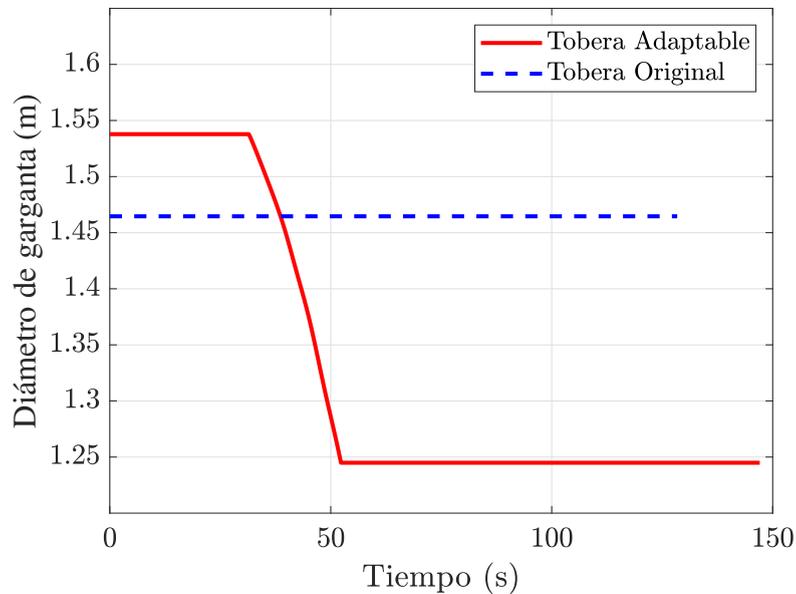


Figura 3.9: Diámetro de garganta de cada tobera respecto del tiempo.

Visualizando ahora el diámetro de la garganta, se puede comprobar como efectivamente esta se comienza a estrechar en el mismo momento en que la salida llega a su área máxima. En aproximadamente 20 segundos, la garganta llega a su diámetro mínimo y permanece en esta posición. Por tanto, se puede deducir que a partir de los 53.309 segundos de vuelo, la adaptabilidad del motor del SRB llega a su límite, por lo que a partir de este momento la tobera dejará de estar adaptada.

De nuevo, para el caso de la tobera original, esta se mantiene en su diámetro fijo de 1.465 metros durante todo el vuelo.

### 3.4.2. Presión de salida de la tobera

El siguiente resultado del que se hará un análisis es la presión a la salida de la tobera. Según la teoría, la presión de salida de la tobera adaptada debería permanecer igual que la presión ambiente hasta que se alcance el límite de tamaño mínimo de la garganta que se ha visto en el apartado anterior. Para comprobar si esto se cumple, se representa en la figura 3.10 la presión de salida de ambas toberas junto con la presión ambiental correspondiente a la trayectoria seguida por el SRB con motor adaptable.

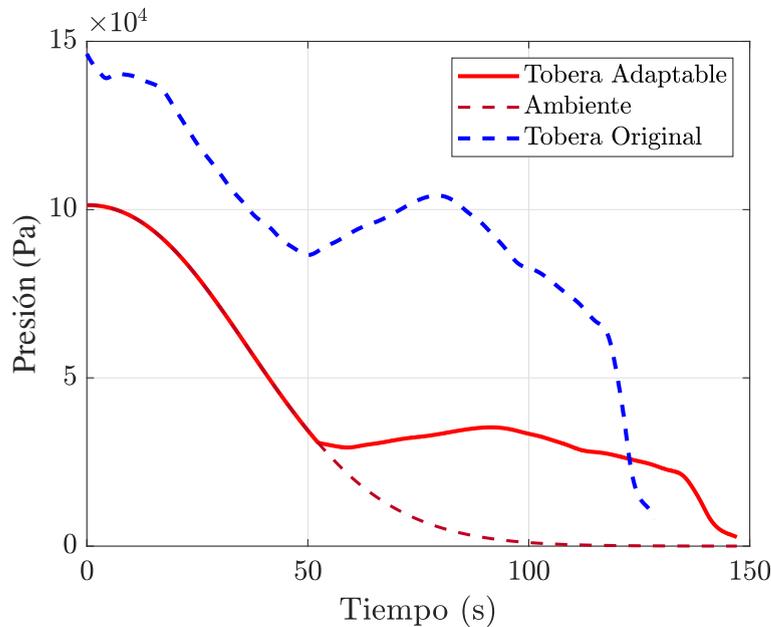


Figura 3.10: Presión de salida de cada tobera junto con la ambiental respecto del tiempo.

A partir de la figura, se puede extraer la conclusión de que la tobera se está adaptando correctamente dentro de sus limitaciones físicas. De manera adicional, se puede observar como la presión de salida es considerablemente mayor en el caso de la tobera original, suceso cuya explicación radica en la menor relación de expansión de la misma (como se ha visto previamente en la tabla 3.1).

En base a estos resultados, se espera que el empuje por presión de la tobera original sea mayor que el de la tobera adaptable, que será nulo mientras esta última esté adaptada. Por tanto, se deberá estudiar si la velocidad de salida compensa la pérdida de este tipo de empuje al menos durante el tiempo que la tobera permanece adaptada.

### 3.4.3. Gasto másico

El análisis del gasto másico de ambos propulsores tiene una gran importancia para la valoración del desempeño de cada uno de los SRBs. A partir de este se evalúa el tiempo de operación hasta que el propulsor se desacopla del SLS además de afectar en gran medida al empuje que produce el motor cohete.

Como se puede deducir a partir de la ecuación 3.5, esta magnitud estará fuertemente influenciada por el diámetro de la tobera. Por este motivo, se esperan grandes diferencias entre los propulsores estudiados. Sin embargo, a pesar de estas diferencias y gracias a la convergencia del combustible establecida en los cálculos, el área

bajo cada una de las curvas (figura 3.11) debe ser aproximadamente la misma (con una diferencia máxima de un 0.1 %). Dicha convergencia también se comprobará en este apartado, estableciendo así la masa de combustible usada por cada uno de los propulsores y su tiempo de funcionamiento total.

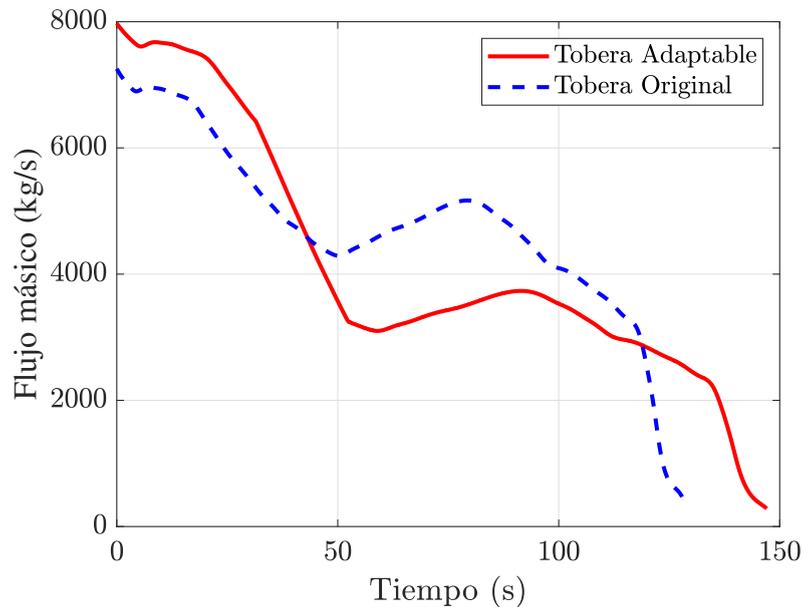


Figura 3.11: Gasto másico de cada tobera respecto del tiempo.

En vista de los resultados obtenidos, la primera conclusión que se extrae es que el propulsor que posee la tobera adaptable tiene un mayor tiempo de funcionamiento que el original, por lo que su gasto másico medio será menor al usar la misma cantidad de combustible a lo largo de más tiempo.

Adicionalmente, se observa como en los primeros segundos tras el lanzamiento, el gasto másico de la tobera adaptable es mayor que el gasto original. Esto concuerda con la hipótesis establecida anteriormente de la influencia del diámetro de la garganta, ya que en esos momentos, esta es mayor que la original. Otro hecho que refuerza esta hipótesis es el hecho de que tras 31.483 segundos, el gasto de la tobera adaptable empieza a disminuir de forma pronunciada coincidiendo con el estrechamiento de la garganta. Al fijarse la geometría de la tobera transcurridos 53.309 segundos, el gasto es notablemente menor que el original, permitiendo así un mayor tiempo de operación.

Además del área de la garganta, también influye la variación de la presión de la cámara de combustión. Al haber asumido que la distribución de combustible en forma de estrella es la misma para ambos casos, se puede apreciar que se producen dos picos del gasto en ambos propulsores, uno al inicio y otro transcurrido más de la mitad de sus respectivos tiempos de operación. Este efecto también se puede apreciar en la figura 3.10 con la presión de salida. Por ello, se concluye que la presión de combustión se comporta de la forma prevista.

Lo siguiente será comprobar el consumo de combustible total para ambos casos. La tabla 3.3 muestra la masa de combustible total calculada mediante la función *trapz()* junto con la diferencia existente entre las toberas. Se puede concluir por tanto que la convergencia ha sido exitosa y que la diferencia entre ambos carece de demasiada relevancia para los cálculos realizados, pudiéndose comparar así el desempeño de los motores de forma precisa.

Como se ha adelantado en secciones anteriores y como es razonable deducir, la diferencia en gasto másico conlleva un incremento del tiempo de funcionamiento del propulsor dotado de la tobera adaptable. Tras la convergencia del cálculo se han obtenido unos resultados que se presentan de manera adicional a los del consumo de combustible en la tabla 3.3. Cabe destacar que el mayor tiempo de funcionamiento será un factor importante en las características de la trayectoria seguida, las cuales serán estudiadas más adelante.

	Consumo de combustible (kg)	Tiempo de operación (s)
<b>Tobera original</b>	610602.101	128.4
<b>Tobera adaptable</b>	610357.851	147.609
<b>Diferencia</b>	-244.249 (-0.040 %)	19.209 (14.960 %)

Tabla 3.3: Tiempo de funcionamiento y consumo de combustible de cada tobera.

### 3.4.4. Impulso específico

Lo siguiente que se analizará es el impulso específico de ambas toberas. Este impulso es una medida de la eficiencia del motor y, de manera sencilla, se puede definir como el tiempo que puede producir un empuje igual a la masa de combustible que transporta. Por tanto, a mayor impulso específico, más eficiente será el uso que hace el motor del combustible. Para su cálculo, se deberá usar la velocidad de escape de los gases de combustión junto con la presión ambiental y de la cámara de combustión y emplear la ecuación 3.17 para calcular esta característica de cada uno de los propulsores.

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m} \cdot g} = \frac{1}{g} \left( V_e + \frac{(P_e - P_a)A_e}{\dot{m}} \right) \quad (3.17)$$

Como se puede ver, el impulso específico depende de la presión atmosférica, por lo que el comportamiento esperado es que aumente al tiempo que el propulsor gana altitud. Adicionalmente, la tobera adaptada no cuenta con el empuje por presión en los primeros momentos del vuelo, por lo que para obtener un mayor  $I_{sp}$ , los gases de escape deben tener una velocidad considerablemente mayor que en el caso de la

tobera original. Para comprobar este comportamiento y poder comparar la eficiencia de los propulsores, se representa en la figura 3.12 el valor de impulso específico de ambos respecto del tiempo de operación.

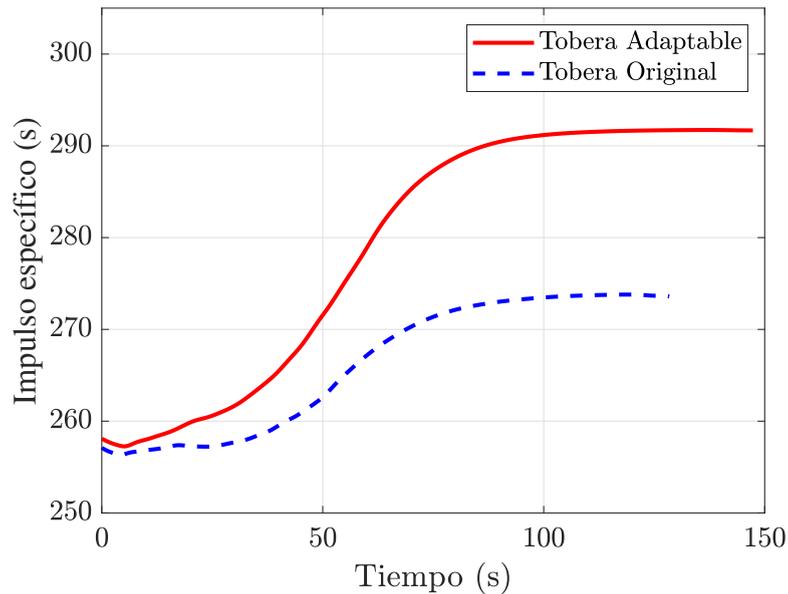


Figura 3.12: Impulso específico de cada tobera respecto del tiempo.

En vista de los resultados obtenidos, se concluye que, efectivamente, el impulso específico aumenta con la altitud en ambos propulsores. También se aprecia como estos son muy similares en el momento del despegue pero la diferencia entre ambos aumenta de manera considerable al aumentar el tiempo de vuelo. Para comprobar el origen de esta diferencia, se procederá a representar la velocidad de salida de las toberas en la figura 3.13, de estas se espera que también presenten este comportamiento.

Respecto al Isp producido por el empuje por presión, se espera que no tenga un efecto significativo en el comportamiento del impulso específico total salvo en el periodo de tiempo en el que la tobera está adaptada, haciendo que la diferencia entre ambos impulsos se reduzca.

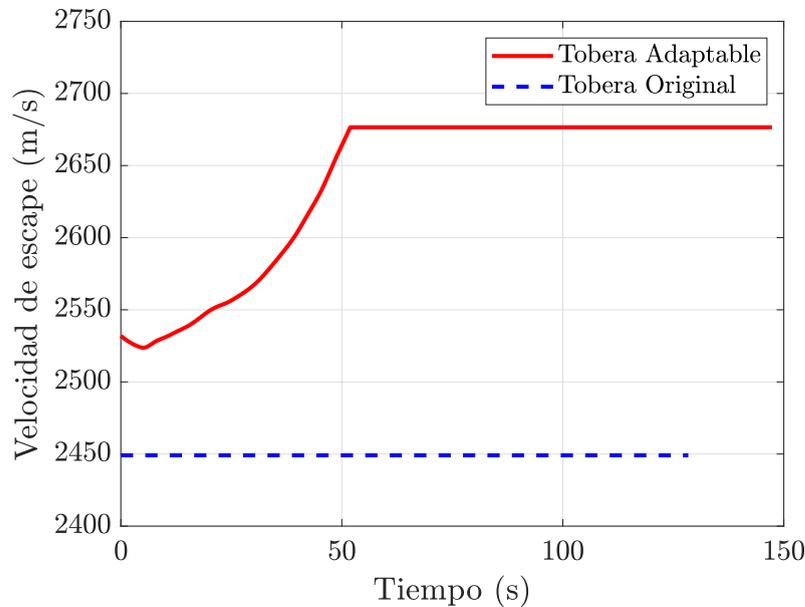


Figura 3.13: Velocidad de los gases de escape de cada tobera respecto del tiempo.

Una vez establecida la causa del comportamiento del Isp, se extrae la conclusión de que la mayor relación de expansión de la tobera adaptable es suficiente para acelerar los gases de escape de manera que esta sea más eficiente que la original en todo su rango de operaciones. Siendo que, a medida que el lanzador sube, mayor será la mejora en eficiencia que se obtiene.

### 3.4.5. Empuje del propulsor

El siguiente resultado a analizar es el empuje de los propulsores. Como se ha visto en apartados anteriores, la mayor parte de este está generada por medio de la tercera ley de Newton, es decir, por la masa de combustible expulsada a gran velocidad que genera una reacción contraria en la tobera, generando así el empuje. En menor medida, la diferencia entre las presiones de salida y del ambiente, también genera una fuerza que propulsa al lanzador.

Por ello, se espera que el empuje generado se encuentre especialmente ligado al flujo másico y la velocidad de escape de los productos de la combustión. En base a esto, el empuje inicial de la tobera adaptable debe ser mayor para disminuir posteriormente al tiempo que el área de la garganta se reduce.

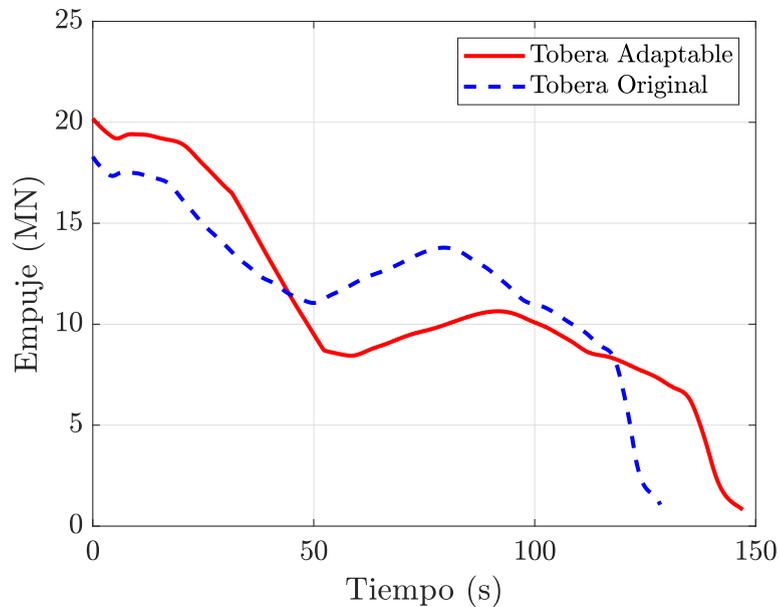


Figura 3.14: Empuje de cada tobera respecto del tiempo.

Se comprueba que el comportamiento del empuje es el esperado y que la tobera adaptable es capaz de proporcionar una mayor cantidad de este en las primeras etapas del lanzamiento. La consecuencia de esto es que la aceleración producida en el lanzador será más alta cuando el cohete se encuentra perpendicular a la superficie terrestre, por lo que la velocidad vertical que obtendrá será mayor y llegará a las capas altas de la atmósfera antes que la versión original del propulsor. Esto es beneficioso por que el SLS soportaría durante un menor tiempo la resistencia del aire, lo que conlleva además de estrés en la estructura, una mayor dificultad para ganar velocidad y por tanto un uso poco eficiente del combustible.

### 3.4.6. Trayectoria

Como se ha adelantado en las primeras secciones del presente capítulo, es posible calcular la aceleración del propulsor a partir de la segunda ley de Newton y del empuje del mismo. La velocidad y la altitud son sencillas de calcular empleando los métodos de aproximación integral vistos anteriormente.

Para su comparación y la posterior extracción de conclusiones se representará la evolución temporal de estas tres magnitudes de manera gráfica. De esta forma también se comprobará si se cumplen las hipótesis realizadas sobre el comportamiento del lanzador con la mejora de la tobera aplicada.

## Aceleración

La aceleración de ambos propulsores se puede consultar en la figura 3.15, presentando un comportamiento acorde al empuje producido, siendo la de la tobera adaptable mayor en los primeros instantes, para moderarse posteriormente hasta ser menor que la original. Con el avance del vuelo, en ambos casos se produce un aumento de la aceleración, correspondiente con el descenso de la masa equivalente del lanzador y el inicio del segundo pico del empuje producido por la forma del grano de combustible.

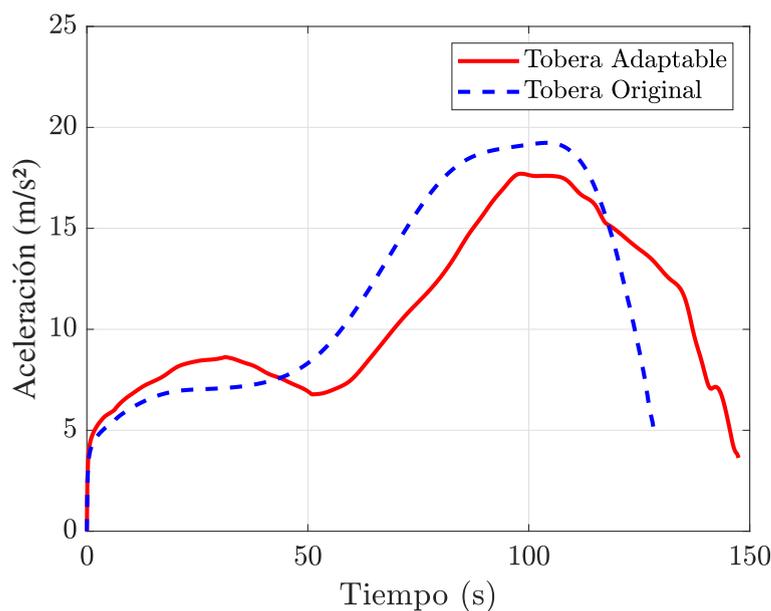


Figura 3.15: Aceleración de cada tobera respecto del tiempo.

## Velocidad

Para conocer la velocidad de ambos lanzadores a partir de la aceleración, se requiere descomponer esta última en sus componentes horizontal (eje x) y vertical (eje y) a partir del ángulo de asiento lateral. Posteriormente se puede integrar cada una de las componentes para obtener la velocidad en sus respectivos ejes.

En un lanzamiento espacial, cada componente de la velocidad es importante por motivos distintos. En el caso de la velocidad vertical, es conveniente que sea alta en los primeros momentos tras el despegue ya que de esta manera el cohete llega a las capas altas de la atmósfera antes y por consiguiente experimenta menos resistencia al avance (como se ha comentado anteriormente). Una vez la resistencia del aire ha disminuido lo suficiente, es momento de ganar velocidad horizontal para poder mantener una trayectoria orbital. Para ello, el lanzador debe reducir su ángulo

respecto de la superficie para que la aceleración que proporcionan sus motores se emplee en aumentar la velocidad en esta dirección de manera mayoritaria.

Para poder extraer conclusiones de si la trayectoria ha mejorado en cuanto a velocidades, se pretende representar gráficamente ambas componentes por separado en las figuras 3.16 y 3.17. De manera adicional, también se representará la magnitud del vector velocidad para ambos casos, ya que será necesario conocer su valor para posteriormente establecer las condiciones del flujo libre en las simulaciones de CFD.

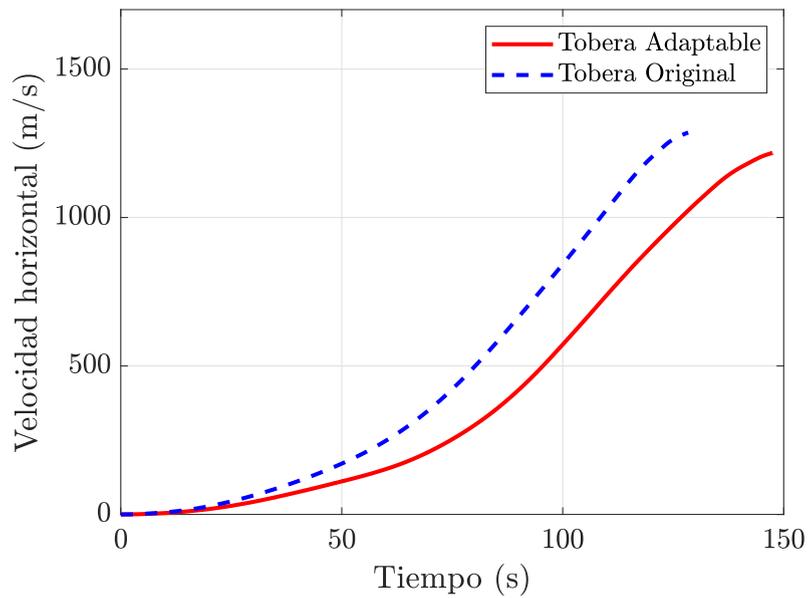


Figura 3.16: Velocidad horizontal de cada tobera respecto del tiempo.

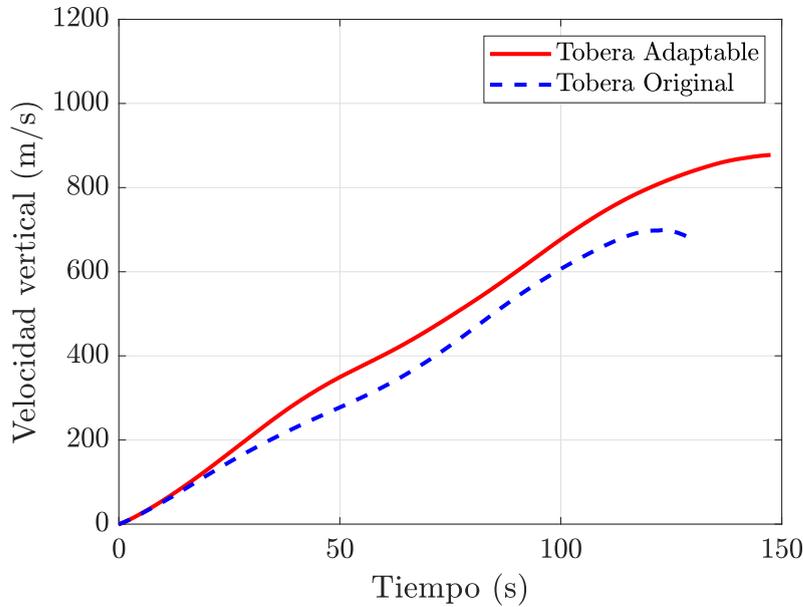


Figura 3.17: Velocidad vertical de cada tobera respecto del tiempo.

Los resultados obtenidos permiten concluir que la implementación de una tobera adaptable mejoraría la manera en la que el lanzador gana velocidad a lo largo de su vuelo. En relación a la velocidad vertical, se aprecia como gracias al mayor empuje inicial cuando el cohete está aún en una posición casi vertical ( $\theta \approx 90^\circ$ ), se consigue que este suba a un ritmo más elevado pasando menos tiempo en las capas más densas de la atmósfera. Esto se debería traducir en una mayor altitud en comparación con el propulsor original, lo que se comprobará posteriormente.

Respecto a la velocidad horizontal, esta comienza a ser significativa cuando el ángulo Theta comienza a disminuir. Al disminuir el empuje en el caso de la tobera adaptable, es claro como esta gana velocidad horizontal a un ritmo más bajo que la tobera original. Por este motivo, el propulsor dotado de la tobera adaptada termina su tiempo de operación con una velocidad horizontal menor.

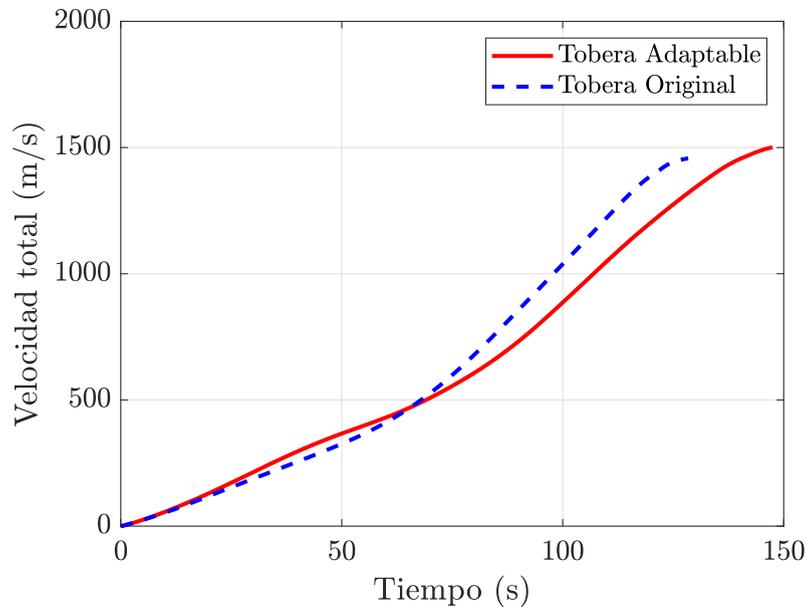


Figura 3.18: Velocidad total de cada tobera respecto del tiempo.

En vista ahora de la velocidad total, se puede apreciar que el aumento de la velocidad vertical del SRB con la tobera adaptada permite que el valor final sea ligeramente superior que su contraparte original. Esta diferencia de la velocidad vertical también explica que la velocidad total sea mayor en el primer minuto del vuelo. Los resultados finales de cada componente de la velocidad se muestran en la tabla 3.4 al ser valores relevantes para considerar si la trayectoria ha mejorado con respecto a la original. Esto es debido a que, cuanto mayor sea el aumento de velocidad ( $\Delta v$ ) producido por los SRBs, menor deberá ser el aportado por el resto de etapas para alcanzar la velocidad orbital.

	$V_x$ (m/s)	$V_z$ (m/s)	Velocidad total (m/s)
<b>Tobera original</b>	1286	683.860	1456.523
<b>Tobera adaptable</b>	1217.443	877.639	1500.805
<b>Diferencia</b>	-68.557 (-5.331 %)	193.780 (28.336 %)	44.282 (3.040 %)

Tabla 3.4: Valores finales de velocidad para cada tobera.

Una vez comparados los valores finales de velocidad, se puede ver como exceptuando la velocidad horizontal, se ha mejorado significativamente la trayectoria obtenida, dotando al lanzador de una energía cinética superior empleando la misma masa de combustible.

## Altitud

Como cabe esperar, la altitud irá ligada a la velocidad vertical del lanzador, por lo que se integrará exclusivamente esta componente para su cálculo.

Es razonable llegar a la conclusión de que a mayor altura, menos resistencia aerodinámica que experimentaría el SLS real y por tanto mejor para la eficiencia global del lanzador, por lo que en esta simulación se puede establecer este mismo criterio. Por tanto, al representar gráficamente esta magnitud (figura 3.19), se considerará que una altitud más elevada supone una mejora del desempeño del propulsor.

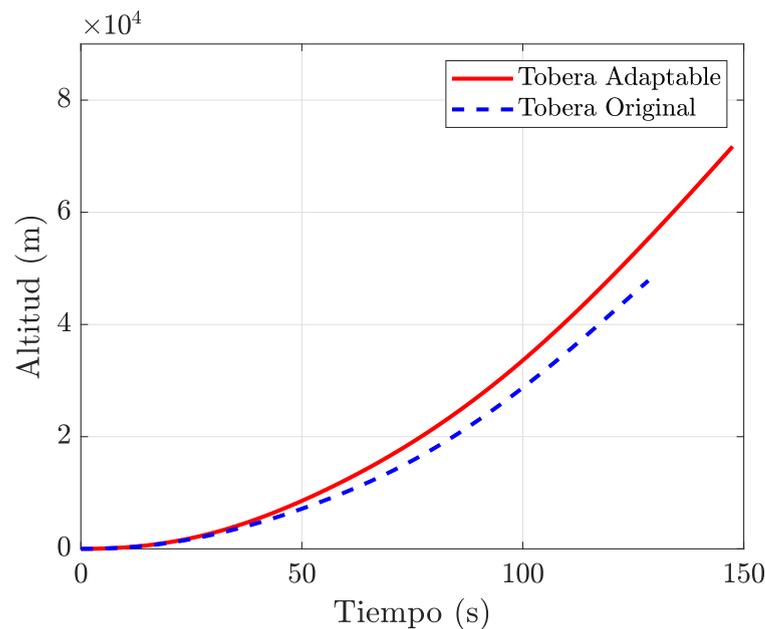


Figura 3.19: Altitud de cada tobera respecto del tiempo.

Resulta evidente que la mayor velocidad vertical sumada al mayor tiempo de funcionamiento, permiten al propulsor dotado de la tobera adaptable alcanzar una altitud considerablemente mayor respecto al original. Además, cabe destacar que la altitud en cada instante es superior, por lo que la diferencia en el empuje no es demasiado significativa en esta cuestión.

La altitud final de ambos propulsores junto con la diferencia (tanto porcentual como en metros) se puede consultar en la tabla 3.5.

	Altitud (m)
<b>Tobera original</b>	47818
<b>Tobera adaptable</b>	71732.806
<b>Diferencia</b>	23914.806 (50.012 %)

Tabla 3.5: Valores finales de altitud para cada tobera.

### 3.4.7. Conclusión de los cálculos

Con la realización de este análisis de las características de cada uno de los propulsores se ha podido ver como, de manera teórica, la implementación de un sistema de tobera adaptable permitiría mejorar las prestaciones de los SRBs del SLS.

Adicionalmente, dependiendo de la misión que tenga el lanzador, es posible que si se ajusta el *gravity turn*, es decir, el ratio a la que el cohete rota hacia una posición horizontal, se pueda conseguir una mayor velocidad horizontal a costa de la vertical. De esta manera, al finalizar el periodo de operación de los propulsores, el SLS requeriría acelerar menos para conseguir la velocidad orbital. Sin embargo, si la órbita que se quiere conseguir es alta, este ajuste puede ser perjudicial ya que sería más beneficioso ganar altitud antes que velocidad horizontal.

Es importante mencionar que al haber usado relaciones isentrópicas, se asume que el motor trabaja de manera ideal, por tanto se espera que los resultados obtenidos sean optimistas con respecto al desempeño del sistema aplicado a un propulsor real, el cual presentará pérdidas que mermarán su eficiencia. Esto se debe tener en cuenta para la realización de las simulaciones que se desarrollarán a lo largo del próximo capítulo, donde no será una anomalía encontrarse con un ligero empeoramiento de los resultados obtenidos. No obstante, esta variación no debe ser un impedimento para validar los resultados que se obtengan de dichas simulaciones.



# Capítulo 4

## Simulación de CFD

---

En este capítulo se expondrá el proceso para la realización de una serie de simulaciones de mecánica de fluidos computacional (CFD) que servirán para comprender mejor el funcionamiento de la tobera original y de la adaptable.

De estas simulaciones se extraerán los valores de gasto másico, velocidad y presión a la salida, para poder así validar los resultados con la resolución de las relaciones isentrópicas realizada mediante Matlab en el capítulo anterior.

### 4.1 Desarrollo

El primer paso para la realización de las simulaciones es la elección de instantes concretos del tiempo de operación de los propulsores. Con el objetivo de poder realizar comparaciones entre ambos, se han omitido los instantes posteriores a los 128.4 segundos, ya que a partir de este momento, el propulsor original ha consumido todo el combustible.

Por ello, se han escogido 12 instantes equiespaciados 10 segundos entre ellos (a excepción de los tres primeros, que están espaciados 15 segundos) y cuyos valores de tiempo se pueden consultar en la tabla 4.1. Cabe destacar que el primer instante escogido no corresponde a  $t = 0$  ya que se considera que el motor tarda unas fracciones de segundo en comenzar a operar de manera estable.

Instantes escogidos (s)											
0.2	15	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120

Tabla 4.1: Instantes escogidos para la realización de las simulaciones CFD.

A partir de estos instantes se pueden obtener de Matlab todas las condiciones necesarias para el estudio, es decir, geometría de la tobera adaptable, condiciones del flujo libre (ligadas a la altitud y la velocidad de vuelo) y de la cámara de combustión.

## Criterios de convergencia

Es importante establecer los criterios de convergencia que se seguirán para dar como válida cada una de las simulaciones. Estos criterios serán los tres siguientes:

1. Residuales por debajo del orden de  $10^{-6}$ .
2. Los parámetros de interés (gasto másico, presión, velocidad de salida, empuje e impulso específico) varían menos de un 0.01 % en las últimas 200 iteraciones.
3. Las escenas de los resultados resultan coherentes con la solución esperada.

### 4.1.1. Geometría

#### Creación de la geometría

El primer paso será la obtención de la geometría de ambas toberas para cada una de las simulaciones. Es razonable esperar que en el caso de la tobera original permanezca invariante y que en la adaptable varíe hasta alcanzar la adaptabilidad máxima, como se ha visto en el capítulo anterior. Los diámetros de garganta y salida para todas las simulaciones se pueden consultar en la tabla 4.2 donde se aprecia que, de la sexta simulación en adelante, la tobera adaptable ha llegado a su límite geométrico, por lo que la geometría se mantiene constante.

Simulación	Tobera adaptable		Tobera original	
	$D_t$ (m)	$D_e$ (m)	$D_t$ (m)	$D_e$ (m)
1	1.538	4.669	1.465	3.875
2	1.538	4.723	1.465	3.875
3	1.538	4.963	1.465	3.875
4	1.447	5.000	1.465	3.875
5	1.285	5.000	1.465	3.875
6 - 12	1.245	5.000	1.465	3.875

Tabla 4.2: Instantes escogidos para la realización de las simulaciones CFD.

Una vez se tienen los diámetros de garganta y salida de las toberas, se hará

uso del programa *Fusion360* para la creación de los modelos que posteriormente se importarán en *StarCCM+* para realizar las simulaciones.

Con el objetivo de minimizar el coste computacional, se diseñará cada modelo de manera que se pueda realizar una simulación axisimétrica alrededor del eje central de la tobera. De esta manera, únicamente será necesario diseñar la mitad de la tobera en dos dimensiones para que *StarCCM+* lo pueda interpretar como un volumen de revolución.

El volumen de control se extenderá 75 metros aguas abajo de la tobera y 30 metros radialmente. Estas medidas resultan suficientes para una visualización correcta del flujo y unos resultados precisos.

Para realizar estos modelos, se parte de un rectángulo con las medidas especificadas anteriormente del volumen de control, posteriormente, se realiza un boceto de la tobera que se utilizará para extraer del rectángulo una parte con la forma del motor y 5 centímetros de grosor. De esta manera, el resultado final es un bloque rectangular con un hueco que actuará en las simulaciones como las paredes de la tobera.

El plano de la tobera original se puede consultar en la figura 4.1, donde se ha ampliado la parte correspondiente al motor para una mejor visualización.

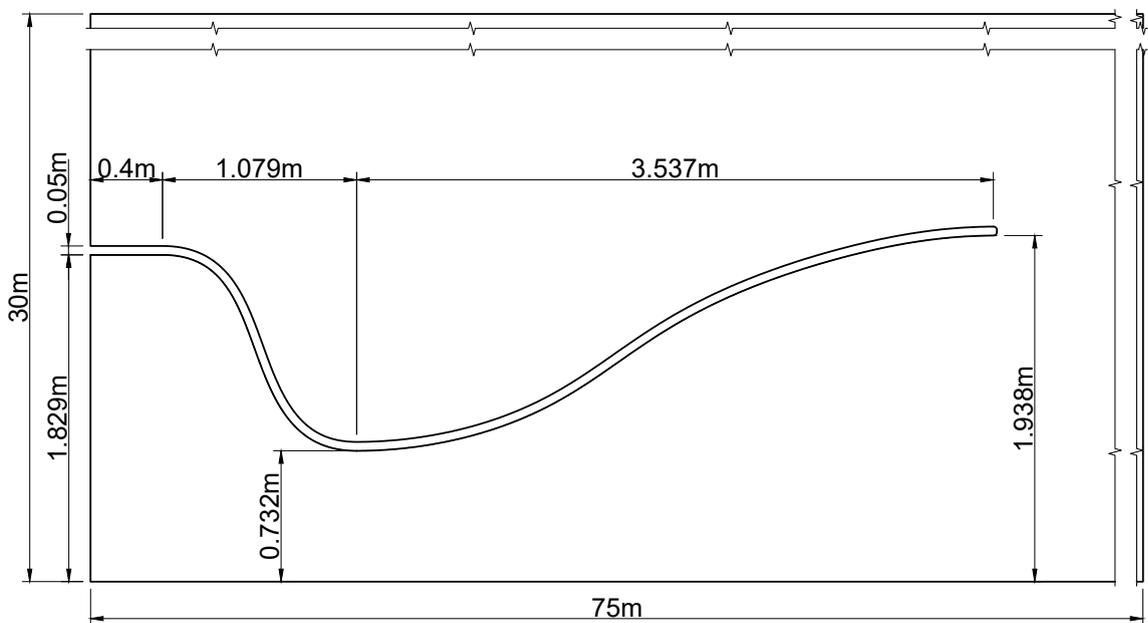


Figura 4.1: Plano de la tobera original realizado con *Fusion360*.

Para el caso de la tobera adaptable, se ha asumido que la longitud de la misma no varía con respecto a la original, por lo que únicamente se extienden los radios de salida y garganta, adaptando la curvatura de tal manera que la salida, la unión con la cámara de combustión y la unión en la garganta sean paralelas al eje central de la tobera. De esta manera se consigue que la garganta y la salida estén en la misma

posición con respecto a la cámara de combustión.

En la figura 4.2 se representa un plano de la tobera adaptable con su diámetro máximo de salida y mínimo de garganta, es decir, en el límite de su adaptabilidad.

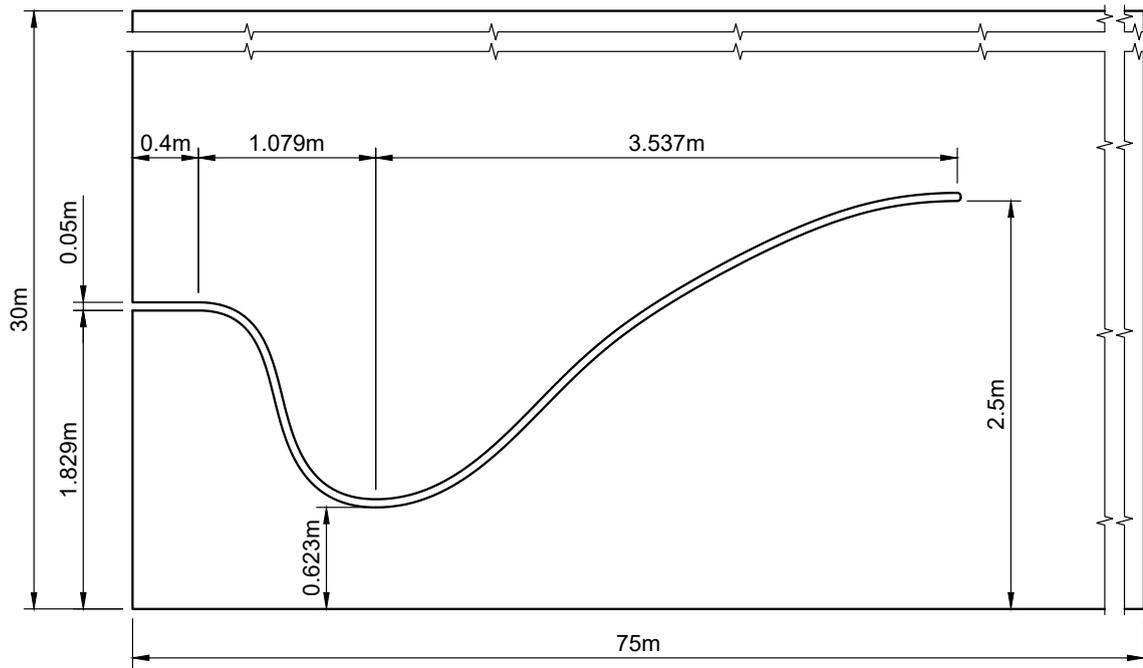


Figura 4.2: Plano de la tobera adaptable realizado con *Fusion360*.

Cabe destacar que para evitar problemas de convergencia una vez se realicen las simulaciones en *StarCCM+*, se han redondeado las esquinas de la salida de la tobera. De esta forma, el mallado se adaptará de una manera más óptima a la forma del motor.

Para importar esta geometría en el programa de cálculo de CFD, se exporta el archivo de Fusion en formato *.iges*.

## Preparación del volumen de control en StarCCM+

Una vez importada la geometría, será necesario renombrar las distintas caras para poderles asignar más adelante una condición de contorno de manera más sencilla.

Esto se puede hacer desde el editor de *StarCCM+*, donde se le asignarán a las superficies los nombres presentes en la figura 4.3, en la que las distintas partes están representadas en un color distinto para facilitar su visualización e indicar que poseen de condiciones de contorno distintas. Adicionalmente, se deberá renombrar la cara perpendicular al eje de simetría como «2D» para que el software pueda reconocer la geometría como axisimétrica.

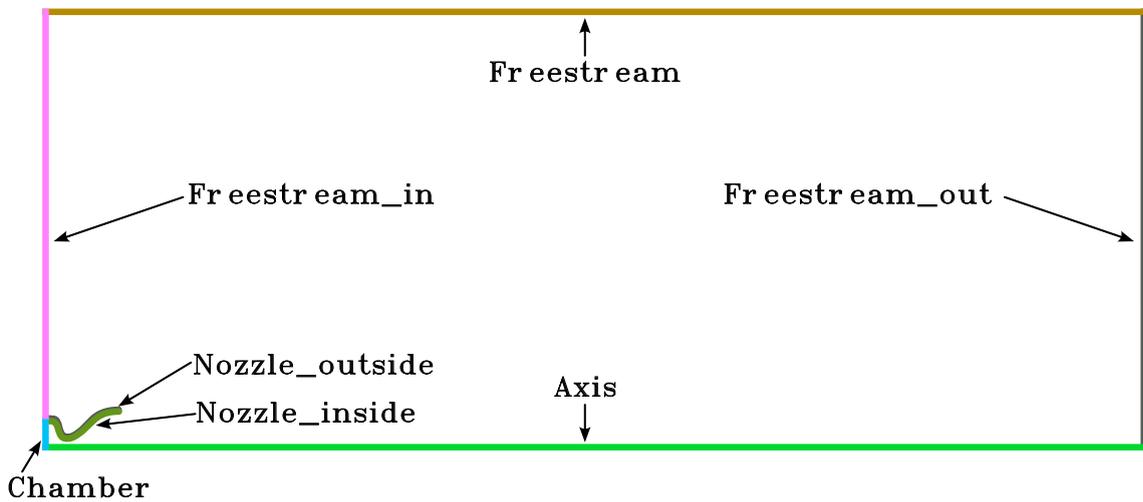


Figura 4.3: División de las caras para el establecimiento de condiciones de contorno.

Una vez realizado este proceso para cada uno de los casos a estudiar, se creará una nueva «Geometry Part» y se preparará para el mallado de 2 dimensiones mediante la operación «Badge for 2D Meshing». Con este paso, la preparación de la geometría para la realización del resto de preprocesos está finalizada.

### 4.1.2. Modelos físicos

El siguiente paso para preparar la simulación será elegir los modelos físicos con los que trabajará *StarCCM+*. Es importante que estos modelos se adapten correctamente al problema que se pretende estudiar ya que afectarán en gran medida a la solución que se obtenga y al coste computacional que se requerirá para llegar a ella. Por ello se detallarán los modelos más importantes para el correcto desarrollo del estudio, los cuales a su vez se resumen en la tabla 4.4.

Como se ha comentado anteriormente, la geometría ha sido diseñada para que el programa la trabaje como un caso axisimétrico, por lo que se debe seleccionar este modelo. Un modelo en tres dimensiones sería acertado, pero se requeriría un mayor coste computacional para obtener la misma solución, por lo que es más eficiente el uso de la axisimetría.

Al trabajar con simulaciones basadas en instantes concretos de la trayectoria en los que el flujo del motor es estático, no será necesario un modelo de tipo «Unsteady», por lo que se seleccionará el modelo «Steady». Adicionalmente, esta decisión ahorrará una gran cantidad de coste computacional. Es importante también tener en cuenta que al estar haciendo los cálculos de esta manera y sin un modelo transitorio, se cometerá cierto error de discretización. Para evitar esto, en la validación de resultados se deberán comparar únicamente los instantes seleccionados y no valores intermedios.

Se debe tener en cuenta también que los gases de escape del propulsor tienen características distintas a las de los gases atmosféricos, por lo que será necesaria la utilización de un modelo de gas multicomponente. Se asumirá adicionalmente que este gas no reacciona con el aire y por tanto se seleccionará el modelo «Non-reacting». Las características de este gas requeridas por *StarCCM+* y obtenidas de *ProPEP3* se recogen en la tabla 4.3.

Presión crítica (Pa)	Temperatura crítica (K)	Viscosidad dinámica (Pa · s)	Masa molar ( $\frac{g}{mol}$ )	Calor específico ( $\frac{J}{kg \cdot K}$ )
$7.383 \cdot 10^6$	304.21	$1.494 \cdot 10^{-5}$	27.365	2068.880

Tabla 4.3: Características de los gases de escape para la simulación de CFD.

El siguiente modelo escogido será el de «Coupled Flow» ya que a pesar de tener un mayor coste computacional que el de flujo segregado, permite una mayor robustez de la solución obtenida y es indicado para flujos supersónicos con altos gradientes como el presente en los gases de escape de la tobera. Al estar trabajando un caso axisimétrico, el aumento del coste computacional no será tan elevado como si se tratase de una geometría en tres dimensiones, por lo que elegir este modelo es una opción viable para obtener una buena precisión y convergencia de la solución.

En aras de obtener un comportamiento de la simulación lo más cercana posible a la realidad, se elige un modelo de gas real junto con la ecuación de estado de Van der Waals, que permite modelar el comportamiento de un gas real sin añadir demasiado coste computacional.

Respecto al régimen del flujo, se establece como turbulento al tratarse de velocidades de salida de la tobera elevadas. Para modelar estas turbulencias, se utilizará un modelo K-Omega SST debido a su gran relación entre coste computacional y precisión.

El resto de modelos son los establecidos de manera automática por *StarCCM+*. No será necesario el uso de ningún modelo opcional. *StarCCM* resolverá por tanto las ecuaciones de conservación de la masa y de la energía así como de la turbulencia propias de un modelo RANS. [12]

Modelos físicos		
Axisymmetric	Steady	All y+ Wall Treatment
Multi-Component Gas	Non-reacting	Wall Distance
Coupled Flow	Real Gas	SST (Menter) K-Omega
Van der Waals	Turbulent	Gradients
K-Omega Turbulence	Solution Interpolation	Coupled Species
Reynolds-Averaged Navier-Stokes		

Tabla 4.4: Modelos físicos para la simulación de CFD.

### 4.1.3. Condiciones iniciales y de contorno

Las condiciones de contorno de las simulaciones serán comunes en todas ellas. Para establecerlas lo primero que se debe hacer es crear una región a partir de la parte creada en la sección 4.1.1 y una condición de contorno para cada superficie de las presentes en la figura 4.3. Una vez realizado este proceso, se debe establecer de que tipo de contorno se trata cada superficie. Esto es de vital importancia para alcanzar una solución precisa y una convergencia adecuada.

Los primeros contornos que se establecerán son el del eje de revolución para la axisimetría («Axis»), que se establecerá en la superficie llamada *Axis*, y el, de las paredes de la tobera, de tipo «Wall», que se establecen en *Nozzle\_outside* y en *Nozzle\_inside*.

Lo siguiente será dotar a las superficies *Freestream\_in* y *Freestream* de la condición de contorno del tipo «Freestream». Estas requerirán de los valores de presión y temperatura ambiente así como también del número de Mach al que se mueve el propulsor. Es importante establecer la dirección del flujo según el vector [1,0], es decir, aguas abajo de la tobera.

La superficie *Freestream\_out* se establecerá con la condición de «Pressure Outlet». Adicionalmente y para una mejor convergencia, se habilita la extrapolación de la dirección y de los escalares en la opción «Backflow Specification». De esta manera, solo se requiere de la presión ambiente para utilizar esta condición de contorno.

Cabe destacar que la fracción molar de los componentes de los gases en el caso de las condiciones de flujo libre y del *Pressure Outlet* deberá corresponder con un 100 % de gases atmosféricos.

Resta únicamente establecer la superficie *Chamber* como un «Stagnation Inlet», el cual tendrá como valores de presión y temperatura los correspondientes a los de

la cámara de combustión, así como también la fracción molar correspondiente a los gases de escape en el valor máximo (la unidad).

En la tabla 4.5 se resumen las condiciones de contorno del problema junto con los parámetros necesarios para su funcionamiento.

Superficie	Condición de contorno	Datos necesarios
Axis	Axis	-
Nozzle_inside	Wall	-
Nozzle_outside	Wall	-
Freestream_in	Freestream	$P_a, T_a, M, \chi_{air} = 1$
Freestream	Freestream	$P_a, T_a, M, \chi_{air} = 1$
Freestream_out	Pressure Outlet	$P_a, \chi_{air} = 1$
Chamber	Stagnation Inlet	$P_c, T_c, \chi_{exhaust} = 1$

Tabla 4.5: Condiciones de contorno para la simulación de CFD.

Las condiciones iniciales (es decir, las que se establecen en todo el dominio antes de comenzar el cálculo) de presión y temperatura ambiente así como la velocidad variarán para cada simulación y para cada tobera. Estas condiciones junto con la presión de combustión necesaria para la condición de contorno de la cámara de combustión se pueden consultar en la tabla 4.6 para la tobera original y en la tabla 4.7 para la tobera adaptable.

Cabe destacar que la temperatura de combustión es constante en todos los casos y con un valor de  $T_c = 3366K$ . El número de Mach al que vuela el lanzador se puede calcular dentro de *StarCCM+* a partir de la temperatura ambiente y las constantes gamma ( $\gamma = 1.4$ ) y R ( $R = 287.05J/kg \cdot K$ ) de los gases atmosféricos, por lo que no es necesario introducirlo manualmente.

<b>Tobera original</b>				
<b>Simulación</b>	$P_c$ (Pa)	$P_a$ (Pa)	$T_a$ (K)	$V$ (m/s)
1	6747679.363	101323.433	288.150	1.484
2	6357650.563	94537.376	284.374	85.391
3	5136411.974	74129.858	271.517	187.860
4	4450210.898	56954.921	258.237	255.509
5	4005221.832	40233.583	241.714	326.100
6	4318053.769	25813.799	222.143	410.877
7	4597100.864	14747.416	216.650	526.761
8	4820807.806	7550.671	216.650	679.423
9	4404205.014	3429.754	219.635	856.573
10	3822163.888	1418.121	225.387	1038.200
11	3408848.281	551.131	237.322	1222.754
12	2337998.851	213.382	256.516	1388.900

Tabla 4.6: Condiciones iniciales para las simulaciones de la tobera original.

<b>Tobera adaptable</b>				
<b>Simulación</b>	$P_c$ (Pa)	$P_a$ (Pa)	$T_a$ (K)	$V$ (m/s)
1	6733865.894	101324.802	288.150	1.256
2	6415895.534	93722.456	283.906	94.766
3	5543760.995	71197.082	269.439	215.347
4	4846898.556	52134.942	253.929	295.915
5	4324440.183	34341.387	234.539	367.046
6	4015907.916	20294.498	216.650	431.446
7	4313046.342	11019.933	216.650	511.928
8	4560201.547	5516.555	216.650	617.356
9	4816585.318	2529.753	221.601	751.172
10	4563109.519	1061.760	227.305	912.399
11	4018154.315	416.840	242.818	1078.114
12	3666169.948	162.004	262.374	1228.735

Tabla 4.7: Condiciones iniciales para las simulaciones de la tobera adaptable.

Con el objetivo de hacer más sencilla la introducción de estas condiciones, se crearán los parámetros correspondientes en *StarCCM+* y se introducirán en los contornos así como en las condiciones iniciales. De esta forma al cambiar el valor del mismo desde la lista de parámetros, se actualizará en todos los sitios donde aparezca.

#### 4.1.4. Monitorización de resultados

Para monitorizar los resultados, será necesaria la creación de una superficie en la salida de la tobera en la que posteriormente se evaluarán los parámetros de interés.

Para ello, se comienza creando una «Derived Part» de tipo «Plane Section» situada a 5.015 metros de la cámara de combustión (distancia correspondiente a la presente en los planos 4.1 y 4.2). Este plano servirá de base para la creación de otra parte de tipo «Threshold», contenida en este y con una longitud igual al radio de salida en cada simulación. La representación de ambas superficies creadas está presente en la figura 4.4.

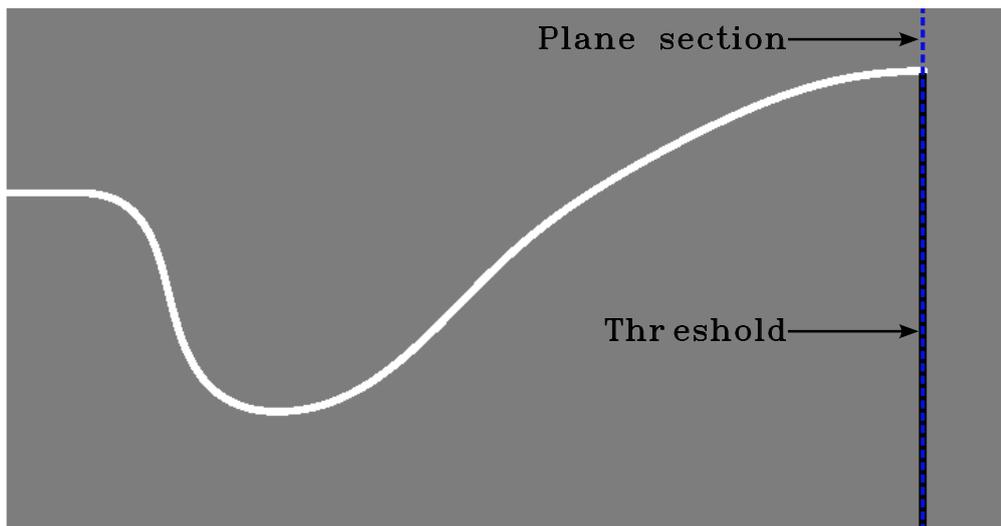


Figura 4.4: *Derived parts* creadas para la evaluación de los parámetros a la salida de la tobera.

Una vez preparado el plano a la salida de la tobera, se procederá a la creación de tres reportes con los datos relevantes de la simulación. El primero se trata del flujo másico. Para ello, el software cuenta con un reporte especializado que se evaluará en la superficie creada anteriormente. El siguiente reporte será el de la velocidad de salida. Al tratarse de flujo compresible, es conveniente establecerlo de tipo «Mass flow averaged» para obtener resultados más cercanos a la realidad. Por último se creará un reporte de la presión promediada en la superficie de salida de la tobera.

#### 4.1.5. Mallado

Una vez concluido el resto de preprocesos, se puede realizar la malla que se usará para obtener la solución de todas las simulaciones. Para ello, es importante realizar un estudio de sensibilidad que garantice que los resultados obtenidos no

dependen del número de elementos de la malla. Se elegirá por tanto un caso base y se realizarán diversas simulaciones aumentando el número de elementos en un factor de aproximadamente  $1.5^2$  hasta que los resultados obtenidos varíen menos de un 0.1%. Se considerará entonces que la precisión de los resultados no se ve compensada con el coste computacional.

Se seleccionará un mallado de tipo «Quadrilateral Mesher» junto con el refinamiento de la capa límite, que garantizará un gradiente de los resultados preciso cerca de las paredes de la tobera, las cuales poseen la condición de no deslizamiento.

Para evitar que la distancia adimensional  $y+$  varíe al modificar el número de elementos, se crearán valores personalizados de capa límite en la superficie de la tobera. Estas capas límites se establecerán con un grosor constante de 0.05m y con un número de elementos y estrechamiento diferentes para la superficie externa e interna (tabla 4.8). El objetivo es conseguir un  $y+$  superior a 50 [13] en ambas superficies sin tener un *aspect ratio* (relación entre la altura y anchura de la celda) demasiado elevado.

<b>Parámetro</b>	<b>Interior de la tobera</b>	<b>Exterior de la tobera</b>
<b>Grosor de capa límite (m)</b>	0.05	0.05
<b>Número de celdas</b>	20	10
<b>Stretching</b>	1.32	1.4
<b><math>y+</math> objetivo</b>	63.42	66.89

Tabla 4.8: Parámetros de la capa límite.

Adicionalmente, como se espera una estela turbulenta y condiciones en el interior de la tobera afectadas por ondas de choque y con gradientes muy acusados, se realizará un refinamiento de toda la estela. Para ello se creará un control personalizado en la superficie de la cámara de combustión y se activará la opción «Wake Refinement» hasta una distancia de 75 metros (el final del dominio) y con un tamaño de base de las celdas correspondiente a un 60% de las del resto del dominio.

La simulación escogida para realizar el estudio de sensibilidad de malla es la número 4 de la tobera original, ya que se considera que tiene unas condiciones que están en la media del resto de simulaciones y por tanto la precisión al aplicar la misma malla a las mismas será similar. Los resultados obtenidos del estudio una vez se han cumplido los criterios de convergencia se pueden consultar en la tabla 4.9. Las configuraciones de cada una de las mallas está presente en la tabla 4.10

Celdas	$\dot{m}$ (kg/s)	$P_e$ (Pa)	$V_e$ (m/s)	$T$ (N)	$I_{sp}$ (s)
22999	4676.251	106225.800	2299.336	11333334.893	247.053
51428	4662.769	106564.900	2295.865	11290150.253	246.824
<b>Diferencia</b>	-0.288 %	0.319 %	-0.151 %	-0.381 %	-0.093 %
51428	4662.769	106564.900	2295.865	11290150.253	246.824
115692	4693.438	106779.600	2296.471	11365939.481	246.857
<b>Diferencia</b>	0.658 %	0.201 %	0.026 %	0.671 %	0.013 %
115692	4693.438	106779.600	2296.471	11365939.481	246.857
263644	4694.994	106822.200	2296.675	11370972.310	246.884
<b>Diferencia</b>	0.009 %	0.033 %	0.040 %	0.044 %	0.011 %

Tabla 4.9: Estudio de sensibilidad de malla.

Celdas	Base Size (m)	Surface Growth Rate
<b>22999</b>	0.3	1.05
<b>51428</b>	0.16	1.05
<b>115692</b>	0.9	1.05
<b>263644</b>	0.0515	1.05

Tabla 4.10: Parámetros de las mallas usadas en el estudio de sensibilidad.

En vista de los resultados obtenidos, se concluye que la malla que ofrece la mejor relación entre precisión de los cálculos y coste computacional es la de 115692 celdas. Por tanto, esta será la configuración de malla que se usará para el resto de simulaciones.

## 4.2 Resultados

Una vez concluido todo el preproceso requerido, así como también el análisis de sensibilidad de malla, se puede proceder a la realización de las 12 simulaciones para cada tobera.

Los resultados obtenidos una vez se completen las 24 simulaciones y se haya comprobado que se cumplen los criterios de convergencia establecidos al inicio del presente capítulo se representarán gráficamente en las siguientes secciones de la misma forma que en el caso de la simulación de Matlab del capítulo 3.

### 4.2.1. Presión de salida de la tobera

Se comenzará analizando la presión de salida de ambas toberas (figura 4.5). Al igual que se realizó con el estudio de Matlab, se representa también la presión ambiental en cada instante para comprobar si la tobera se está adaptando de forma correcta. Para una mejor comprensión de los instantes temporales simulados, se han hecho visibles los puntos que indican los datos representados.

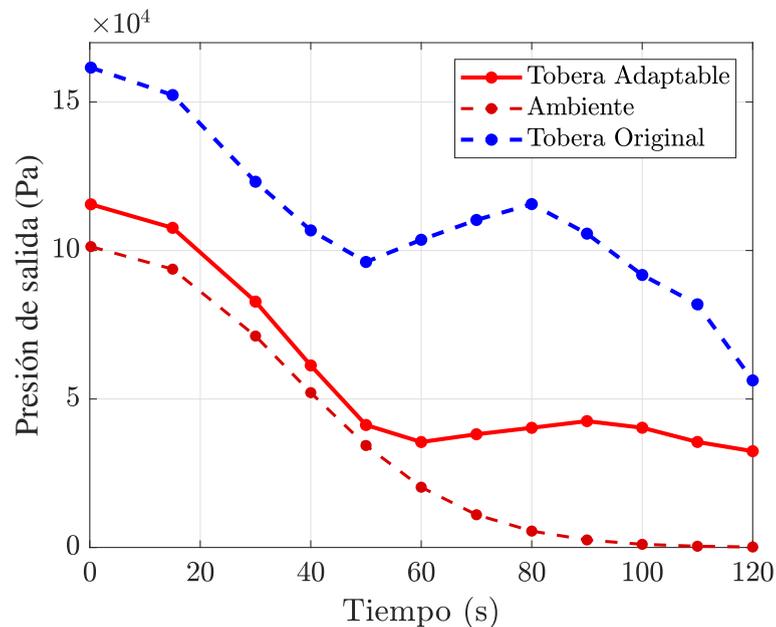


Figura 4.5: Presión de salida de cada tobera junto con la ambiental respecto del tiempo.

Como se puede ver, el comportamiento es similar al obtenido con Matlab. Se verifica por tanto que la presión de salida de la tobera adaptable es menor que en el caso original. Esto es razonable teniendo en cuenta la mayor relación de expansión de esta. Sin embargo, es claro como el motor no se encuentra del todo adaptado durante los primeros momentos del vuelo, siendo la presión de salida superior a la atmosférica. Esto indica que al tener en cuenta las pérdidas producidas en un flujo real, la expansión de los gases de escape no se completa como debería.

Se puede concluir por tanto que se debería tener una relación de expansión superior para conseguir una adaptación correcta de la tobera a las condiciones ambientales. Adicionalmente, es razonable esperar que esta expansión incompleta afecte al rendimiento del propulsor disminuyéndolo respecto al caso isentrópico del capítulo 3.

Respecto a la tobera original, también es esperable la existencia de pérdidas de eficiencia. No obstante, al carecer de referencias es difícil cuantificarlas, por lo que serán estudiadas en capítulos posteriores.

## 4.2.2. Gasto másico

Una vez comentados los resultados de la presión de salida se procederá a hacer lo propio con el gasto másico de ambas toberas. De igual forma se han representado ambas curvas en la figura 4.6 para su comparación.

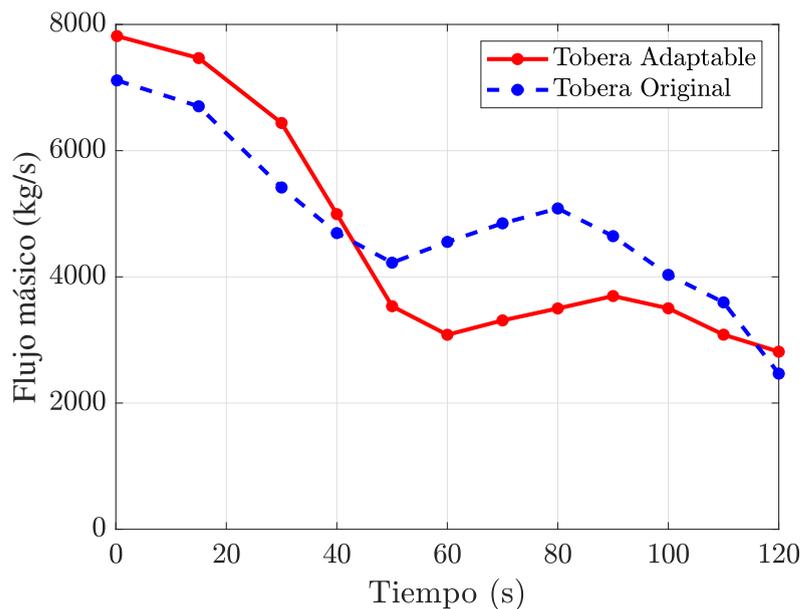


Figura 4.6: Gasto másico de cada tobera respecto del tiempo.

Se puede apreciar como al igual que en la simulación de Matlab, el tamaño de la garganta influye de manera considerable en la cantidad de gases de escape que salen del motor. Por este motivo, la tobera adaptable presenta un mayor gasto inicial que se modera cuando llega al límite de su adaptabilidad.

Es interesante como en el último instante estudiado correspondiente a los 120 segundos de operación de ambos propulsores, el gasto de la tobera original vuelve a ser inferior al de la adaptable. El motivo de este descenso del gasto se asocia principalmente a la disminución de la presión en la cámara de combustión al estar cerca de quedarse sin combustible.

De manera adicional y en vista de los resultados, se espera que el empuje proporcionado tenga un aspecto similar debido a la fuerte influencia del gasto másico en el cálculo de este parámetro.

### 4.2.3. Impulso específico

El siguiente resultado a estudiar se trata del impulso específico de los propulsores. Es esperable que este parámetro esté fuertemente influenciado por las pérdidas debidas a las ineficiencias de una tobera real con respecto a un flujo isentrópico. El Isp de ambos casos se representa en la figura 4.7.

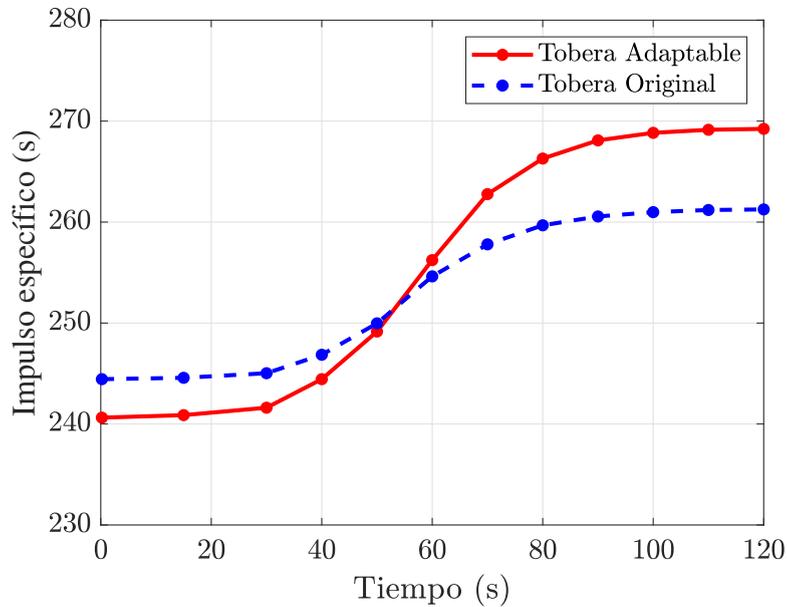


Figura 4.7: Impulso específico de cada tobera respecto del tiempo.

La primera conclusión que se puede extraer viendo la representación gráfica del impulso específico de las toberas es que ambos tienden a aumentar con la altitud. Este comportamiento es el esperable para un motor cohete que asciende por la atmósfera, por lo que no se trata de una anomalía.

Sin embargo, se aprecia como el Isp de la tobera adaptable es más bajo que el de la original hasta transcurridos unos 50 segundos del lanzamiento. Este suceso no corresponde con lo que cabría esperar para una comparación entre estos tipos de propulsores, que es una mayor eficiencia para la tobera adaptable en todo el rango de operación, por lo que requerirá un análisis más exhaustivo.

Para ello, se recordará la expresión 3.17. En ella se establece que el impulso específico es la suma de una componente debida a la velocidad de escape de los gases de la combustión y otra componente debida a la diferencia de la presión de salida con la presión ambiental. Con el fin de comprobar el origen de esta diferencia entre los resultados obtenidos y los esperados, se procede a representar la velocidad de salida en la figura 4.8.

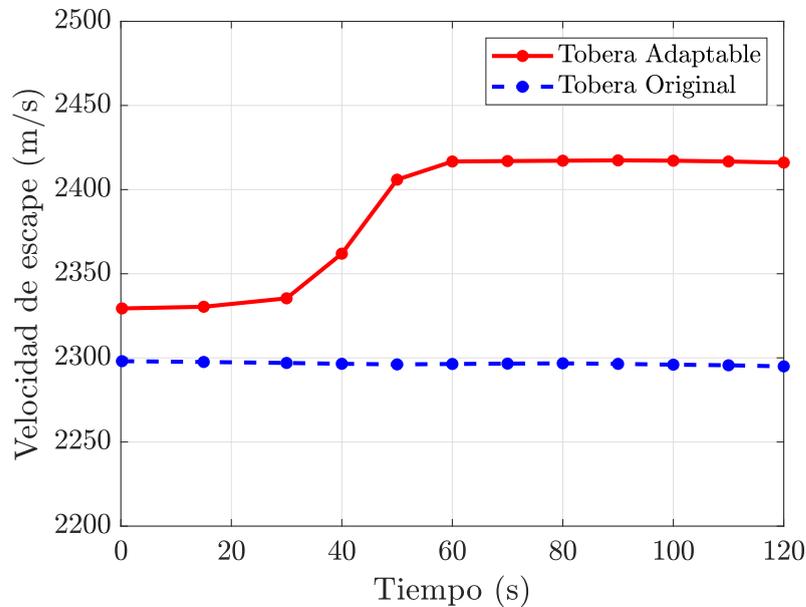


Figura 4.8: Velocidad de salida de cada tobera respecto del tiempo.

Se aprecia como efectivamente la velocidad de escape de la tobera adaptable es mayor en todo el recorrido, alcanzando su máximo a partir de los 50 segundos, punto en el cual se llega al límite de adaptabilidad. En ese momento, esta permanece constante en un valor superior a los 2400 m/s.

Por otra parte, la velocidad de salida de la tobera original permanece aproximadamente constante en un valor cercano a los 2300 m/s, comportamiento esperable para una tobera de geometría fija que alcanza condiciones sónicas en la garganta.

El origen de la diferencia del  $I_{sp}$  se debe encontrar por tanto en el término del impulso por presión (ecuación 4.1), el cual se puede calcular a partir de la expresión 3.17 omitiendo el término de la velocidad. Por este motivo se representa gráficamente este aporte en la figura 4.9.

$$I_{sp_{PP}} = \frac{(P_e - P_a)A_e}{\dot{m} \cdot g} \quad (4.1)$$

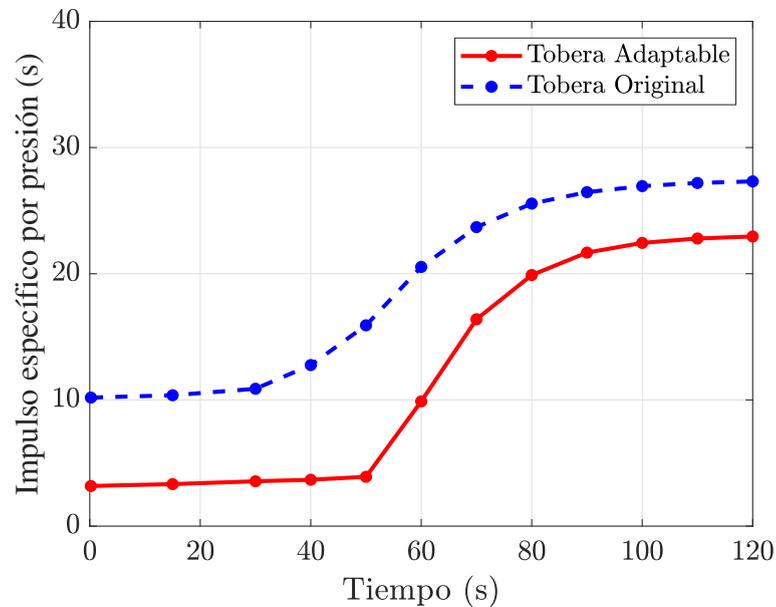


Figura 4.9: Impulso específico por presión de cada tobera respecto del tiempo.

Al representar esta componente del impulso específico se puede comprobar que efectivamente es mayor en el caso de la tobera original. Esto se debe a la mayor presión de salida de la misma, que le permite obtener un mayor impulso total. La tobera adaptable en cambio, posee un Isp por presión muy reducido debido a que su presión de salida es cercana a la ambiental (como se ha comentado anteriormente, estas presiones deberían ser iguales si no existiesen pérdidas).

Una vez la tobera adaptable deja de estarlo, el Isp por presión aumenta y reduce su diferencia con respecto al de la tobera original, lo que sumado a la menor velocidad de salida de esta, resulta en una mayor eficiencia del propulsor dotado de la tobera adaptable.

Se concluye por tanto que, debido a las ineficiencias del proceso, la tobera adaptable no realiza la expansión completa de los gases. Esto provoca que no los acelere a una velocidad tal que compense la pérdida del Isp por presión y que al inicio del vuelo esta sea ligeramente menos eficiente que su contraparte original.

#### 4.2.4. Empuje del propulsor

Resta únicamente evaluar el comportamiento del empuje de los propulsores a lo largo de las 24 simulaciones. Se representa para ello de forma gráfica en la figura 4.10.

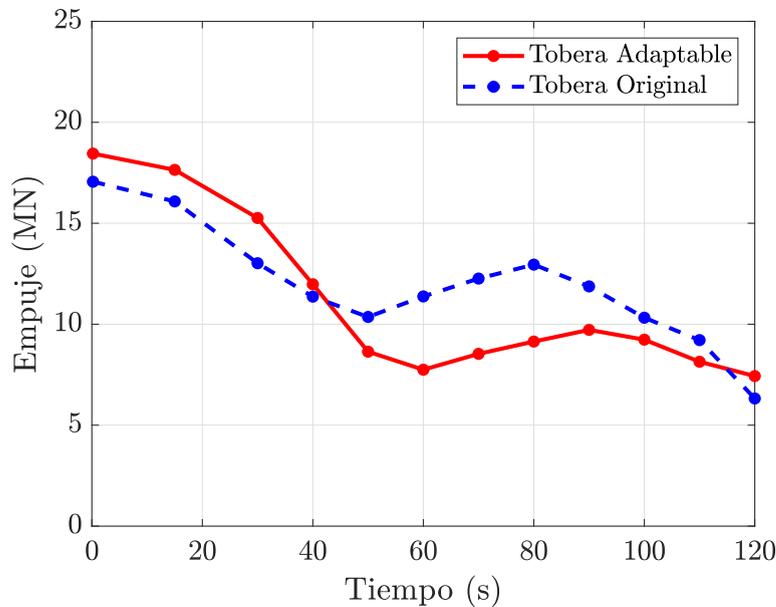


Figura 4.10: Empuje de cada tobera respecto del tiempo.

Como se ha comentado en secciones anteriores, se puede ver como el empuje presenta un comportamiento muy similar al del flujo másico. Por ello se aprecia como este es mayor los primeros 40 segundos tras el lanzamiento y pasa a ser menor el resto del vuelo. A los 120 segundos, el empuje proporcionado por la tobera adaptable vuelve a superar al de la original, cuya presión de combustión decae rápidamente al quedarse sin combustible.

#### 4.2.5. Conclusión de los cálculos

Se ha podido comprobar con la realización de estas simulaciones que el comportamiento que presentan ambos propulsores entra dentro de lo esperado.

Adicionalmente se ha podido comprobar como las pérdidas ocasionadas debidas a diversos factores como la fricción en las paredes de la tobera adaptable, tienen una relevancia suficiente para hacer que la misma no se adapte correctamente a las condiciones atmosféricas presentes durante el vuelo. Por ello, este tipo de tobera es ligeramente menos eficiente en los primeros segundos tras el lanzamiento. Sin embargo, el mayor tiempo de funcionamiento sumado al mayor impulso específico final, deberían resultar en una mayor eficiencia global del sistema.

Se deja por lo tanto como una posibilidad para un futuro trabajo, el tener en cuenta las pérdidas acentuadas en la tobera adaptable para encontrar una geometría que las minimice.

# Capítulo 5

## Validación de resultados

---

Una vez obtenidos los resultados de las simulaciones de CFD, el objeto del presente capítulo será validarlos empleando para ello las relaciones isentrópicas calculadas mediante Matlab en el capítulo 3.

Se procederá validando los resultados de cada una de las toberas por separado para posteriormente valorar la mejora obtenida (tanto en Matlab como en CFD) mediante una comparación entre ambas. Una vez se haya realizado dicha validación, se tratará de razonar las posibles fuentes de error de los cálculos así como los motivos de las discrepancias si las hubiese.

### 5.1 Tobera original

Se comenzará la validación realizando un análisis de los resultados obtenidos de la tobera original del SRB. Al igual que en capítulos anteriores, se realizará una comparación de cada uno de los parámetros de interés. Estos parámetros se tratan de la presión y velocidad a la salida, el gasto másico, el impulso específico y el empuje.

De esta manera, se podrá tener una estimación de las pérdidas que se ocasionan con respecto a la hipótesis del flujo isentrópico.

#### 5.1.1. Presión de salida

La presión de salida de la tobera original calculada tanto en Matlab como en CFD se muestra en la figura 5.1. De nuevo, se ha indicado con puntos los instantes

correspondientes a cada una de las simulaciones para su mejor visualización.

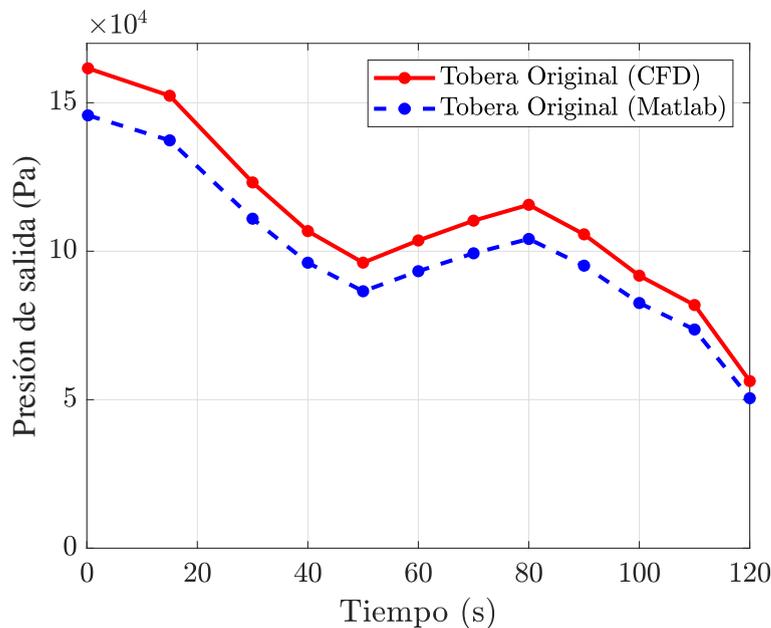


Figura 5.1: Presión de salida de la tobera original obtenida en Matlab y CFD.

Es claro como en el caso de los resultados obtenidos por métodos de CFD, se obtiene una presión de salida mayor que si se emplean las relaciones isentrópicas. Una mayor presión de salida puede tener su origen en una menor velocidad de los gases de escape. Esto es debido a que por el principio de Venturi, al acelerarse un flujo, desciende su presión. Si existen pérdidas por fricción que provoquen una velocidad de salida menor, es razonable esperar que la presión a la salida de la tobera aumente respecto del valor esperado.

Para comprobar esta hipótesis, se deberá visualizar la diferencia entre la velocidad de salida calculada mediante relaciones isentrópicas y la obtenida mediante CFD. Esta comprobación se realizará en la sección 5.1.3.

### 5.1.2. Gasto másico

Una vez analizada la presión de salida, se pretende hacer lo propio con el gasto másico. Para ello se representa gráficamente a continuación en la figura 5.2. De esta manera se evaluará si las ineficiencias propias de una tobera afectan de manera significativa a esta característica de la misma.

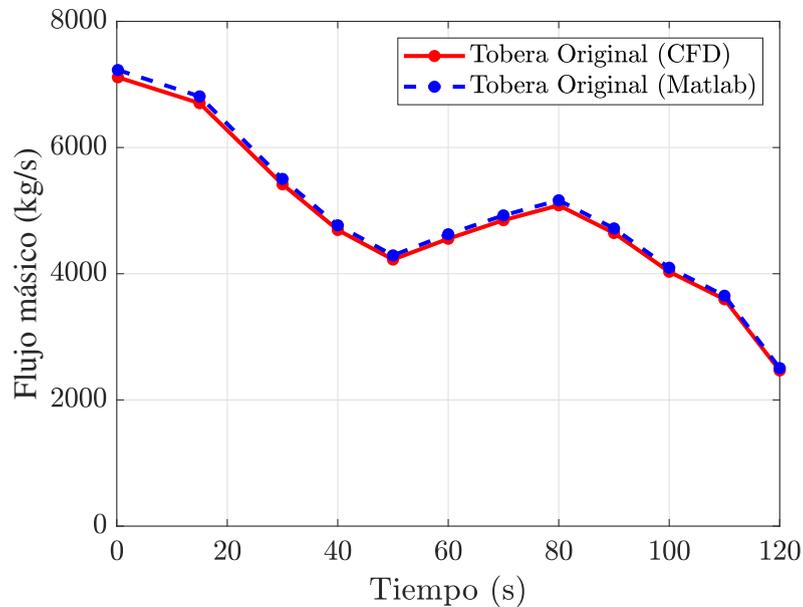


Figura 5.2: Gasto másico de la tobera original obtenido en Matlab y CFD.

Se puede comprobar que en este caso el gasto másico obtenido por ambos métodos no difiere en gran medida. Sin embargo, si se puede apreciar que las pérdidas de la tobera provocan que el flujo de gases de escape se ligeramente menor que en el caso isentrópico de Matlab.

Si se asume correcta la hipótesis del efecto Venturi como motivo del aumento de la presión de salida, también implicaría que se aplica la conservación de la masa y por tanto la cantidad de gases que escapa de la tobera debería ser igual. No obstante esta diferencia es mínima y puede deberse a ligeras imperfecciones en el cálculo relacionadas con la compresibilidad del flujo, errores de discretización o imperfecciones en la geometría.

### 5.1.3. Velocidad de salida e impulso específico

Para comprobar si la hipótesis del efecto Venturi es correcta, se procede a representar en la figura 5.3 la velocidad de salida obtenida con ambos métodos. Si se comprueba que esta es menor en el caso del resultado de CFD, se considerará como válida y se establecerá como el origen de las discrepancias observadas.

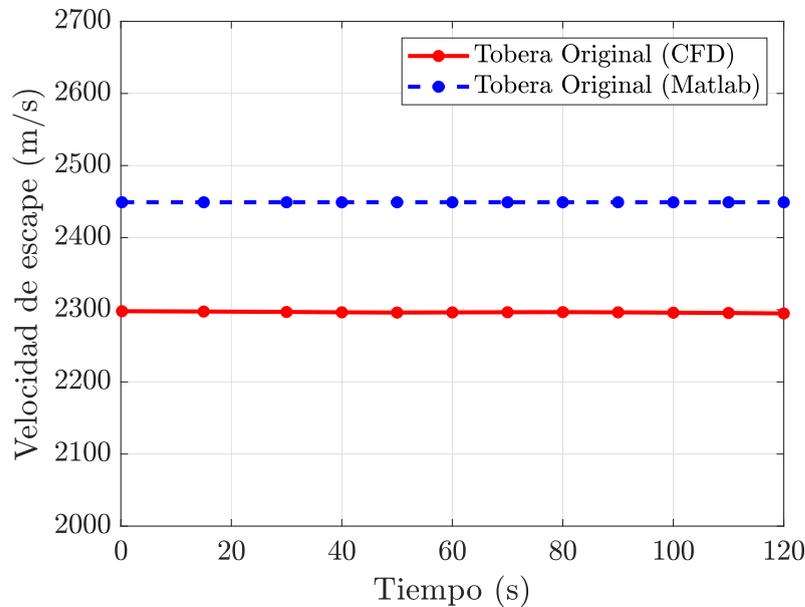


Figura 5.3: Velocidad de salida de la tobera original obtenida en Matlab y CFD.

Lo primero que se observa es que el comportamiento de ambas soluciones es el mismo, siendo que la velocidad de salida permanece constante durante todo el tiempo de operación del propulsor. Adicionalmente, se verifica que esta velocidad de salida es menor en el caso del estudio de CFD como se había previsto. Con esto, la hipótesis de la aplicación del efecto Venturi quedaría validada.

Cabe resaltar que, debido a la influencia de la velocidad de salida en el cálculo del impulso específico, es razonable esperar que este sea menor en las simulaciones de mecánica de fluidos computacional. Sin embargo, esta disminución se vería compensada ligeramente con el aumento del término de  $I_{sp}$  por presión según los resultados analizados en el apartado de la presión de salida. Para comprobar esta afirmación, se procede a la representación del impulso específico en la figura 5.4,

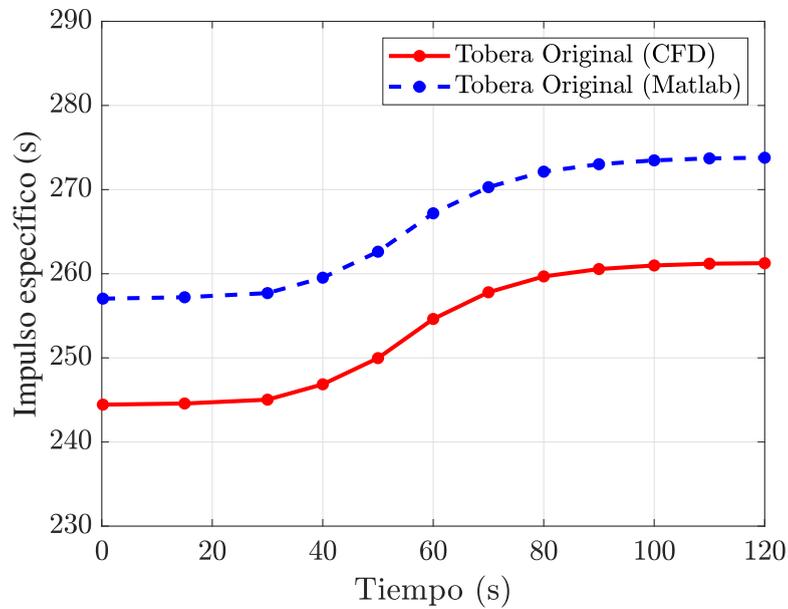


Figura 5.4: Impulso específico de la tobera original obtenido en Matlab y CFD.

En vista de los resultados, se puede concluir que efectivamente el impulso específico calculado mediante técnicas de CFD es considerablemente menor que en el caso isentrópico. Este suceso implica que la tobera real tendría una eficiencia reducida en comparación con el funcionamiento ideal de un motor cohete, lo cual es un resultado esperable como se ha comentado en diversos apartados a lo largo del presente documento.

#### 5.1.4. Empuje

Resta únicamente evaluar las diferencias existentes en el empuje proporcionado por el propulsor. En este aspecto, al haber concluido en el apartado anterior que la eficiencia es menor cuando se calcula mediante CFD, es razonable esperar que el empuje obtenido también se vea afectado negativamente. Para comprobarlo, se representa esta magnitud en la figura 5.5.

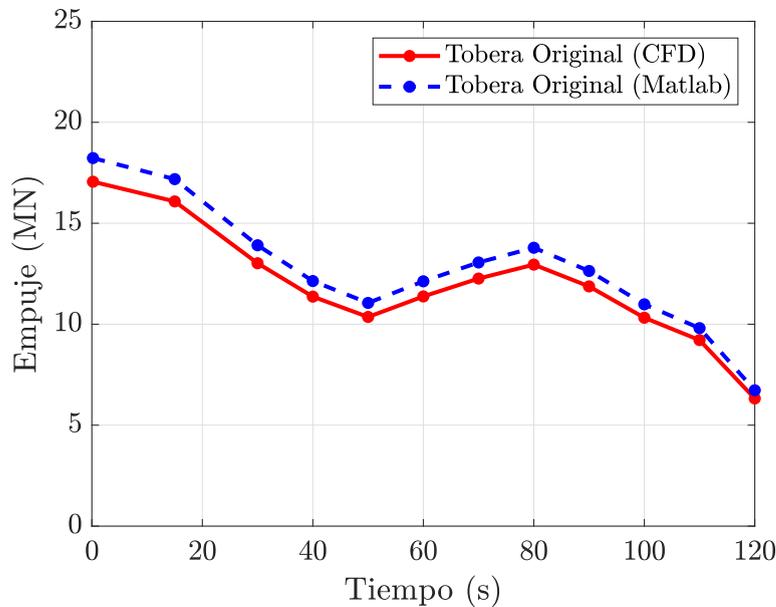


Figura 5.5: Empuje de la tobera original obtenido en Matlab y CFD.

Efectivamente, se verifica que las pérdidas asociadas a ineficiencias en la geometría de la tobera y en los procesos de expansión que suceden en ella, resultan en un empuje proporcionado menor al teorizado a partir de las relaciones isentrópicas. De nuevo, esto se trata de un comportamiento esperable, por lo que se puede afirmar que las simulaciones de CFD de la tobera original han quedado validadas gracias a la simulación de Matlab realizada en el capítulo 3.

## 5.2 Tobera adaptable

Una vez validados los resultados de la tobera original, se procederá de igual forma con los de la tobera adaptable. Se espera por tanto ver nuevamente algunas variaciones con respecto al comportamiento y los valores calculados de manera isentrópica, que serán menores que en la tobera original si el proceso de expansión de los gases es más eficiente y mayores en caso contrario. Si nuevamente el comportamiento de las magnitudes estudiadas es el mismo que los de la simulación de Matlab, se darán por validados los resultados del CFD.

### 5.2.1. Presión de salida

En primer lugar se estudiará el comportamiento de la presión de salida. en este caso no se representa la presión atmosférica ya que la simulación de Matlab comparte

su tendencia en los primeros segundos del vuelo, por lo que una similitud con este comportamiento se tomará como que la adaptación de la tobera es correcta.

No obstante, al igual que ha ocurrido con la presión en la tobera original, se espera que esta sea mayor que la teorizada. La evolución de ambas se puede ver en la figura 5.6.

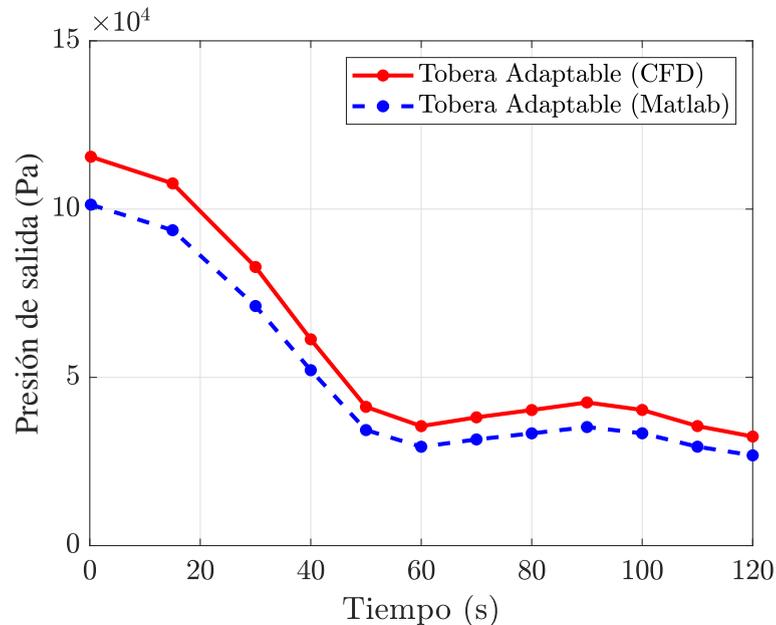


Figura 5.6: Presión de salida de la tobera adaptable obtenida en Matlab y CFD.

Como estaba previsto, la expansión resulta lo suficientemente ineficiente para provocar que la adaptación de la tobera no sea completa. Por tanto, esta presenta de nuevo una presión de salida mayor que la calculada en Matlab (y que la ambiental) durante todo el transcurso del vuelo. De la misma forma que ha ocurrido con la tobera original, se espera que por el efecto Venturi, la velocidad de salida sea menor de la esperada.

### 5.2.2. Gasto másico

En la sección anterior sobre la validación de las simulaciones de la tobera original, se ha podido concluir que el flujo másico no se ve demasiado afectado al tener en cuenta las pérdidas. Si los resultados obtenidos para la tobera adaptable son correctos, se debería observar el mismo comportamiento en la figura 5.7.

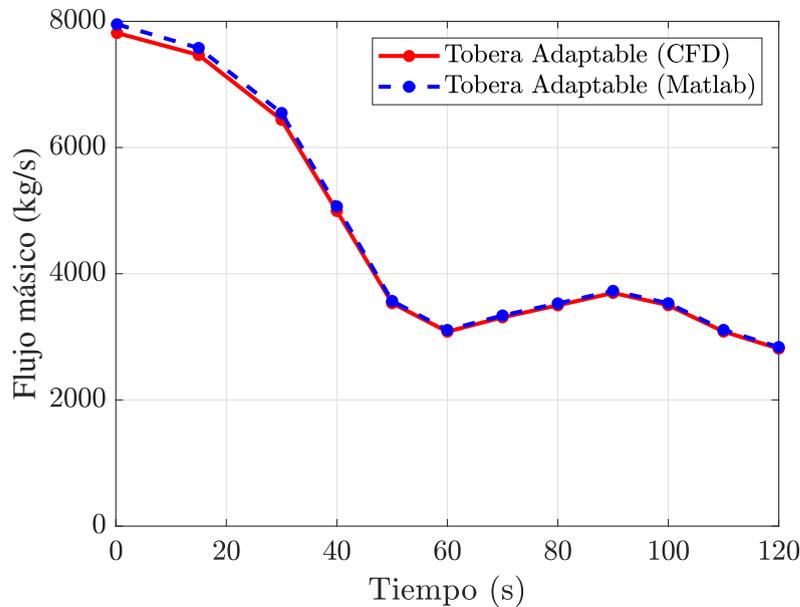


Figura 5.7: Gasto másico de la tobera adaptable obtenido en Matlab y CFD.

De nuevo, se verifica que el comportamiento del gasto másico no se ve influenciado en gran medida por las ineficiencias del proceso. Por tanto, se puede concluir que este resultado de las simulaciones CFD queda validado de manera satisfactoria.

### 5.2.3. Velocidad de salida e impulso específico

Una vez validada la presión de salida y el gasto másico, se procederá a hacer lo propio con la velocidad que tienen los productos de la combustión al salir de la tobera.

Como se ha mencionado anteriormente, debido al efecto Venturi y al igual que ocurría con el caso de la tobera original, se debería apreciar una disminución de la velocidad de salida con respecto a la simulación de Matlab. De ser ese el caso, el impulso específico se verá afectado en gran medida, lo que implicaría una pérdida de eficiencia del motor. La velocidad de salida se muestra a continuación en la figura 5.8.

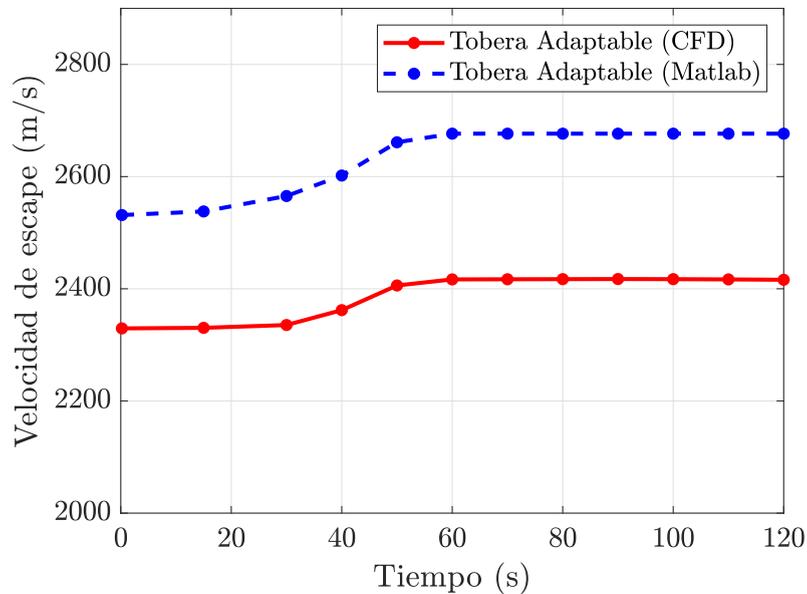


Figura 5.8: Velocidad de salida de la tobera adaptable obtenida en Matlab y CFD.

Se verifica en vista de los resultados que la velocidad de los gases de escape experimenta una disminución considerable al no completarse la expansión de los gases de forma completa. Adicionalmente, se comprueba que el comportamiento de esta velocidad es acorde a la variación de la geometría de la tobera, aumentando de manera progresiva hasta que se alcanza el límite de adaptabilidad impuesto por el diámetro de salida máximo y de garganta mínimo.

Una vez comentado el resultado de la velocidad, se procede a mostrar en la figura 5.9, el impulso específico de la tobera. Como se ha expuesto anteriormente, la disminución de la velocidad de los gases de escape debería producir un efecto similar en el Isp obtenido.

Este resultado estará influenciado a su vez por la presión de salida del motor. Por ello, si se visualiza de manera porcentual la diferencia entre el CFD y el proceso real, se espera que esta sea mayor en la velocidad de salida y menor en el impulso específico, cuya diferencia se verá ligeramente amortiguada por el aumento del Isp por presión. Estos resultados se detallarán en la sección 5.3.

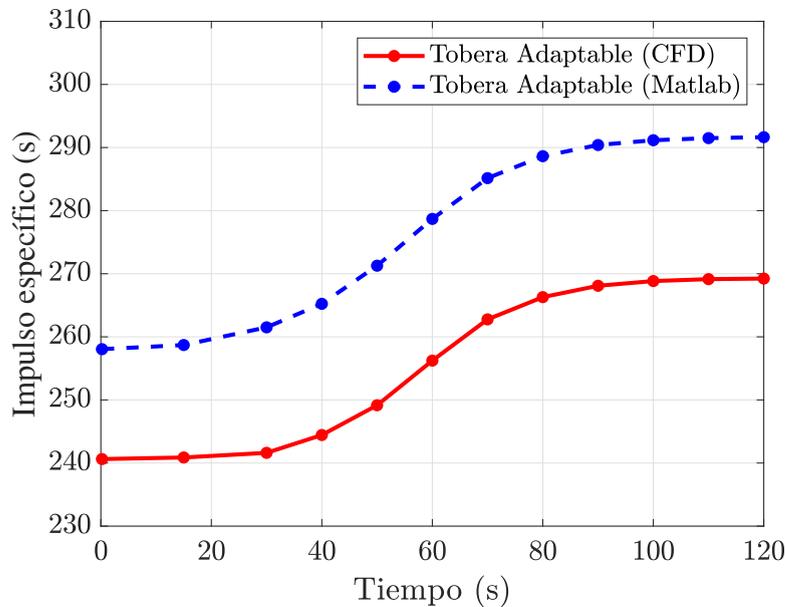


Figura 5.9: Impulso específico de la tobera adaptable obtenido en Matlab y CFD.

Se aprecia como el impulso específico se comporta como se ha previsto y de la misma manera que en la tobera original. Por tanto se concluye que el motor adaptable simulado en CFD es menos eficiente que el simulado en Matlab. Esta ineficiencia se traduce en un menor empuje producido por cada unidad de combustible consumida.

#### 5.2.4. Empuje

Por último se evaluará la similitud de los resultados de las simulaciones relacionados con el empuje del propulsor con la tobera adaptada. Como se ha comentado en la sección anterior, al poseer esta tobera una menor eficiencia que la isentrópica, se espera que el empuje producido en las simulaciones de CFD sea menor.

Aún así, este debería mantener el mismo comportamiento, dictaminado por la presión de combustión y calculado a partir de la presión y velocidad de salida y el gasto másico.

Se representa el empuje obtenido por ambos métodos en la figura 5.10 para su validación y comentarios.

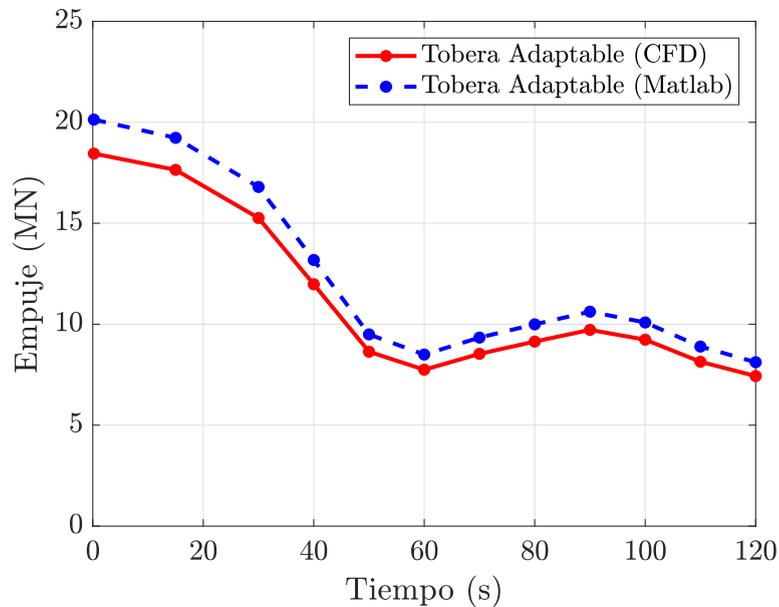


Figura 5.10: Empuje de la tobera adaptable obtenido en Matlab y CFD.

De igual forma que ocurría con la tobera original, se puede comprobar que efectivamente el empuje generado es menor que el teorizado por las ecuaciones isentrópicas. Esto implicaría una menor aceleración y por tanto una variación de la trayectoria seguida por el sistema SLS, por lo que se requeriría un nuevo cálculo de la misma aplicando las pérdidas presentes en las simulaciones de CFD. Sin embargo, este recálculo de la trayectoria recae fuera de los objetivos del presente estudio, por lo que se deja como una posibilidad para la realización de futuros trabajos.

## 5.3 Comparación de toberas

Una vez validados los resultados, es conveniente conocer sus errores de manera porcentual y comprobar si son consistentes entre ambas toberas. Para ello, se calcularán las diferencias de los resultados de CFD de cada una de las magnitudes estudiadas en cada simulación respecto del valor obtenido con Matlab junto con el error medio de estas. Posteriormente se compararán entre ambas toberas para evaluar su eficiencia global.

Estos resultados se muestran en la tabla 5.1 para la tobera original y en la 5.2 para la tobera adaptable.

<b>Tobera original</b>					
<b>Simulación</b>	$\dot{m}$ (%)	$P_e$ (%)	$V_e$ (%)	<b>T</b> (%)	<b>Isp</b> (%)
1	-1.598	10.869	-6.167	-6.421	-4.902
2	-1.588	10.940	-6.187	-6.420	-4.910
3	-1.565	11.011	-6.210	-6.402	-4.915
4	-1.551	11.080	-6.231	-6.358	-4.883
5	-1.542	11.129	-6.245	-6.284	-4.816
6	-1.548	11.095	-6.235	-6.176	-4.701
7	-1.554	11.065	-6.227	-6.105	-4.623
8	-1.558	11.042	-6.220	-6.063	-4.576
9	-1.550	11.085	-6.233	-6.044	-4.565
10	-1.539	11.150	-6.252	-6.036	-4.568
11	-1.531	11.201	-6.267	-6.033	-4.572
12	-1.509	11.404	-6.294	-6.019	-4.579
<b>Promedio</b>	-1.553	11.089	-6.231	-6.197	-4.717

Tabla 5.1: Diferencias entre las simulaciones de CFD y Matlab de la tobera original.

<b>Tobera adaptable</b>					
<b>Simulación</b>	$\dot{m}$ (%)	$P_e$ (%)	$V_e$ (%)	<b>T</b> (%)	<b>Isp</b> (%)
1	-1.730	14.046	-7.981	-8.362	-6.749
2	-1.464	14.848	-8.176	-8.253	-6.889
3	-1.670	16.288	-8.964	-9.149	-7.606
4	-1.417	17.589	-9.224	-9.144	-7.838
5	-0.962	20.095	-9.593	-9.036	-8.152
6	-0.846	20.857	-9.707	-8.835	-8.058
7	-0.852	20.811	-9.698	-8.635	-7.849
8	-0.857	20.775	-9.690	-8.530	-7.739
9	-0.863	20.740	-9.683	-8.478	-7.682
10	-0.858	20.775	-9.691	-8.457	-7.665
11	-0.846	20.857	-9.708	-8.448	-7.666
12	-0.840	20.882	-9.733	-8.460	-7.684
<b>Promedio</b>	-1.100	19.047	-9.321	-8.649	-7.632

Tabla 5.2: Diferencias entre las simulaciones de CFD y Matlab de la tobera adaptable.

A partir de los resultados de los errores tabulados, se pueden extraer algunas conclusiones de interés para la comparación de ambas toberas.

Comenzando por el gasto másico, se puede ver como este es altamente dependiente del tamaño de la garganta de la tobera. En el caso de la tobera original (cuya área de garganta permanece constante), este error se mantiene en un valor cercano al 1.5 %. Sin embargo, en la tobera adaptable se puede apreciar con claridad como el error desciende conforme la garganta se cierra. Este fenómeno puede deberse a que en una garganta más pequeña, las pérdidas experimentadas por el flujo (debidas, por ejemplo, a la fricción) son menores, por lo que el comportamiento de este es más similar al isentrópico calculado con Matlab.

Respecto a la presión y velocidad de salida, se confirma el efecto Venturi teorizado en apartados anteriores. Esto es así ya que el error de la presión es contrario al de la velocidad de salida. Adicionalmente, se puede ver como al cambiar la geometría de la tobera adaptable, el error de la presión aumenta y el de la velocidad también lo hace en valor absoluto. Este comportamiento, además de confirmar la relación entre estas dos magnitudes, indica que al variar la geometría, las pérdidas experimentadas aumentan y la diferencia del comportamiento del flujo respecto al modelo isentrópico es mayor.

Respecto al empuje y al impulso específico, también se observan mayores diferencias en la tobera adaptable. En este caso, se puede apreciar como los errores fluctúan con el cambio de geometría en las primeras fases del vuelo en concordancia con el resto de magnitudes estudiadas. Cabe destacar que el error del impulso específico en ambos tipos de propulsores es menor que el de la velocidad de salida debido a la compensación por el efecto de la presión.

Para comprobar el origen de las diferencias encontradas en la eficiencia, se puede realizar una comparación de la presión total en ambas toberas para visualizar si el flujo pierde energía en algún punto. En un proceso ideal, la presión total debería ser constante a lo largo de toda la tobera, por lo que cuanto más parecida sea la escena de la presión a este comportamiento, se puede deducir que la tobera será más eficiente. Para ello se representan estos contornos de presión en las figuras 5.11 (de la tobera original) y 5.12.

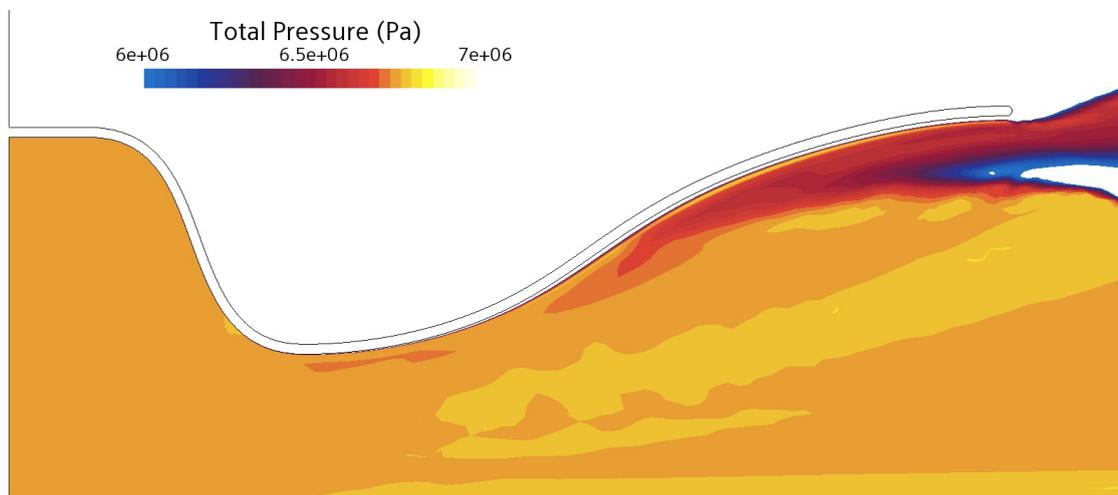


Figura 5.11: Detalle de la presión total de la tobera original.

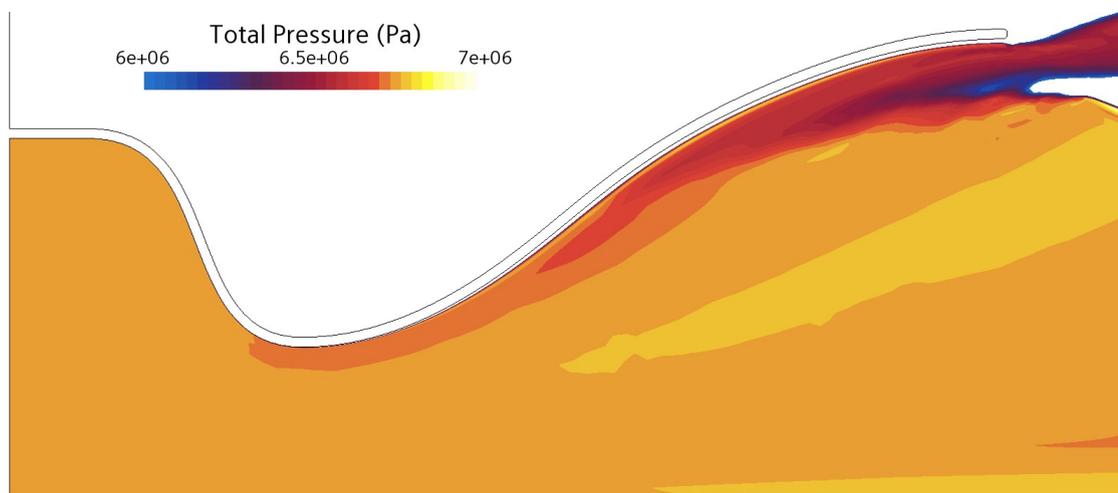


Figura 5.12: Detalle de la presión total de la tobera adaptable.

Se puede apreciar como en el caso de la tobera adaptable, se produce una ligera disminución de la presión total en la zona cercana a la pared desde la garganta hasta la salida. En contraste, en la tobera original esta disminución comienza a mitad de camino entre la garganta y la salida. Esto puede deberse a que los cambios de sección de la tobera adaptable resultan demasiado abruptos y el flujo pierde cierta adherencia con las paredes de la tobera, provocando así una pérdida de energía y un descenso del empuje e impulso específico superior al de la tobera original con respecto al cálculo de Matlab. Al atribuir las pérdidas a este fenómeno, resulta razonable deducir que al aumentar la relación de expansión, la geometría será más abrupta, con lo que las discrepancias de la presión y velocidad aumentarán, como se ha visto en la tabla 5.2. A pesar de este aumento, el empuje e impulso específico se compensan en cierta manera con la reducción del error en el gasto másico.

Se concluye por tanto que la variación en la forma de la tobera ha producido un

decremento de la eficiencia de la misma y el comportamiento del flujo se aleja del isentrópico estudiado en la simulación de Matlab. Por ello, la mejora que aportaría la implementación de este sistema se podría ver mermada. Para comprobar si se mejora en los parámetros del propulsor, se muestra en la tabla 5.3 una comparación de los valores medios de gasto másico, empuje e impulso específico.

Tobera	$\dot{m}$ (kg/s)	T (N)	Isp (s)
Original	4781.287	11850120.948	253.913
Adaptable	4436.291	10993125.114	256.443
Diferencia	-344.996 (-7.216 %)	-856995.834 (-7.232 %)	2.530 (0.996 %)

Tabla 5.3: Diferencias entre la tobera original y la adaptable.

Como se puede ver, a pesar de las mayores pérdidas de la tobera adaptable, esta sigue siendo cerca de un 1 % más eficiente que la original en el mismo periodo de operación. Si se tiene en cuenta también el menor gasto de combustible y por consiguiente el mayor tiempo de operación, se puede concluir que efectivamente la adición de una tobera adaptable mejora el desempeño global del propulsor de manera teórica, aunque al igual que en la simulación isentrópica, el empuje se ve comprometido a partir del primer minuto de vuelo.

También sería necesaria la evaluación del peso añadido que tendría la nueva tobera, ya que podría hacer que el beneficio de la adaptabilidad se vea reducido o incluso que no se compense. También es un problema añadido la mayor complejidad del control de este sistema y su menor fiabilidad. Sin embargo, la realización de una estimación del peso y la fiabilidad es una tarea compleja que requeriría del diseño de un proceso de fabricación detallado, por tanto, se deja para trabajos futuros.

## 5.4 Comparación con el caso real

El objetivo secundario del presente estudio era que los resultados obtenidos se asemejasen a los del propulsor real, por ello se pretende hacer una comparación de la evolución del empuje del motor y del impulso específico.[5][7]

Para realizar esta comparación, se representa en la figura 5.13 el empuje del propulsor real junto con el obtenido mediante las simulaciones de CFD y Matlab.

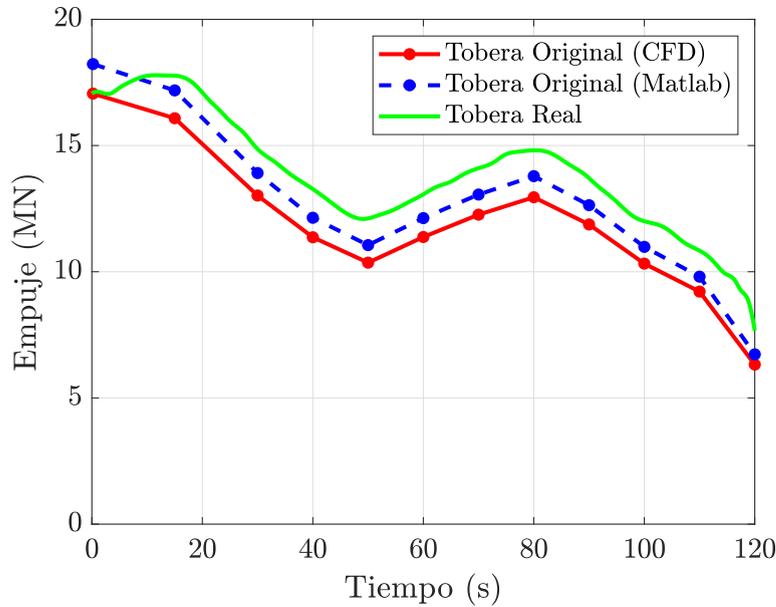


Figura 5.13: Empuje de la tobera original obtenido en Matlab y CFD junto con el del propulsor real.

Como se puede apreciar, se observan grandes diferencias en la magnitud del empuje a pesar de que el comportamiento es el mismo (a excepción de los instantes posteriores al lanzamiento). La causa de estas diferencias se tratará de establecer a lo largo de la presente sección.

Respecto al impulso específico, no existen datos que muestren su evolución temporal, sin embargo se tienen sus valores reales en el momento del lanzamiento y en el vacío. Se realizará por tanto la comparación respecto a los mismos instantes en las simulaciones realizadas en este documento. Para el valor en vacío, se emplearán los resultados obtenidos a los 120 segundos de vuelo, ya que son las condiciones que más se asemejan. La comparación se muestra en la tabla 5.4.

Tobera	$Isp_{SL}$ (s)	$Isp_{Vacuum}$ (s)
<b>Simulada (CFD)</b>	244.441	261.253
<b>Simulada (Matlab)</b>	257.040	273.789
<b>Real</b>	242	268

Tabla 5.4: Diferencias del Isp entre la tobera simulada y la real.

Es claro como para el impulso específico también existen diferencias considerables, siendo que la eficiencia a nivel del mar del motor simulado en CFD es mayor que la del real, para posteriormente experimentar una disminución hasta ser menos eficiente en el vacío. El Isp obtenido mediante relaciones isentrópicas es mayor que el real, lo que sí es un resultado esperable en este caso.

El fenómeno de las diferencias observadas no se puede asociar completamente a pérdidas ya que el empuje del propulsor original es mayor al obtenido considerando un proceso isentrópico. Por ello, se deben evaluar las posibles fuentes de error en las simulaciones realizadas:

**Temperatura de combustión** Para la realización de las simulaciones, se ha asumido que la temperatura de combustión es constante, sin embargo en el caso real es altamente probable que esta hipótesis sea incorrecta, lo que provocaría una variación de los resultados obtenidos.

**Composición del combustible** Ligeras variaciones en las especies químicas que componen el combustible podrían hacer variar las características de los gases de escape y por tanto modificar tanto el impulso específico como el empuje del propulsor.

**Ineficiencias en la geometría de la tobera** Se ha tratado de recrear la forma de la tobera con precisión, sin embargo, la confidencialidad de los planos de la tobera real hace que la recreación pueda no ser del todo exacta. De esta manera, el comportamiento del flujo de gases y las pérdidas pueden diferir entre la simulación y el propulsor real.

**Errores de discretización** Al introducir los datos discretizados, es inevitable la aparición de ciertas diferencias con respecto a los datos originales. Este tipo de error se estima que no tiene un gran impacto en la solución obtenida, pero es conveniente tenerlo en cuenta como parte de las discrepancias observadas.

**Modelos físicos del CFD poco precisos** Al presentar condiciones del flujo con temperaturas y presiones elevadas, es posible que los modelos seleccionados no se adapten correctamente y proporcionen unos resultados ligeramente alejados de la realidad. Se requeriría un análisis del alcance de la discrepancia entre las soluciones si se seleccionan modelos distintos a los presentes en el documento.

La comprobación de estas fuentes de error se podrían realizar mediante un análisis de sensibilidad, sin embargo, es algo que se deja como una posibilidad de trabajo futuro al estar alejada de los objetivos del presente informe. Es conveniente aún así señalarlos y tener en cuenta los posibles orígenes de las discrepancias encontradas con respecto al comportamiento del propulsor real.



# Capítulo 6

## Propuesta de fabricación

---

La fabricación de una tobera adaptable puede llegar a ser un proceso muy complejo tanto por la mecánica que implica como por la posible aparición de puntos débiles que puedan comprometer la integridad estructural del motor. En el presente capítulo se pretende hacer una primera aproximación a cómo se podría fabricar una tobera con las mismas características que la estudiada a lo largo del trabajo. Para ello, se empleará el software *Fusion360* desarrollado por *Autodesk*.

### 6.1 Estado del arte y problemática

Para la obtención de las geometrías deseadas, trabajar con una tobera fabricada en una sola pieza sería inviable debido a la imposibilidad de variar las secciones de salida y de garganta. Por ello, la primera decisión de diseño que se debe realizar es la división de la tobera en piezas más pequeñas y manejables que puedan acoplarse de manera que se permita la transición entre las geometrías del estudio sin dejar puntos abiertos por los cuales se puedan escapar los gases de la combustión.

Este tipo de toberas divididas en numerosas placas que se unen entre ellas para formar una geometría circular variable son algo relativamente común en aviones de combate como el F-16 empleado por la fuerza aérea estadounidense (USAF) cuya tobera se puede ver en la figura 6.1. Se entiende por tanto que el estado del arte en esta cuestión se encuentra desarrollado, lo que puede ser un buen punto de partida para la implementación de este sistema a una tobera de un motor cohete como el de propulsor de combustible sólido del SLS.



Figura 6.1: Detalle de la tobera de un F-16. [14]

Sin embargo, es conveniente tener en cuenta las dificultades técnicas que conllevaría adaptar un sistema de estas características a un tipo de motor con un funcionamiento muy distinto.

El principal problema a solventar es la gran diferencia de tamaño entre ambos motores. El diámetro máximo del motor estudiado es de 5 metros en la salida, mientras que el diámetro máximo del motor de un F-16 es de 1.2 metros [15]. Esta diferencia de tamaño se traduce en una mayor complejidad mecánica para poder mover cada una de las partes del motor, ya que la fuerza necesaria es proporcional al área de cada sección a mover y a la presión en el interior de la tobera, por lo que el aumento del área conllevará inevitablemente un aumento de la fuerza necesaria para ajustar la geometría.

Otro problema importante es la diferencia de temperatura que deberán soportar ambas toberas. Para el caso de un avión de combate, la temperatura de los gases de escape oscila entre los 600 y los 1500 grados centígrados dependiendo de si se usa o no el post quemador [16]. En el motor cohete estudiado en el documento, esta temperatura oscila entre los 1555 y los 1362 °C como se puede ver en la representación gráfica de la figura 6.2. Por tanto, la necesidad de implementar adicionalmente sistemas que permitan trabajar a la tobera en ese rango de temperaturas resulta algo evidente.

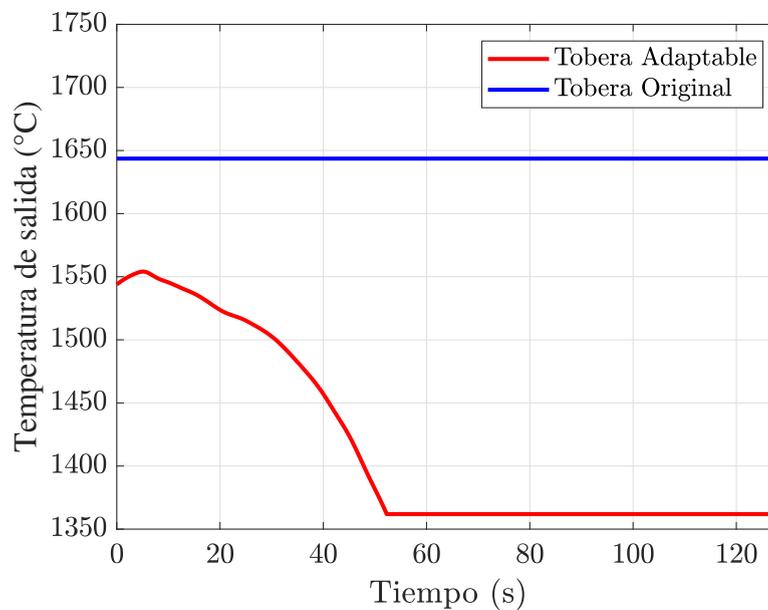


Figura 6.2: Temperatura de los gases de escape respecto al tiempo de vuelo.

En el caso de la tobera original, la manera de lidiar con esta temperatura tan elevada es el uso de materiales ablativos compuestos de resina fenólica y carbono que se van desgastando con el tiempo de uso de la tobera de la misma manera que en la reentrada de ciertos vehículos espaciales [17]. Esta solución podría ser algo a considerar, sin embargo requeriría la sustitución completa de las placas que conformen la tobera tras cada lanzamiento, lo que podría aumentar los costes del mismo.

Otra solución que se propone es la circulación de un refrigerante por conductos que transcurrirían por el interior de las placas. Este método de refrigeración es ampliamente utilizado en los motores cohete de combustible líquido, donde una parte del propelente a temperaturas criogénicas se hace circular por la parte externa de la tobera para enfriarla [18]. Sin embargo, al no disponer los SRBs de combustible líquido, la obtención de este sería complicada, implicando la necesidad de bombearlo desde la etapa central, lo que, aunque posible, aumentaría la complejidad del sistema en gran medida.

Para evitar la necesidad de utilizar combustible o de tener que dotar a los propulsores de un tanque de refrigerante, se propone hacer uso del efecto Venturi junto con la velocidad del flujo de gases de escape que circula por la tobera y tubos integrados en cada una de las placas (como se puede ver en la figura 6.3) provistos de intercambiadores de calor. De esta manera, el propio flujo de aire que se encuentra el propulsor, acelerado por el tubo de Venturi, refrigeraría las placas que conforman la tobera.

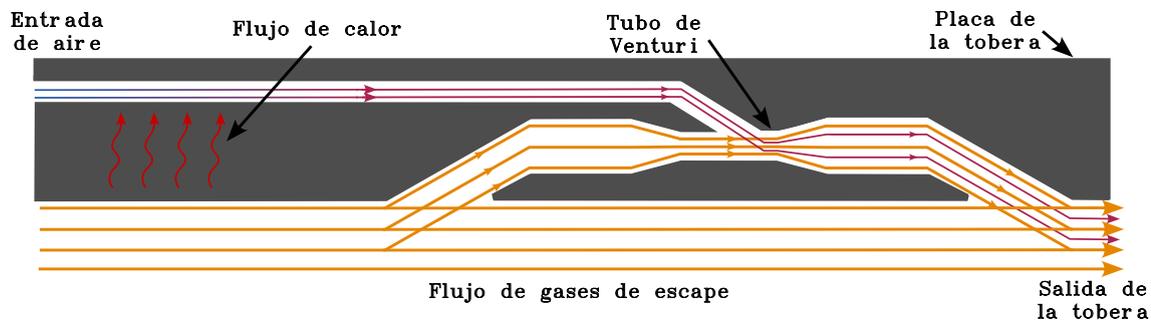


Figura 6.3: Funcionamiento del tubo de Venturi en una placa de la tobera.

No obstante, la comprobación de la efectividad de las medidas propuestas está fuera de los objetivos de este trabajo, por lo que no se profundizará más en ellas. Se dejan por tanto como soluciones posibles al problema de la elevada temperatura de funcionamiento cuya valoración y aplicación sería necesaria en el caso de que se llevase a cabo la fabricación de la tobera.

En conclusión, se tiene como punto de partida para el diseño de la tobera la necesidad de dividirla en múltiples placas para facilitar su movimiento, así como también la creación de un sistema lo suficientemente robusto para aplicar la fuerza necesaria para la realización de dichos movimientos.

## 6.2 Diseño de las placas

Para el correcto diseño de las placas que conformarán la tobera, hay que tener cuenta dos factores importantes: el cambio del perímetro al abrirse o cerrarse y la implementación de puntos que actúen como bisagras debido a los dos movimientos que tiene que ser capaz de realizar (el de la garganta y el de la salida), que se efectuarán de manera independiente.

Para solventar estas cuestiones se ha optado por dividir la tobera en 2 partes de 24 placas abarcando cada una 15 grados de su superficie de revolución. La primera parte irá desde la cámara de combustión hasta la garganta, quedando la segunda parte desde ahí hasta la salida de la tobera. De esta manera se consiguen secciones más manejables para la realización de los movimientos pertinentes.

### 6.2.1. Primera sección

Las placas de la primera sección se encargarán del movimiento de cierre y apertura de la garganta de la tobera. Su movimiento deberá ser, por tanto, de giro alrededor del eje marcado por la unión de la tobera con la cámara de combustión.

En este punto se debe tener en cuenta que si la garganta se encuentra totalmente cerrada, al abrirse quedarían huecos entre cada una de las placas debido al aumento del perímetro (figura 6.4 a). Por tanto, es necesario realizar un rediseño de los bordes de cada una de las placas. Para ello, se ha optado por alargar cada una por ambos lados y dotarlas de formas trapezoidales intercaladas, que permiten que las placas se deslicen unas sobre otras cuando la sección es pequeña (figura 6.4 b).



Figura 6.4: Diseño de la geometría de las placas de la tobera.

Mediante esta geometría trapezoidal se consigue en gran medida mantener la forma de la garganta además de impedir fugas no deseadas de los gases de escape. Sin embargo, la unión entre las placas debería asegurarse debidamente con el fin de evitar dichas fugas. Para ello, se podría dotar a las placas trapezoidales cuya base mayor está dentro de la tobera de mayor flexibilidad que las de sus laterales. De esta manera, la propia presión del interior de la tobera unirá las placas impidiendo las fugas.

Se utilizará por tanto esta geometría a lo largo de toda la tobera para conseguir así la adaptabilidad necesaria ante los cambios en el perímetro de la salida y garganta.

Adicionalmente, se añadirá un punto de anclaje en la zona cercana a la garganta para unir la placa con los actuadores que efectuarán su movimiento. El resultado del diseño de las placas de la primer sección se representa en la figura 6.5, donde la subfigura a hace referencia al alzado de las mismas y la subfigura b representa el perfil.



Figura 6.5: Placas de la primera sección de la tobera.

### 6.2.2. Segunda sección

Las placas de la segunda sección se diseñarán con la misma forma trapezoidal que las de la primera, garantizando así la continuidad de la forma interna de la tobera. Su movimiento deberá ser de giro alrededor del final de la primera sección, que actuará como bisagra.

Será necesario a su vez dotarlas de un sistema de anclaje similar al que poseen las placas de la primera sección para que los actuadores puedan moverlas convenientemente, adaptando así el diámetro de salida de la tobera. Cabe destacar que estas placas serán las más grandes de la tobera, por lo que se deberá diseñar un sistema de actuadores acorde a este factor y que pueda manejar la mayor fuerza necesaria para realizar el movimiento de las mismas. Este factor se discutirá en el apartado siguiente.

El resultado de este diseño preeliminar se muestra en la figura 6.6, donde nuevamente la subfigura 6.6 a representa el alzado y la subfigura 6.6 b hace lo propio con el perfil. Es importante mencionar que el diseño se ha realizado a partir de la tobera con diámetro de salida máximo y área de garganta mínima ya que así se garantiza que la unión entre ambas secciones sea prácticamente perfecta durante esta fase del vuelo. De esta manera se pretende que las pérdidas de eficiencia que pueda provocar la unión entre las placas se minimice durante la mayor parte del tiempo de operación de la tobera.



Figura 6.6: Placas de la segunda sección de la tobera.

## 6.3 Diseño de los actuadores

Una vez diseñadas las placas junto con los puntos de anclaje, se hará un diseño de los actuadores que serían necesarios para poder adaptar la tobera.

Como se ha visto a lo largo del estudio, la geometría inicial de la tobera y hasta pasado aproximadamente medio minuto del lanzamiento posee la garganta con su diámetro máximo y únicamente requiere el movimiento de la sección de salida. Adicionalmente, solo se requiere disminuir este diámetro en los primeros instantes del vuelo, siendo que el resto del tiempo la salida se agranda. Conocer la naturaleza del movimiento es útil ya que la propia fuerza que hace el flujo de los gases de escape ya tiende a abrir la tobera por la tercera ley de Newton, por lo que en esta fase únicamente sería necesario controlar la velocidad con la que se agranda en lugar de aplicar directamente fuerza para que lo haga. Sin embargo, para la primera fase sí sería necesario aplicar una fuerza que tienda a cerrar la tobera.

Para el movimiento de cierre de la garganta es importante tener en cuenta que la salida debe permanecer totalmente abierta. Esto se puede conseguir mediante la instalación de una pieza que impida a la salida abrirse más del diámetro máximo, posteriormente, los actuadores de la segunda sección se deberán desconectar de las placas. En este momento, al cerrarse la garganta estando unidas las placas de la primera y segunda sección, se producirá un movimiento de arrastre de la segunda sección hacia la cámara de combustión mientras la salida permanece limitada en su diámetro máximo.

Lo siguiente que será necesario es establecer el tipo de actuador que realizará los movimientos de cada una de las placas de la tobera. Para ello se propone la utilización de actuadores de TVC (*Thrust vector control*), los cuales se emplean en

los motores de combustible líquido para orientar su empuje como se puede apreciar en la figura 6.7. El sistema SLS hace uso de ellos para la orientación de los SSME mejorados en la etapa central, por lo que su uso en otras partes del lanzador podría ser algo factible. [19]

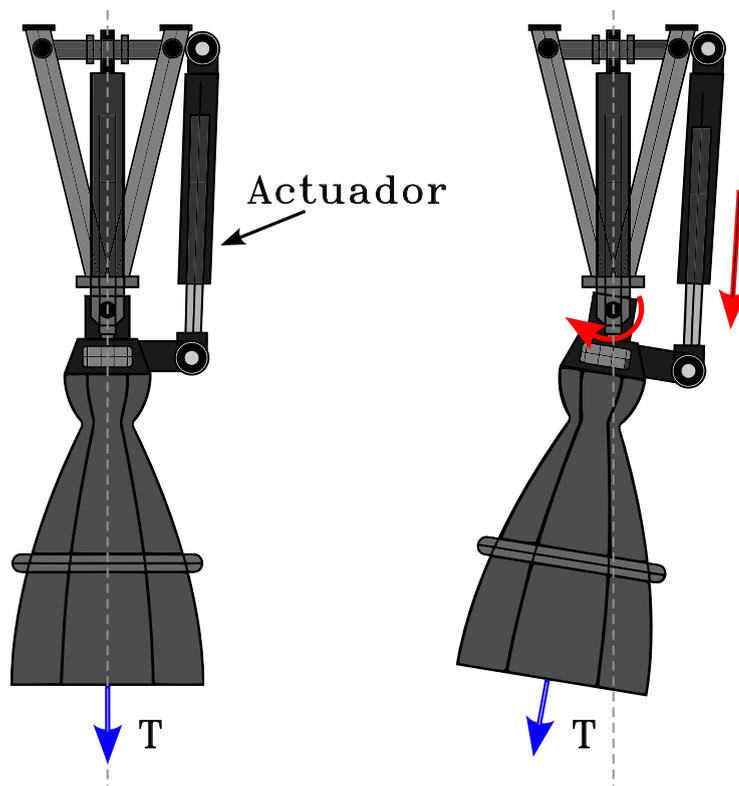


Figura 6.7: Funcionamiento de un actuador TVC.

Una vez establecidos los actuadores, es posible representar en la figura 6.8 (donde únicamente se han renderizado dos placas para una mejor visualización) cada una de las fases del movimiento de la tobera que se han explicado anteriormente. Se puede observar como entre la fase 2 y 3 los actuadores que controlan el movimiento de la salida se han desacoplado, permitiendo así que toda la pieza se deslice hacia la cámara de combustión impulsada por los actuadores que controlan la apertura de la garganta. Estos actuadores, por tanto, requerirían de mayor fuerza para mover ambas secciones a la vez.

Todo el mecanismo se alojaría dentro de las *aft skirts*, donde ya de por sí están instalados los TVC en el propulsor original.

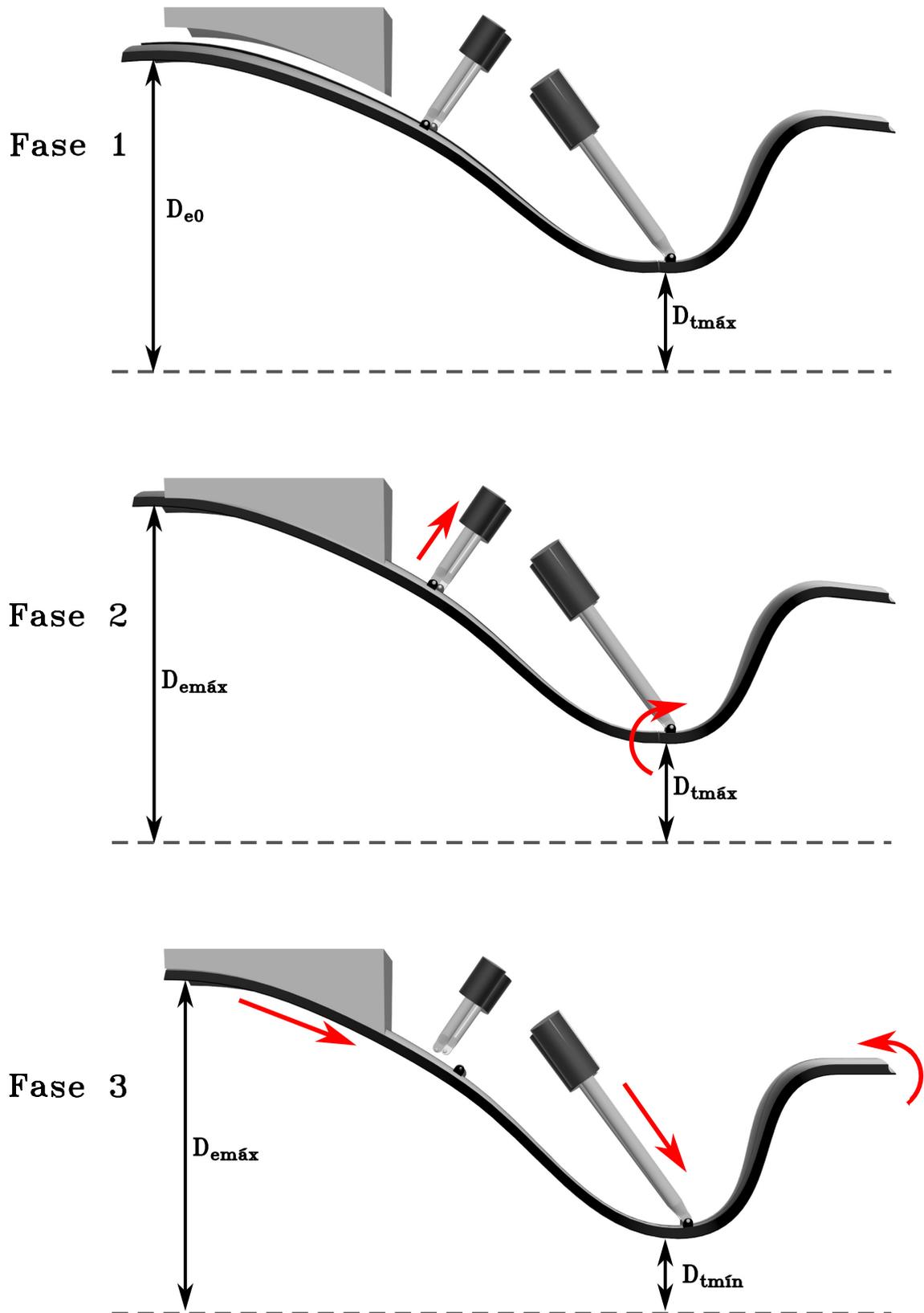


Figura 6.8: Fases del movimiento de la tobera.

## 6.4 Diseño final

Por último, en la figura 6.9 se puede ver como sería la tobera completa en su posición final, es decir, con el área de salida máxima y el área de garganta mínima. Se puede ver como la cantidad de actuadores es bastante elevada, por lo que se podría considerar la opción de unir varias placas al mismo, lo que reduciría la complejidad mecánica y el peso de la estructura significativamente. Sin embargo, la optimización de la mecánica de la tobera recae fuera de los objetivos del presente documento, por lo que no se valorarán las implicaciones de incluir este sistema y se deja como una posibilidad de estudio posterior.

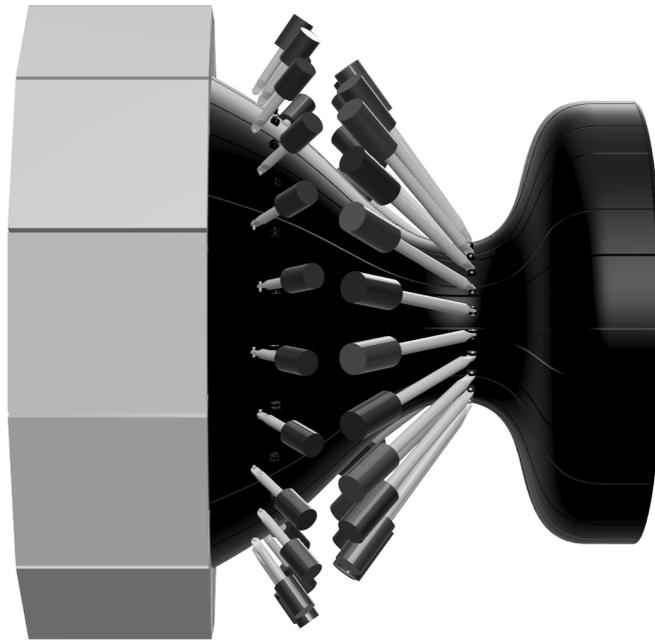


Figura 6.9: Renderizado de la tobera completa en la posición final.

Se concluye tras este ejercicio que diseñar una tobera adaptable par un motor cohete de combustible sólido es algo factible con tecnologías ya existentes. No obstante, el desarrollo de un sistema de estas características no estaría exento de dificultades técnicas como la ya mencionada temperatura de funcionamiento o el elevado peso y complejidad de los actuadores.

Adicionalmente, se debería valorar la pérdida de eficiencia de la tobera provocada por la discontinuidades existentes entre cada una de las placas y secciones, ya que esta pérdida podría ser mayor al beneficio obtenido por la implementación de la tobera adaptable.

# Capítulo 7

## Conclusión

---

En este trabajo se ha realizado una simulación en *Matlab* que ha permitido calcular mediante relaciones isentrópicas el comportamiento que presenta el motor de combustible sólido del SLS durante su tiempo de operación. Esta simulación se ha realizado tanto en su versión original como con la hipotética implementación de una tobera adaptable. Para ello ha sido necesario el cálculo de la variación de la trayectoria obtenida con el motor adaptable, lo que ha sido posible gracias a la creación de una segunda simulación de *Matlab*.

Empleando los resultados obtenidos a partir de *Matlab*, entre los cuales se encuentra la geometría necesaria para la correcta adaptación de la tobera a las condiciones ambientales, se han llevado a cabo un total de 24 simulaciones usando para ello técnicas de mecánica de fluidos computacional (CFD) y el software comercial desarrollado por Siemens, *StarCCM+*. Gracias a la simulación realizada con relaciones isentrópicas y *Matlab*, se han podido validar los resultados del CFD y extraer así varias conclusiones.

Cabe destacar la utilización de *Fusion360* para la obtención de las geometrías importadas en el programa de cálculo de CFD así como también el uso del software libre *ProPEP3* para el cálculo de las características de los flujos de escape.

La principal conclusión del estudio es que la implementación de este tipo de tobera mejoraría el desempeño de los propulsores del SLS, aumentando su impulso específico y por tanto su eficiencia global. Por ello, se entiende que el objetivo principal del trabajo de fin de grado se ha cumplido satisfactoriamente.

Respecto al objetivo secundario relacionado con la similitud de los resultados obtenidos con respecto a las características del propulsor real, se puede concluir que se ha cumplido moderadamente debido a la existencias de diversas fuentes de error y de datos que no están disponible para el público.

De manera adicional, se ha evaluado la manera en la que se podría fabricar una tobera de estas características empleando para ello tecnologías ya existentes de control de empuje vectorial (TVC). De esta manera se ha comprobado que la manufactura del motor adaptable es algo factible aunque no exenta de problemática que se debería solucionar para el correcto funcionamiento del propulsor.

Por tanto, se deja como posibilidades de trabajo a futuro el diseño detallado de una tobera adaptable así como la evaluación del beneficio final obtenido teniendo en cuenta el mayor peso de esta respecto a una tobera simple. También se plantea como temática para futuros proyectos la evaluación del efecto de cada una de las fuentes de error detalladas en el documento para lograr una mayor concordancia con los resultados medidos en el propulsor real.

# Bibliografía

---

- [1] NASA. *America's Rocket for Deep Space Exploration*. 2021. URL: <https://www.nasa.gov/directorates/esdmd/space-launch-system-ftdku/> (visitado 08-05-2024).
- [2] Alex S. Priskos Todd A. May Garry M. Lyles y Michael (Mike) H. Kynard. *Propulsion Progress for NASA's Space Launch System*. 2012. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20120015774/downloads/20120015774.pdf> (visitado 08-05-2024).
- [3] Steven S. Pietrobon. *Space Launch System Trajectory Simulations*. 2000. URL: <https://www.sworld.com.au/steven/space/sls/> (visitado 28-03-2024).
- [4] U.S. Government Printing Office. *U.S. Standard Atmosphere*. 1976. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19770009539/downloads/19770009539.pdf> (visitado 28-03-2024).
- [5] Alliant Techsystems Inc. «ATK Space Propulsion Products Catalog». En: *yumpu.com* (ago. de 2012), pág. 56. URL: <https://www.yumpu.com/en/document/read/10163460/atk-motor-catalog-2012> (visitado 05-04-2024).
- [6] Robert Z. Pearlman. «Test of World's Largest Solid Rocket Steeped in Space Shuttle History». En: *space.com* (mar. de 2015). URL: <https://www.space.com/28775-worlds-largest-solid-rocket-nasa-test.html> (visitado 28-03-2024).
- [7] Robert A. Braeunig. *Rocket Propellants*. 1996. URL: <https://www.scss.tcd.ie/Stephen.Farrell/ipn/background/Braeunig/propel1.htm> (visitado 29-03-2024).
- [8] Richard Nakka. *Solid Rocket Motor Theory – GUIPEP*. Ago. de 2001. URL: [https://www.nakka-rocketry.net/th\\_prope.html](https://www.nakka-rocketry.net/th_prope.html) (visitado 02-04-2024).
- [9] Steven S. Pietrobon. *SLS Block IB with RSRMV boosters*. 2016. URL: <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?action=dlattach;topic=39526.0;attach=1103138> (visitado 29-03-2024).
- [10] Jeremy J. Redden. *SLS Booster Development*. 2015. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150016520/downloads/20150016520.pdf> (visitado 29-03-2024).
- [11] Glenn Research Center. *Rocket Thrust Equations*. 2021. URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rktthsum.html> (visitado 29-03-2024).

- [12] Bohua Sun. *Revisiting the Reynolds-averaged Navier–Stokes equations*. 2021. URL: <https://doi.org/10.1515/phys-2021-0102> (visitado 02-04-2024).
- [13] Clean Mobility y Thermofluids. *11948 AMF y+ calculator esp*. 2022.
- [14] Hunini. *USAF F-16C Block 40H (90-0710) exhaust nozzle at MCAS Iwakuni*. 2016. URL: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:USAF\\_F-16C\\_Block\\_40H\\_\(90-0710\)\\_exhaust\\_nozzle\\_at\\_MCAS\\_Iwakuni\\_May\\_5,\\_2016.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:USAF_F-16C_Block_40H_(90-0710)_exhaust_nozzle_at_MCAS_Iwakuni_May_5,_2016.jpg) (visitado 10-06-2024).
- [15] General Electric. *Datasheet-F110-GE-129*. 2018. URL: <https://www.geaviation.com/sites/default/files/datasheet-F110-GE-129.pdf> (visitado 10-06-2024).
- [16] James T. Walton y Frank W. Burcham. *Exhaust-Gas Pressure and Temperature Survey of F404-GE-400 Turbofan Engine*. 1986. URL: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:106950647> (visitado 11-06-2024).
- [17] William B. Hall. *Standardization of the carbon-phenolic materials and processes. Vol. 2: Test methods and specifications*. 1988. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19890000662/downloads/19890000662.pdf> (visitado 11-06-2024).
- [18] D. Li y V. Sankaran C. L. Merkle. *Analysis of regen cooling in rocket combustors*. 2004. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20040075891/downloads/20040075891.pdf> (visitado 11-06-2024).
- [19] Jeb S. Orr. *Modeling and Test of Space Launch System Core Stage Thrust Vector Control*. 2016. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20160004393/downloads/20160004393.pdf> (visitado 11-06-2024).

## Parte II

# Pliego de condiciones



# Capítulo 8

## Pliego de condiciones

---

### 8.1 Objeto

La realización de este trabajo de fin de grado está regulada por las mismas condiciones que se deben seguir en cualquier ambiente de trabajo para asegurar que el trabajador disponga de todas las medidas de seguridad laboral pertinentes. Por ello, en este pliego de condiciones se pretende recoger las normativas más relevantes que se aplican en este tipo de puestos de trabajo.

Asimismo, se detallarán las características del software y hardware empleados para la realización del presente documento.

### 8.2 Condiciones de la ejecución

La regulación que más relevancia tiene a la hora de implantarse en puestos de trabajo con características similares al empleado por el estudiante durante la realización de este estudio se trata del Real Decreto 486/1997 del 14 de abril, cuyos anexos más relevantes se citan a continuación:

#### ***ANEXO II*** ***Orden, limpieza y mantenimiento***

*1. Las zonas de paso, salidas y vías de circulación de los lugares de trabajo y, en especial, las salidas y vías de circulación previstas para la evacuación en casos*

*de emergencia, deberán permanecer libres de obstáculos de forma que sea posible utilizarlas sin dificultades en todo momento.*

*2. Los lugares de trabajo, incluidos los locales de servicio, y sus respectivos equipos e instalaciones, se limpiarán periódicamente y siempre que sea necesario para mantenerlos en todo momento en condiciones higiénicas adecuadas. A tal fin, las características de los suelos, techos y paredes serán tales que permitan dicha limpieza y mantenimiento. Se eliminarán con rapidez los desperdicios, las manchas de grasa, los residuos de sustancias peligrosas y demás productos residuales que puedan originar accidentes o contaminar el ambiente de trabajo.*

*3. Las operaciones de limpieza no deberán constituir por si mismas una fuente de riesgo para los trabajadores que las efectúen o para terceros, realizándose a tal fin en los momentos, de la forma y con los medios más adecuados.*

*4. Los lugares de trabajo y, en particular, sus instalaciones, deberán ser objeto de un mantenimiento periódico, de forma que sus condiciones de funcionamiento satisfagan siempre las especificaciones del proyecto, subsanándose con rapidez las deficiencias que puedan afectar a la seguridad y salud de los trabajadores. Si se utiliza una instalación de ventilación, deberá mantenerse en buen estado de funcionamiento y un sistema de control deberá indicar toda avería siempre que sea necesario para la salud de los trabajadores. En el caso de las instalaciones de protección, el mantenimiento deberá incluir el control de su funcionamiento.*

### **ANEXO III**

#### **Condiciones ambientales de los lugares de trabajo**

*1. La exposición a las condiciones ambientales de los lugares de trabajo no debe suponer un riesgo para la seguridad y la salud de los trabajadores.*

*2. Asimismo, y en la medida de lo posible, las condiciones ambientales de los lugares de trabajo no deben constituir una fuente de incomodidad o molestia para los trabajadores. A tal efecto, deberán evitarse las temperaturas y las humedades extremas, los cambios bruscos de temperatura, las corrientes de aire molestas, los olores desagradables, la irradiación excesiva y, en particular, la radiación solar a través de ventanas, luces o tabiques acristalados.*

*3. En los locales de trabajo cerrados deberán cumplirse, en particular, las siguientes condiciones:*

*a) La temperatura de los locales donde se realicen trabajos sedentarios propios de oficinas o similares estará comprendida entre 17 y 27 °C.*

*La temperatura de los locales donde se realicen trabajos ligeros estará comprendida entre 14 y 25 °C.*

b) *La humedad relativa estará comprendida entre el 30 y el 70 por 100, excepto en los locales donde existan riesgos por electricidad estática en los que el límite inferior será el 50 por 100.*

c) *Los trabajadores no deberán estar expuestos de forma frecuente o continuada a corrientes de aire cuya velocidad exceda los siguientes límites:*

*1.º Trabajos en ambientes no calurosos: 0,25 m/s.*

*2.º Trabajos sedentarios en ambientes calurosos: 0,5 m/s.*

*3.º Trabajos no sedentarios en ambientes calurosos: 0,75 m/s.*

*Estos límites no se aplicarán a las corrientes de aire expresamente utilizadas para evitar el estrés en exposiciones intensas al calor, ni a las corrientes de aire acondicionado, para las que el límite será de 0,25 m/s en el caso de trabajos sedentarios y 0,35 m/s en los demás casos.*

*d) Sin perjuicio de lo dispuesto en relación a la ventilación de determinados locales en el Real Decreto 1618/1980, de 4 de julio, por el que se aprueba el Reglamento de calefacción, climatización y agua caliente sanitaria, la renovación mínima del aire de los locales de trabajo, será de 30 metros cúbicos de aire limpio por hora y trabajador, en el caso de trabajos sedentarios en ambientes no calurosos ni contaminados por humo de tabaco y de 50 metros cúbicos, en los casos restantes, a fin de evitar el ambiente viciado y los olores desagradables.*

*El sistema de ventilación empleado y, en particular, la distribución de las entradas de aire limpio y salidas de aire viciado, deberán asegurar una efectiva renovación del aire del local de trabajo.*

*4. A efectos de la aplicación de lo establecido en el apartado anterior deberán tenerse en cuenta las limitaciones o condicionantes que puedan imponer, en cada caso, las características particulares del propio lugar de trabajo, de los procesos u operaciones que se desarrollen en él y del clima de la zona en la que esté ubicado. En cualquier caso, el aislamiento térmico de los locales cerrados debe adecuarse a las condiciones climáticas propias del lugar.*

*6. Las condiciones ambientales de los locales de descanso, de los locales para el personal de guardia, de los servicios higiénicos, de los comedores y de los locales de primeros auxilios deberán responder al uso específico de estos locales y ajustarse, en todo caso, a lo dispuesto en el apartado 3.*

#### **ANEXO IV**

#### ***Iluminación de los lugares de trabajo***

1. La iluminación de cada zona o parte de un lugar de trabajo deberá adaptarse a las características de la actividad que se efectúe en ella, teniendo en cuenta:

a) Los riesgos para la seguridad y salud de los trabajadores dependientes de las condiciones de visibilidad.

b) Las exigencias visuales de las tareas desarrolladas.

2. Siempre que sea posible, los lugares de trabajo tendrán una iluminación natural, que deberá complementarse con una iluminación artificial cuando la primera, por sí sola, no garantice las condiciones de visibilidad adecuadas. En tales casos se utilizará preferentemente la iluminación artificial general, complementada a su vez con una localizada cuando en zonas concretas se requieran niveles de iluminación elevados.

3. Los niveles mínimos de iluminación de los lugares de trabajo serán los establecidos en la siguiente tabla:

Zona o parte del lugar de trabajo (*)	Nivel mínimo de iluminación (lux)
Zonas donde se ejecuten tareas con:	
1.º Bajas exigencias visuales	100
2.º Exigencias visuales moderadas	200
3.º Exigencias visuales altas	500
4.º Exigencias visuales muy altas	1.000
Áreas o locales de uso ocasional	50
Áreas o locales de uso habitual	100
Vías de circulación de uso ocasional	25
Vías de circulación de uso habitual	50

Estos niveles mínimos deberán duplicarse cuando concurren las siguientes circunstancias:

a) En las áreas o locales de uso general y en las vías de circulación, cuando por sus características, estado u ocupación, existan riesgos apreciables de caídas, choques u otros accidentes.

b) En las zonas donde se efectúen tareas, cuando un error de apreciación visual durante la realización de las mismas pueda suponer un peligro para el trabajador que las ejecuta o para terceros o cuando el contraste de luminancias o de color entre el objeto a visualizar y el fondo sobre el que se encuentra sea muy débil. No obstante lo señalado en los párrafos anteriores, estos límites no serán aplicables en aquellas actividades cuya naturaleza lo impida.

4. La iluminación de los lugares de trabajo deberá cumplir, además, en cuanto a su distribución y otras características, las siguientes condiciones:

a) La distribución de los niveles de iluminación será lo más uniforme posible.

*b) Se procurará mantener unos niveles y contrastes de luminancia adecuados a las exigencias visuales de la tarea, evitando variaciones bruscas de luminancia dentro de la zona de operación y entre ésta y sus alrededores.*

*c) Se evitarán los deslumbramientos directos producidos por la luz solar o por fuentes de luz artificial de alta luminancia. En ningún caso éstas se colocarán sin protección en el campo visual del trabajador.*

*d) Se evitarán, asimismo, los deslumbramientos indirectos producidos por superficies reflectantes situadas en la zona de operación o sus proximidades.*

*e) No se utilizarán sistemas o fuentes de luz que perjudiquen la percepción de los contrastes, de la profundidad o de la distancia entre objetos en la zona de trabajo, que produzcan una impresión visual de intermitencia o que puedan dar lugar a efectos estroboscópicos.*

*5. Los lugares de trabajo, o parte de los mismos, en los que un fallo del alumbrado normal suponga un riesgo para la seguridad de los trabajadores dispondrán de un alumbrado de emergencia de evacuación y de seguridad.*

*6. Los sistemas de iluminación utilizados no deben originar riesgos eléctricos, de incendio o de explosión, cumpliendo, a tal efecto, lo dispuesto en la normativa específica vigente.*

## 8.3 Condiciones de los materiales

Adicionalmente, se deberán establecer las características de los equipos informáticos que se han usado para la realización del trabajo, así como de su *software*.

### 8.3.1. Hardware

Se han tenido dos estaciones de trabajo durante el periodo de tiempo correspondiente a la realización del trabajo. La principal es un equipo de escritorio con las siguientes características:

**CPU** Intel Core i5-13600KF 3.5 GHz

**GPU** Gigabyte GeForce RTX 3060 12GB GDDR6

**RAM** 32 GB DDR4

**HDD** 2x1TB SSD PCIe 4.0 NVMe Gen 4x4

La estación de trabajo secundaria, correspondiente con el trabajo en remoto, se trata de un ordenador portátil Asus TUF con las siguientes características:

**CPU** AMD Ryzen 7 3750H

**GPU** Nvidia RTX 2060

**RAM** 16 GB DDR4

**HDD** 1TB SSD

### 8.3.2. Software

En relación con el software, se han empleado multitud de programas comerciales para la elaboración del estudio y de la propia memoria del trabajo. Estos *softwares* se detallan a continuación:

1. Matlab
2. StarCCM+
3. Microsoft365 (Excel)
4. Fusion360
5. Overleaf
6. ProPEP3
7. AnyDesk
8. Inkscape

### 8.3.3. Control de calidad

Para garantizar que el trabajo realizado cumple con ciertos estándares de calidad, se deben seguir ciertas regulaciones en este aspecto. La más destacables se tratan de las siguientes:

## Norma ISO-9001

*Para conseguir la conformidad del producto, se espera que los procesos de certificación acreditada aporten la confianza de que la organización tiene un sistema de gestión de calidad que cumple los requisitos aplicables de la Norma ISO 9001. En particular, se espera que la organización.*

*A. establezca un sistema de gestión de calidad adecuado a sus productos y procesos, y apropiado al alcance de su certificación*

*B. analice y entienda las necesidades y expectativas de los clientes, así como los requisitos legales y reglamentarios aplicables a sus productos*

*C. asegure que las características de los productos hayan sido especificados para cumplir los requisitos, tanto del cliente, como los legales y reglamentarios*

*D. haya determinado y esté gestionando las necesidades de los procesos para conseguir los resultados esperados (conformidad del producto y mejorar la satisfacción de los clientes)*

*E. haya asegurado la disponibilidad de los recursos necesarios para apoyar las operaciones y el seguimiento de sus procesos*

*F. siga y controle las características definidas del producto*

*G. pretenda evitar las no conformidades, y tenga implantados procesos de mejora sistemática para*

*1. Corregir cualquier no conformidad que ocurra (incluyendo las no conformidades del producto que se detectan después de la entrega)*

*2. Analice la causa de la no conformidades y tome acciones correctivas para evitar su recurrencia*

*3. Trate las reclamaciones de los clientes*

*H. Tenga implantados procesos eficaces de auditoría interna y de revisión por la dirección*

*I. Esté realizado el seguimiento, medición y mejora continua de la eficacia de su sistema de gestión de calidad*

Cabe también destacar las normas **ISO-IEC-25000**, las cuales establecen un marco de trabajo común para evaluar la calidad del producto de software.



## Parte III

# Presupuesto



# Capítulo 9

## Costes

---

En el presente capítulo se pretende hacer una valoración de los costes monetarios de la elaboración de este estudio. Para ello, se desglosarán en costes de personal, costes de computación y costes del software utilizado. Posteriormente se sumarán todas las partes para obtener el total presupuestado del trabajo.

### 9.1 Costes de personal

En esta sección se realizará un recuento del tiempo dedicado a la elaboración del estudio por parte del estudiante y al invertido por parte del tutor a la revisión del mismo y a la realización de tutorías.

Asimismo, se establecerá un coste por hora acorde a la titulación y experiencia de cada una de las partes que han intervenido en la realización del documento, que será de 25 € por hora en el caso del estudiante y 45 € por cada hora invertida del doctor ingeniero aeronáutico como tutor del trabajo de fin de grado.

El tiempo dedicado por el estudiante es de unas 300 horas, de las cuales 75 se centraron en la investigación sobre los diversos temas que trata el documento, 175 se dedicaron a la realización del trabajo y en las 50 restantes se realizó el presente informe. El tiempo dedicado por el tutor se establece en 30 horas, de las cuales 10 se dedican a tutorías y las restantes a la revisión del documento, resolución de dudas y aportación de sugerencias.

El concepto de los costes junto a las horas dedicadas y el subtotal se recoge en la tabla 9.1.

Concepto	Horas	Precio por hora (€/h)	Subtotal (€)
Estudiante	300	25	7500
Tutor	30	45	1350
<b>TOTAL</b>			8850

Tabla 9.1: Coste del personal involucrado en la realización del estudio.

Se llega por tanto a unos costes asociados al personal de OCHO MIL OCHO-CIENTOS CINCUENTA EUROS (8850 €).

## 9.2 Costes de software

Para la realización del estudio, se han utilizado diversos softwares comerciales con distintos propósitos. Se requiere por tanto conocer el precio y el tipo de cada una de las licencias necesarias para su utilización.

Los precios mostrados en la tabla 9.2 corresponden a licencias de uso individual, sin embargo, la Universitat Politècnica de València (UPV) proporciona la mayoría de estas licencias a los alumnos de manera gratuita.

Se han empleado las opciones de licencia que mejor se han ajustado al tiempo de uso de cada uno de los softwares, empleando las licencias anuales únicamente cuando se ha requerido y una licencia mensual en Overleaf para la realización de la memoria del estudio.

Software	Licencia	Unidades	Precio por unidad €	Subtotal (€)
Matlab	Anual	1	35	35
StarCCM+	Por horas	100	24	2400
Microsoft 360	Anual	1	69	69
Fusion360	Anual	1	757	757
Overleaf	Mensual	1	20	20
ProPEP3	-	1	0	0
AnyDesk	-	1	0	0
Inkscape	-	1	0	0
<b>TOTAL</b>				3281

Tabla 9.2: Coste del software usado para la realización del estudio.

Los costes de software ascienden a TRES MIL DOSCIENTOS OCHENTA Y UN

EUROS (3281 €).

## 9.3 Costes de computación

En esta sección se tendrán en cuenta los costes asociados a la desgaste sufrido por las estaciones de trabajo utilizadas para la realización de las simulaciones expuestas en el documento, así como también de la realización de toda la investigación y de la memoria.

Para los costes de computación se tendrá en cuenta un desgaste de los componentes del hardware de las estaciones de trabajo de un 5 % de su valor de compra, el cual se establece en 1200 € para la estación principal y 1000 € para la secundaria. Además, se establecerá un consumo energético proporcional al uso del 100 % de la CPU del equipo de escritorio durante las 100 horas de simulaciones (0.3 kWh) y un consumo de 0.12 kWh para el resto del tiempo de utilización de ambas estaciones de trabajo. El subtotal presupuestado se puede consultar en la tabla 9.3, donde se ha tenido en cuenta el precio medio del kWh de 0.12 €.

Concepto	Consumo	Horas	Precio por hora €	Subtotal (€)
Estación principal	0.05	-	1200	60
Estación secundaria	0.05	-	1000	50
Simulaciones	0.3	100	0.12	3.6
Investigación y redacción	0.12	200	0.12	2.88
<b>TOTAL</b>				<b>116.48</b>

Tabla 9.3: Coste de computación del estudio.

Se obtiene que el coste de computación ha sido de CIENTO DIECISÉIS EUROS CON CUARENTA Y OCHO CÉNTIMOS (116.48 €).

## 9.4 Costes totales

Se procede por último a la suma de todos los costes desglosados en apartados anteriores para obtener el presupuesto total del documento. El resultado con los conceptos correspondientes se puede consultar en la tabla 9.4.

Concepto	Subtotal (€)
Costes de personal	8850
Costes de software	3281
Costes de computación	116.48
<b>TOTAL</b>	<b>12247.48</b>

Tabla 9.4: Coste de total del estudio.

Una vez obtenido el coste total del proyecto, es necesario añadir el beneficio empresarial y los gastos indirectos. Estos conceptos representar respectivamente el 6% y el 10% del total del proyecto. Adicionalmente, se deberá tener en cuenta el impuesto sobre el valor añadido (IVA). Con estos gastos adicionales, se puede elaborar la tabla 9.5.

Concepto	Subtotal (€)
Coste del estudio	12247.48
Beneficio industrial (6%)	734.85
Gastos indirectos (10%)	1224.75
<b>TOTAL</b>	<b>14207.08</b>
IVA	2983.49
<b>TOTAL (IVA incluido)</b>	<b>17190.57 €</b>

Tabla 9.5: Coste de total del estudio con impuestos y beneficios.

El total presupuestado para la realización del presente trabajo de fin de grado asciende a una cantidad de DIECISIETE MIL CIENTO NOVENTA EUROS CON CINCUENTA Y SIETE CÉNTIMOS (17190.57 €).

# Parte IV

## Anexos



## **A. Relación con los objetivos de desarrollo sostenible de la Agenda 2030**

Los objetivos de desarrollo sostenible abordan desafíos a los que se enfrentan todas las naciones relacionados con diversos ámbitos de carácter medioambiental y social. Estos fueron adoptados por todos los miembros de la Organización de las Naciones Unidas (ONU) en 2015 y están incluidos en la Agenda 2030. La relación del presente estudio y dichos objetivos se muestra en la tabla siguiente:

Objetivos de Desarrollo Sostenible	Alto	Medio	Bajo	No procede
1. Fin de la pobreza				X
2. Hambre cero				X
3. Salud y bienestar				X
4. Educación de calidad				X
5. Igualdad de género				X
6. Agua limpia y saneamiento				X
7. Energía asequible y no contaminante				X
8. Trabajo decente y crecimiento económico				X
9. Industria, innovación e infraestructura			X	
10. Reducción de las desigualdades				X
11. Ciudades y comunidades sostenibles				X
12. Producción y consumo responsable				X
13. Acción por el clima			X	
14. Vida submarina			X	
15. Vida de ecosistemas terrestres				X
16. Paz, justicia e instituciones sólidas				X
17. Alianzas para lograr objetivos				X

Se considera que este trabajo de fin de grado tiene una relación baja con los objetivos 9, 13 y 14 y que no procede en el resto.

En referencia a la innovación, la realización de una tobera adaptable como la que se ha estudiado, implicaría una aplicación novedosa de este tipo de motores en un ámbito donde todavía no están extendidos. Por ello se considera algo innovador en la industria.

Los objetivos referentes a la acción por el clima y vida submarina tienen relación con la mayor eficiencia de los propulsores así como con su posibilidad de reutilización. Estas características permitirían que un menor número de lanzamientos sea capaz de poner la misma carga de pago en órbita, por lo que se contaminaría menos. Además, la reutilización de los propulsores evitaría la contaminación de océanos al caer y permanecer en estos ecosistemas liberando el combustible que no se haya consumido completamente así como fluidos hidráulicos altamente contaminantes.

## **B. Código para la simulación de Matlab**

```

clear all
close all
syms Ma
tic

%% Datos
Pc=[6701909.659 6591508.75 6490291.06 6444273.825 6490098.9 6489957.308 ...
    6471449.278 6406924.012 6351602.193 6268730.715 6149126.359 5992738.555 ...
    5845544.085 5679952.835 5495954.69 5293529.424 5081910.825 4879495.673 ...
    4713853.854 4539018.702 4391712.981 4235264.496 4106365.669 4023473.964 ...
    4005016.502 4096737.448 4188468.508 4298586.234 4390327.407 4463661.687 ...
    4610441.496 4729722.215 4812219.487 4821261.115 4738298.614 4591013.121 ...
    4452920.961 4287269.028 4103220.315 3900784.936 3799405.427 3670476.26 ...
    3486366.865 3320664.364 3081394.969 2832982.809 2345624.892 1701980.308 ...
    1205469.512 699704.7011 368522.2002];
tc=[0.616061606 1.848184818 3.234323432 4.00440044 6.160616062 8.316831683 ...
    10.1650165 12.78327833 15.24752475 17.24972497 18.63586359 20.1760176 ...
    21.71617162 23.41034103 25.41254125 28.03080308 30.64906491 33.11331133 ...
    35.57755776 38.04180418 41.27612761 43.74037404 46.66666667 48.97689769 ...
    50.0550055 53.28932893 56.36963696 59.44994499 62.37623762 65.61056106 ...
    70.3850385 73.92739274 77.62376238 79.9339934 83.32233223 86.24862486 ...
    89.17491749 91.79317932 94.56545655 97.33773377 101.1881188 104.5764576 ...
    108.2728273 111.6611661 115.3575358 118.2838284 119.9779978 121.6721672 ...
    122.750275 124.7524752 128.4];
Pa=[101325 101300.9756 101228.9301 101096.9543 100905.2384 100654.0581 ...
    100331.8562 100308.0226 100272.2809 100236.5495 100188.9237 100153.2163 ...
    100117.5192 100081.8325 100046.1561 100034.2662 100022.3775 100010.4899 ...
    99962.95107 99583.29863 99512.24396 99004.21924 98427.86955 97784.18575 ...
    97074.27289 96299.34777 96184.11817 95449.28962 95323.45004 94537.15329 ...
    93553.2298 92499.47664 91389.03441 90212.84075 88973.21737 87683.28844 ...
    86345.20357 84950.76785 83512.96982 82034.17237 80516.79391 78963.3031 ...
    77385.87074 75767.57089 74130.13452 72466.50834 70779.31944 69080.02121 ...
    67362.10374 65645.12525 63905.83661 62171.6895 60428.40048 58694.01629 ...
    56954.93811 55221.06827 53501.53188 51783.74225 50083.72206 48389.54513 ...
    46722.81585 45065.46612 43431.83959 41823.02236 40234.36293 38667.38321 ...
    37128.87113 35609.38777 34125.7209 32663.68012 31234.24364 29833.56306 ...
    28462.69352 27122.6157 25814.23456 24530.75842 23284.83917 22068.12885 ...
    20896.3331 19764.92938 18680.0499 17635.24143 16633.12625 15670.64856 ...
    14747.57694 13865.75324 13020.22209 12214.689 11444.54588 10711.13092 ...
    10012.0779 9348.323328 8716.193732 8117.842801 7551.035786 7014.949495 ...
    6508.706642 6032.335107 5582.90022 5160.436062 4764.598083 4395.523318 ...
    4050.739284 3729.072927 3429.899645 3151.458256 2893.090971 2653.603795 ...
    2432.223543 2227.068065 2037.80569 1863.063122 1702.406903 1554.319325 ...
    1418.16629 1293.083934 1178.26108 1072.936999 976.3991627 887.9810085 ...
    807.3981214 733.9140562 667.1243106 606.4218331 551.1746396 500.9746482 ...
    455.4263678 414.0341511 376.4192833 342.2373062 311.2177126 283.1017294 ...
    257.574257 234.3930138 213.3955479 194.3669347 177.1375411 161.5696335 ...
    147.509523 134.8156605 123.3267638 112.9611689 103.5707092 100.0741214];
ta=[0 1 2 3 4 5 6 6.1 6.2 6.3 6.4 6.5 6.6 6.7 6.8 6.81 6.84 6.87 7 7.87 8 9 ...
    10 11 12 13 13.14 14 14.14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 ...
    30 31 32 33 34 35 36 37 38 39 40 41 42 43 44 45 46 47 48 49 50 51 52 53 ...
    54 55 56 57 58 59 60 61 62 63 64 65 66 67 68 69 70 71 72 73 74 75 76 77 ...
    78 79 80 81 82 83 84 85 86 87 88 89 90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100 ...
    101 102 103 104 105 106 107 108 109 110 111 112 113 114 115 116 117 118 ...
    119 120 121 122 123 124 125 126 127 128 128.4];
altura=[0 0 0 2 8 19 35 56 83 83 83 85 88 91 95 98 101 ...
    104 107 107 107 108 108 108 109 109 109 110 110 110 114 146 152 195 244 ...
    299 360 427 437 501 512 581 668 762 862 969 1083 1203 1329 1462 1601 ...
    1746 1897 2054 2216 2385 2559 2739 2925 3116 3313 3514 3722 3934 4152 ...
    4374 4602 4835 5072 5315 5562 5815 6071 6333 6599 6869 7144 7424 7708 ...

```

```

7998 8291 8590 8893 9201 9514 9832 10155 10485 10819 11160 11506 11859 ...
12217 12582 12953 13331 13716 14107 14506 14911 15324 15744 16172 16607 ...
17051 17502 17961 18428 18903 19385 19876 20375 20882 21396 21918 22448 ...
22985 23530 24082 24641 25206 25779 26358 26944 27535 28133 28737 29347 ...
29963 30585 31213 31847 32486 33131 33781 34436 35097 35763 36433 37108 ...
37788 38473 39162 39854 40550 41250 41952 42656 43361 44065 44767 45466 ...
46163 46855 47544 47818];
velocidadx=[0 0 0.05 0.075 0.25 0.5 0.85 1 1.5 2 2.5 3 3 3 3 3 3 3 3 3 3 ...
3 3 3 3 3 3 3 3 4 4 5 6 7 9 10 11 12 13 14 16 19 21 24 27 30 33 36 40 ...
43 47 51 55 59 63 67 72 76 81 86 90 95 100 106 111 116 122 128 133 139 ...
145 151 157 163 170 177 184 190 198 205 213 221 229 237 246 255 265 275 ...
285 295 306 317 329 341 353 365 378 392 405 419 434 449 464 479 495 511 ...
528 544 561 578 595 612 629 647 664 682 700 717 735 753 770 788 806 824 ...
842 860 878 897 915 934 952 971 990 1009 1028 1047 1066 1084 1103 1122 ...
1141 1159 1177 1195 1211 1226 1238 1248 1257 1265 1272 1278 1284 1286];
tmov=[0 0.13 0.2 1 2 3 4 5 6 6.01 6.02 6.1 6.2 6.3 6.4 6.5 6.6 6.7 6.8 6.801 ...
6.802 6.81 6.82 6.83 6.84 6.85 6.86 6.87 6.8701 6.875 7 7.87 8 9 10 11 ...
12 13 13.14 14 14.14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30 31 ...
32 33 34 35 36 37 38 39 40 41 42 43 44 45 46 47 48 49 50 51 52 53 54 55 ...
56 57 58 59 60 61 62 63 64 65 66 67 68 69 70 71 72 73 74 75 76 77 78 79 ...
80 81 82 83 84 85 86 87 88 89 90 91 92 93 94 95 96 97 98 99 100 101 102 ...
103 104 105 106 107 108 109 110 111 112 113 114 115 116 117 118 119 120 ...
121 122 123 124 125 126 127 128 128.4];

%% Inicialización de variables
%%Variables simples

Tc=3366;          %Temperatura cámara de combustión (K)
R=303.84;        %Cte gases (J/(kg*K))
gamma=1.1721;    %Ratio de calores específicos

De0=3.875;        %Diámetro de salida original (m)
Ae0=(De0/2)^2*pi; %Área de salida original (m^2)
Dt0=1.4646;       %Diámetro de garganta inicial (m)
At0=(Dt0/2)^2*pi; %Área de garganta original (m^2)
De_max=5;         %Diámetro de salida máximo (m)
Ae_max=(De_max/2)^2*pi; %Área de salida máxima (m^2)
Dt_min=Dt0*0.85; %Diámetro de garganta mínimo (m)
Dt_max=Dt0*1.05; %Diámetro de garganta máximo (m)
At_min=(Dt_min/2)^2*pi; %Área de garganta mínima (m^2)
At_max=(Dt_max/2)^2*pi; %Área de garganta máxima (m^2)

fuel_used0=0; %Combustible de la tobera original
fuel_used=0; %Combustible de la tobera adaptable
converged_fuel=0; %Convergencia del combustible
converged_h=0; %Convergencia de la altitud

%%Variables tipo vector

res=2000; %Resolución
tf0=128.4; %Tiempo final tobera original
tadap=tf0; %Tiempo final tobera adaptable
diftf=tf0-tadap; %Diferencia temporal entre toberas
deltat=tf0/res; %Delta t
tiempo=linspace(0,tf0,res); %Inicialización del vector tiempo hasta los 128.4 segundos
tiempo2=tiempo; %Inicialización del vector tiempo hasta los 128.4 segundos
Pc1s = interp1(tc,Pc,tiempo,'spline'); %Presión de combustión hasta los 128.4 segundos

```

```

Pals = interp1(ta,Pa,tiempo,'spline'); %Presión atmosférica hasta los 128 segundos

Me0(length(tiempo))=0; %Mach de salida (-)
Pe0(length(tiempo))=0; %Presión de salida (Pa)
Te0(length(tiempo))=0; %Temperatura de salida (K)
Ve0(length(tiempo))=0; %Velocidad de salida (m/s)
mdot0(length(tiempo))=0; %Flujo másico (kg/s)
T0(length(tiempo))=0; %Empuje (N)
Isp0(length(tiempo))=0; %Isp (s)
Pals0=Pals;

h0=interp1(tmov,altura,tiempo,'pchip'); %Altitud tobera original
hadap=h0; %Altitud tobera adaptable
hfadap=h0(end); %Altitud final tobera adaptable

vz0=transpose(smooth(diff(h0)/deltat,0.1,'moving')); %Velocidad vertical tobera original
vz0=interp1(tiempo(1:end-1),vz0,tiempo,'pchip'); %Velocidad vertical tobera original
vx0=transpose(smooth(interp1(tmov,velocidadx,tiempo,'pchip'),0.1,'moving')); %Velocidad horizontal tobera original
v0=sqrt(vx0.^2+vz0.^2); %Velocidad tobera original
vadap=v0; %Velocidad tobera adaptable

az0=diff(vz0)/deltat; %Aceleración vertical tobera original
az0=transpose(smooth(interp1(tiempo(1:end-1),az0,tiempo,'pchip'),0.05,'moving')); %Aceleración vertical tobera original
ax0=transpose(smooth(diff(vx0)/deltat,0.1,'moving')); %Aceleración horizontal tobera original
ax0=interp1(tiempo(1:end-1),ax0,tiempo,'pchip'); %Aceleración horizontal tobera original
a0=transpose(smooth(sqrt(ax0.^2+max(az0,0).^2),0.1,'moving'))+0.002; %Aceleración tobera original
theta0=atan((vz0+0.00000001)./vx0); %Theta tobera original

%% Cálculos de la tobera original

Me0=ones(1,length(tiempo2)).*double(vpasolve(Ae0==At0*((gamma+1)/2)^(-(gamma+1)/(2*(gamma-1)))*(1+Ma^2*((gamma-1)/2))^((gamma+1)/(2*(gamma-1)))/Ma, Ma,[2,4])); %Cálculo del mach de salida
Pe0=Pcls.*(1+(gamma-1)/2.*Me0.^2).^(-gamma/(gamma-1)); %Cálculo de la presión de salida
Te0=Tc.*(1+(gamma-1)/2.*Me0.^2).^(-1); %Cálculo de la temperatura de salida
Ve0=Me0.*sqrt(gamma*R.*Te0); %Cálculo de la velocidad de salida
mdot0=(At0*Pcls)./(sqrt(Tc))*sqrt(gamma/R)*((gamma+1)/2)^(-(gamma+1)/(2*(gamma-1))); %Cálculo del flujo másico de combustible
T0=mdot0.*Ve0+(Pe0-Pals0).*Ae0; %Cálculo del empuje
Isp0=(Ve0+((Pe0-Pals0).*Ae0)./mdot0)./9.81; %Cálculo del Isp

fuel_used0=trapz(tiempo,mdot0); %cálculo del combustible usado como sumatorio de mdot*deltat
T0avg=sum(T0)/length(tiempo); %Empuje medio
mdot0avg=sum(mdot0)/length(tiempo); %Flujo másico medio
Ve0avg=sum(Ve0)/length(tiempo); %Velocidad de salida media
meq=T0./a0; %Masa equivalente

%% Cálculos de la tobera adaptable
%Cálculo del mach de salida máximo para el área máxima de salida y mínima
%de la garganta de la tobera.

```

```

Me_max=double(vpasolve(Ae_max==At_min*((gamma+1)/2)^(-(gamma+1)/(2*(gamma-1)))*((1+Ma^2*((gamma-1)/2))^((gamma+1)/(2*(gamma-1))))/Ma, Ma, [3, 6]);

while converged_fuel==0 || converged_h==0

    %Iniciación de variables con la longitud correcta para el cálculo
    %iterativo del tiempo de funcionamiento del propulsor.

    Me(length(tiempo2))=0; %Mach de salida (-)
    Ae=ones(1,length(tiempo2)); %Área de salida (m^2)
    De=ones(1,length(tiempo2)); %Diámetro de salida (m)
    Dt=ones(1,length(tiempo2)); %Diámetro de garganta (m)
    At=ones(1,length(tiempo2)); %Área de garganta (m^2)
    Te(length(tiempo2))=0; %Temperatura de salida (K)
    Ve(length(tiempo2))=0; %Velocidad de salida (m/s)
    mdot(length(tiempo2))=0; %Flujo másico (kg/s)
    T(length(tiempo2))=0; %Empuje (N)
    Isp(length(tiempo2))=0;
    Pe=Pals; %Presión de salida (adaptada)

    fuel_used=0;
    if length(mdot)>length(tiempo2) %Ajuste de longitud de vectores
        Ae(length(tiempo2)+1:end)=[];
        De(length(tiempo2)+1:end)=[];
        Dt(length(tiempo2)+1:end)=[];
        At(length(tiempo2)+1:end)=[];
        Te(length(tiempo2)+1:end)=[];
        Ve(length(tiempo2)+1:end)=[];
        mdot(length(tiempo2)+1:end)=[];
        T(length(tiempo2)+1:end)=[];
        hadap(length(tiempo2)+1:end)=[];

    end

    for i=1:length(tiempo2)
        Me(i)=(sqrt(2)*sqrt(-Pe(i)+(Pe(i)/Pc1s(i))^(1/gamma)*Pc1s(i)))/(sqrt(-Pe(i)+Pe(i)*gamma)); %Cálculo de mach de salida suponiendo tobera adaptada. Si es menor que el
        %máximo se recalculan las áreas, si es mayor se dejan en sus valores más adaptados.
        if Me(i)<Me_max
            Ae(i:end)=At_max*((gamma+1)/2)^(-(gamma+1)/(2*(gamma-1)))*((1+(gamma-1)
            /2*Me(i)^2)^((gamma+1)/(2*(gamma-1))))/Me(i); %Área de salida

            if Ae(i)<Ae_max
                At(i:end)=At_max;
            else
                Ae(i:end)=Ae_max;
                At(i:end)=max(Ae_max/((gamma+1)/2)^(-(gamma+1)/(2*(gamma-1)))*((1+
                (gamma-1)/2*Me(i)^2)^((gamma+1)/(2*(gamma-1))))/Me(i), At_min);
            end

        else
            Me(i:end)=Me_max;
            At(i:end)=At_min;
            Ae(i:end)=Ae_max;
        end

        Dt(i:end)=2*sqrt(At(i)/pi);
        De(i:end)=2*sqrt(Ae(i)/pi);
    end
end

```

```

    Pe(i)=Pc1s(i)*(1+(gamma-1)/2*Me(i)^2)^(-gamma/(gamma-1)); %Cálculo de la
presión de salida
    Te(i)=Tc*(1+(gamma-1)/2*Me(i)^2)^-1; %Cálculo de la temperatura de salida
    Ve(i)=Me(i)*sqrt(gamma*R*Te(i)); %Cálculo de la velocidad de salida
    mdot(i)=(At(i)*Pc1s(i))/(sqrt(Tc))*sqrt(gamma/R)*((gamma+1)/2)^(-(gamma+1)/(2*
(gamma-1))); %Cálculo del flujo másico
    T(i)=mdot(i)*Ve(i)+(Pe(i)-Pals(i))*Ae(i); %Cálculo del empuje
    Isp(i)=(Ve(i)+((Pe(i)-Pals(i))*Ae(i))/mdot(i))/9.81; %Cálculo del Isp
    mdotavg=sum(mdot)/length(tiempo2); %Flujo másico medio
end

fuel_used=trapz(tiempo2,mdot); %cálculo del combustible usado
dif_fuel=abs(fuel_used/fuel_used0-1); %Diferencia de combustibles
if dif_fuel>0.001 %Bucle de convergencia del combustible
    textra=(fuel_used0-fuel_used)/mdotavg;
    tadap=tadap+textra;
    diftf=tadap-tf0;
    tiempo3=tiempo2;
    tiempo2=linspace(0,tadap,round(tadap/deltat));
    tc=tc+sign(textra)*linspace(0,abs(textra),length(tc));
    ta=ta+sign(textra)*linspace(0,abs(textra),length(ta));
    Pc1s = interp1(tc,Pc,tiempo2,'spline');
    hadap=interp1(tiempo3,hadap,tiempo2,'pchip');
    Pals=zeros(1,length(tiempo2)); %Presión atmosférica adaptada
    for i=1:length(tiempo2)
        if hadap(i)<11000
            Pals(i)=101325*(1-22.558*10^-6*hadap(i))^5.2559;
        elseif hadap(i)<20000 && hadap(i)>11000
            Pals(i)=22632*exp(-157.69*10^-6*(hadap(i)-11000));
        elseif hadap(i)<32000 && hadap(i)>20000
            Pals(i)=5474*(1-(-0.001/216.65)*(hadap(i)-20000))^-34.1626;
        elseif hadap(i)<47000 && hadap(i)>32000
            Pals(i)=868.02*(1-(-0.0028/228.65)*(hadap(i)-32000))^-12.2009;
        elseif hadap(i)<51000 && hadap(i)>47000
            Pals(i)=110.91*exp(-1.2627*10^-4*(hadap(i)-47000));
        elseif hadap(i)<71000 && hadap(i)>51000
            Pals(i)=66.94*(1-(0.0028/270.65)*(hadap(i)-51000))^12.2009;
        else
            Pals(i)=3.96*(1-(0.002/214.65)*(hadap(i)-71000))^17.0813;
        end
    end
    T=interp1(tiempo3,T,tiempo2,'pchip');
    converged_fuel=0;
else
    converged_fuel=1;
end
%Cálculo de la trayectoria de la tobera adaptable
thetaadap=interp1(tiempo,theta0,tiempo2,'linear','extrap');
trans=round((length(tiempo2)-length(tiempo))/1.75);
meqadap=[meq(1:end-trans-1),meq(end-trans)*ones(1,length(tiempo2)-length(tiempo)),
meq(end-trans:end)];
aceladap=T./meqadap;
azadap=aceladap.*sin(thetaadap);
axadap=aceladap.*cos(thetaadap);
vzadap=cumtrapz(tiempo2,azadap);
vxadap=cumtrapz(tiempo2,axadap);
vadap=sqrt(vxadap.^2+vzadap.^2);
hadap=cumtrapz(tiempo2,cumtrapz(tiempo2,azadap));

hfadap1=hadap(end);

```

```

dif_h=abs(hfadap1/hfadap-1);
hfadap=hfadap1;

if dif_h > 0.00001 %Bucle de convergencia de la trayectoria
    Pals=zeros(1,length(tiempo2)); %Presión atmosférica adaptada
    for i=1:length(tiempo2)
        if hadap(i)<11000
            Pals(i)=101325*(1-22.558*10^-6*hadap(i))^5.2559;
        elseif hadap(i)<20000 && hadap(i)>11000
            Pals(i)=22632*exp(-157.69*10^-6*(hadap(i)-11000));
        elseif hadap(i)<32000 && hadap(i)>20000
            Pals(i)=5474*(1-(-0.001/216.65)*(hadap(i)-20000))^-34.1626;
        elseif hadap(i)<47000 && hadap(i)>32000
            Pals(i)=868.02*(1-(-0.0028/228.65)*(hadap(i)-32000))^-12.2009;
        else
            Pals(i)=110.91*exp(-1.2627*10^-4*(hadap(i)-47000));
        end
    end
    converged_h=0;
else
    converged_h=1;
end
end

Tavg=sum(T)/length(tiempo2); %Empuje medio
Veavg=sum(Ve)/length(tiempo2); %Velocidad de salida media

%% Cálculos comparativos

%Comparativa entre el empuje original y el de la tobera adaptada

difT=(Tavg/T0avg-1)*100;

fprintf('Empuje medio con tobera original: %8.2f MN (máx %8.2f MN)\n' , T0avg/10^6,
max(T0)/10^6)
fprintf('Empuje medio con tobera adaptable: %8.2f MN (máx %8.2f MN)\n' , Tavg/10^6,
max(T)/10^6)
fprintf('Diferencia: %4.2f%% \n' , difT)

%Comparativa entre el gasto original y el de la tobera adaptada

difmdot=(mdotavg/mdot0avg-1)*100;

fprintf('Flujo másico medio con tobera original: %8.2f kg/s \n' , mdot0avg)
fprintf('Flujo másico con tobera adaptable: %8.2f kg/s \n' , mdotavg)
fprintf('Diferencia: %4.2f%% \n' , difmdot)

%Comparativa entre el impulso específico original y el de la tobera adaptada

Isp0avg=trapz(tiempo,T0)/(fuel_used0*9.81);
Ispavg=trapz(tiempo2,T)/(fuel_used*9.81);
difIsp=(Ispavg/Isp0avg-1)*100;

fprintf('Impulso específico medio con tobera original: %8.2f s \n' , Isp0avg)
fprintf('Impulso específico medio con tobera adaptable: %8.2f s \n' , Ispavg)
fprintf('Diferencia: %4.2f%% \n' , difIsp)

```

```
%Comparativa entre el tiempo de funcionamiento original y el de la tobera adaptada
```

```
fprintf('Tiempo de funcionamiento con tobera original: %8.2f s \n' , tf0)
fprintf('Tiempo de funcionamiento con tobera adaptable: %8.2f s \n' , tadap)
fprintf('Diferencia: %4.2f s \n' , diftf)
```

```
%% Gráficas
```

```
%Medidas de la tobera
```

```
figure(1)
subplot(2,1,1)
plot(tiempo2,De(1:length(tiempo2)), 'o');
title('Diámetro de salida')
xlabel('Tiempo (s)')
ylabel('Diámetro (m)')
```

```
subplot(2,1,2)
plot(tiempo2,Dt(1:length(tiempo2)), 'o');
title('Diámetro de garganta')
xlabel('Tiempo (s)')
ylabel('Diámetro (m)')
```

```
%Empuje y gasto másico
```

```
figure(2)
subplot(2,1,1)
plot(tiempo2(1:length(tiempo2)), Pe, 'o');
hold on
plot(tiempo, Pe0, ':. ');
plot(tiempo2(1:length(tiempo2)), Pals, ':. ');
legend('Presión de salida tobera adaptable', 'Presión de salida tobera original', 'Presión atmosférica')
title('Presión')
xlabel('Tiempo (s)')
ylabel('Presión (Pa)')
```

```
subplot(2,1,2)
plot(tiempo2,mdot(1:length(tiempo2)), 'o', tiempo,mdot0, ':. ');
title('Flujo másico')
xlabel('Tiempo (s)')
ylabel('Flujo másico (kg/s)')
legend('Flujo másico tobera adaptable', 'Flujo másico tobera original')
```

```
%Empuje
```

```
figure(3)
plot(tiempo2,T(1:length(tiempo2))/(10^6), 'o', tiempo,T0/(10^6), ':. ');
title('Empuje')
xlabel('Tiempo (s)')
ylabel('Empuje (MN)')
legend('Empuje tobera adaptable', 'Empuje tobera original')
```

```
%Trayectoria
```

```
figure(4)
subplot(3,1,1)
plot(tiempo2,hadap, 'o');
hold on
plot(tiempo,h0, ':. ');
legend('Altitud con tobera adaptable', 'Altitud con tobera original')
title('Altitud')
xlabel('Tiempo (s)')
ylabel('Altitud (m)')
```

```
subplot(3,1,2)
plot(tiempo2,vadap,'o');
hold on
plot(tiempo,v0,':');
legend('Velocidad con tobera adaptable','Velocidad con tobera original')
title('Velocidad')
xlabel('Tiempo (s)')
ylabel('Velocidad (m/s)')

subplot(3,1,3)
plot(tiempo2,aceladap,'o');
hold on
plot(tiempo,a0,':');
legend('Aceleración con tobera adaptable','Aceleración con tobera original')
title('Aceleración')
xlabel('Tiempo (s)')
ylabel('Aceleración (m/s^2)')

figure(5)
plot(tiempo2,Isp,'o');
hold on
plot(tiempo,Isp0,':');
legend('Isp con tobera adaptable','Isp con tobera original')
title('Impulso especifico')
xlabel('Tiempo (s)')
ylabel('Isp (s)')
toc
```