



# GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS INDUSTRIALES

## TRABAJO FIN DE GRADO OPTIMIZACIÓN PARAMÉTRICA CON CFD DE COHETES *AEROSPIKE*

Autor: Javier Jimeno Presas

Director: Bryan Schmidt

Co-Director: Brian C. Heberling

Madrid

Junio de 2022



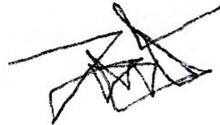
Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título

*Optimización Paramétrica con CFD de Cohetes *Aerospike**

en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el curso académico 2021/2022 es de mi autoría, original e inédito y no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos.

El Proyecto no es plagio de otro, ni total ni parcialmente y la información que ha sido tomada de otros documentos está debidamente referenciada.

Fdo.: Javier Jimeno Presas



06/06/2022

Autorizada la entrega del proyecto

EL DIRECTOR DEL PROYECTO

Fdo.: Bryan Schmidt



06/06/2022





**COMILLAS**  
UNIVERSIDAD PONTIFICIA

ICAI

# GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS INDUSTRIALES

## TRABAJO FIN DE GRADO OPTIMIZACIÓN PARAMÉTRICA CON CFD DE COHETES *AEROSPIKE*

Autor: Javier Jimeno Presas

Director: Bryan Schmidt

Co-Director: Brian C. Heberling

Madrid

Junio de 2022



# OPTIMIZACIÓN PARAMÉTRICA CON CFD DE COHETES *AEROSPIKE*

**Autor: Jimeno Presas, Javier.**

Director: Schmidt, Bryan.

Entidad Colaboradora: ICAI – Universidad Pontificia Comillas

## RESUMEN DEL PROYECTO

Los *Aerospikes* son toberas experimentales que expulsan gases de propulsión alrededor de una superficie cónica. Los parámetros geométricos de esta tobera se han optimizado con tecnología de Diseño de Experimentos a partir de simulaciones CFD, con el objetivo de maximizar la fuerza de propulsión del vehículo.

**Palabras clave:** CFD, Optimización, Cohete, Aerospike, Propulsión

### 1. Introducción

Los cohetes modernos utilizan una tobera de tipo *de Laval*, que se sirven de un conducto de sección convergente seguida de una sección divergente para acelerar los gases de propulsión. Con este diseño de tobera, la cantidad de combustible necesaria para poner un cohete en órbita constituye aproximadamente el 99% de su masa [1]. Por esta razón, la eficiencia con la que se consume combustible en los motores de cohetes es un parámetro sumamente importante.

Los *Aerospikes* son toberas experimentales que incrementan significativamente la eficiencia de los cohetes a bajas altitudes, es decir, en los primeros momentos del despegue. En estas toberas, los gases propelentes son expulsados alrededor de una superficie cónica, a donde quedan adheridos debido a la presión atmosférica, permitiendo equiparar la eficiencia que demuestran los cohetes convencionales a mayores altitudes [2]. Sin embargo, el ruido generado por estos aparatos es inaceptable.

Con el objetivo de subsanar este problema, el NASA Glenn Research Center actualmente se encuentra investigando ciertos diseños de *Aerospike* con los que se pretende reducir el número de decibelios emitidos sin comprometer la fuerza de propulsión [3].

### 2. Definición del proyecto

El co-director del proyecto, el ingeniero Brian C. Heberling, actual investigador del NASA Glenn Research Center, se ofreció a suministrar dichos diseños (Figura 1).

En este estudio, los diferentes modelos de tobera se utilizarán para encontrar una configuración *Aerospike* con la máxima fuerza de propulsión posible dentro de las restricciones geométricas comunes entre los diseños suministrados. Por tanto, sólo se considerarán variaciones en el ángulo medio y la distancia truncada del cono.

Cada combinación de valores de las dos variables generará un diseño de tobera que se simulará utilizando CFD, y con el que se calculará la fuerza de propulsión resultante. De esta manera se determinará la combinación óptima de los parámetros de interés.

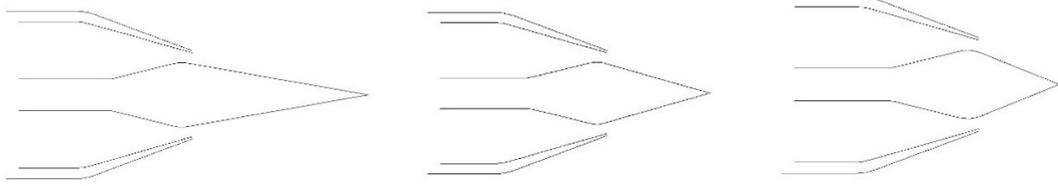


Figura 1. Diferentes Diseños de Aerospike [4]

### 3. Modelo y simulación

La herramienta principal utilizada en este proyecto es Solid Edge, un programa de modelado mecánico asistido por ordenador [5] que incluye un software de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) llamado FloEFD. Este programa se encuentra en el repositorio software de ICAI.

Primero se modeló con Solid Edge una tobera *Aerospike* en 3D y se sincronizó a una tabla de variables que permitiera controlar remotamente los parámetros de interés: ángulo medio y distancia truncada del cono. Esto resultó en una tobera generalizada (Figura 2).

Después, se hizo uso de la tecnología de Diseño de Experimentos integrada en FloEFD, capaz de variar automáticamente los parámetros de interés en el modelo de tobera generalizada, y además simular con CFD cada uno de los conos resultantes. Estas simulaciones se llevaron a cabo con Refinamiento Automático del Mallado (AMR) en función de los gradientes presentes en el flujo [6]. Por último, se realizó un estudio de convergencia de malla para verificar que los resultados obtenidos no dependieran del número de celdas.

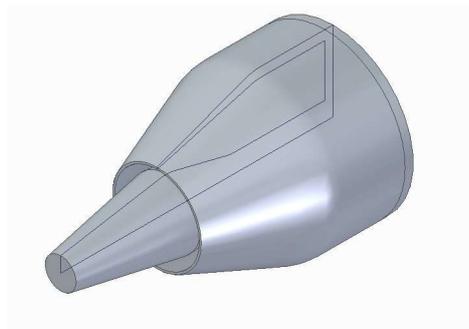


Figura 2. Tobera generalizada

### 4. Resultados

El resultado de las simulaciones de las diferentes iteraciones de *Aerospike* generadas en la fase de Diseño de Experimentos se tradujo en la Superficie de Respuesta representada en la Figura 3. Este gráfico 3D se realizó a partir de los valores de Fuerza de Propulsión correspondientes a cada iteración. De esta manera, puede observarse con claridad la independencia de la Fuerza de Propulsión con respecto a la distancia truncada o

“Percentage\_Truncated” y, además, la presencia de un valor óptimo de ángulo medio del cono o “Angle”. Este valor resultó ser exactamente 0.4386 radianes o 25.13 °.

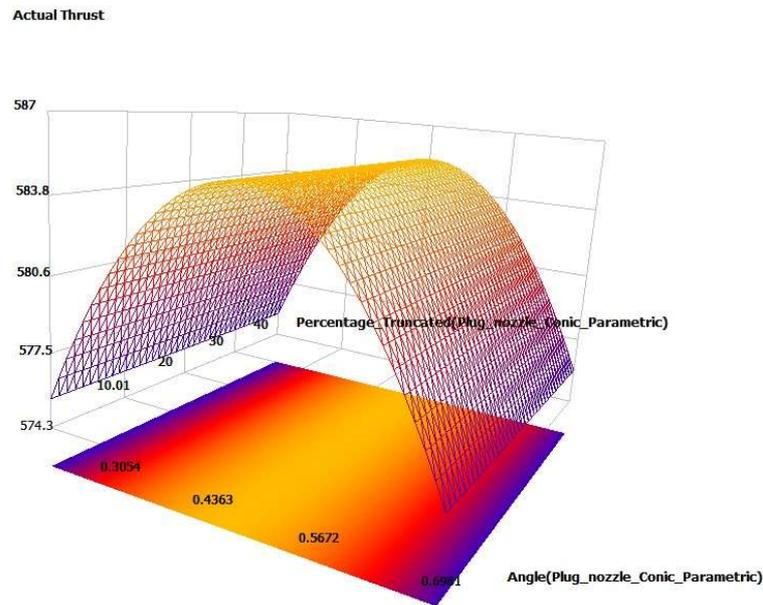


Figura 3. Superficie de Respuesta

## 5. Conclusiones

Este estudio ha demostrado que la Fuerza de Propulsión de una tobera *Aerospike* cónica en régimen de crucero puede maximizarse si se utiliza un ángulo medio del cono de exactamente 25.13 °.

## 6. Referencias

- [1] James, R. (2018). *Introduction to Rocket Propulsion*, Noah Books.  
<https://www.coursehero.com/study-guides/physics/8-7-introduction-to-rocket-propulsion/>
- [2] Dodd, T. (2020, December 27). *Are Aerospike Engines Better Than Traditional Rocket Engines?* Everyday Astronaut. <https://everydayastronaut.com/aerospikes/>
- [3] Heberling, B. C., Zaman, B. M. Q. (2021, July 28). *A Study of Flow and Noise from Supersonic Plug Nozzles*. Aerospace Research Central.  
<https://arc.aiaa.org/action/cookieAbsent>
- [4] Heberling, B.C. (2021). *Parametric Studies*. [Correo electrónico].
- [5] Siemens PLM Software (2019). *Solid Edge 2020 (University Edition)* (220.00.00.00.104x64). [Computer software].
- [6] Tordini, D. (2021, December 8). *Solution-Adaptive Meshing in SOLIDWORKS Flow Simulation*. Hawk Ridge Systems. <https://hawkridgesys.com/blog/solution-adaptive-meshing-in-solidworks-flow-simulation>



# CFD PERFORMANCE ANALYSIS AND GEOMETRIC OPTIMIZATION OF PLUG NOZZLES

**Author: Jimeno Presas, Javier.**

Supervisor: Norverto Moriñigo, Juan.

Collaborating Entity: ICAI – Universidad Pontificia Comillas

## ABSTRACT

Plug Nozzles, or Aerospikes, are experimental rocket nozzles that expel propellant around a conic surface. The geometric parameters of this nozzle have been optimized using Design of Experiments and CFD simulations, with the objective of maximizing thrust.

**Keywords:** CFD, Optimization, Rocket, Aerospike, Propulsion

## 1. Introduction

Modern rockets use “de Laval” nozzles to expel propellant gasses in order to achieve thrust. These gasses accelerate while traveling through convergent and divergent passages before exiting the vehicle. With this nozzle design, the mass of the propellant required to launch a rocket into orbit must be approximately 99% of the total mass of the rocket 6.[1]. For this reason, the efficiency with which a rocket burns its fuel is an extremely important parameter.

Aerospikes are experimental nozzles that significantly increase the efficiency of rockets at low altitudes, that is, at the time of take-off. These nozzles expel propellant gasses that, due to atmospheric pressure, adhere to a conic surface while exiting the vehicle, allowing the rocket to achieve an efficiency similar to that of conventional rockets at higher altitudes 6.[2]. However, the noise emitted by these devices is not acceptable.

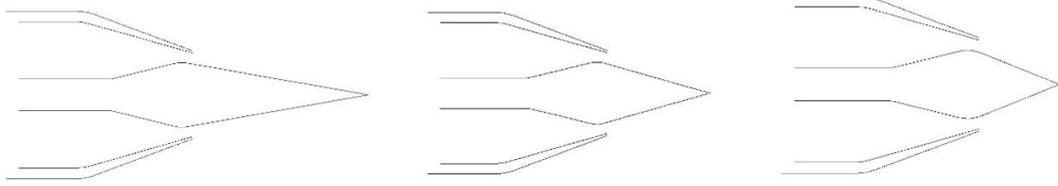
This problem has been addressed by NASA Glenn Research Center, which is currently investigating certain Aerospike layouts with the objective of reducing the number of decibels emitted without compromising thrust.

## 2. Project layout

The co-director of the project, engineer Brian C. Heberling, current investigator at NASA Glenn Research Center, offered to provide said designs (Figure 1).

In these studies, several nozzle designs will be used to find an Aerospike configuration with maximum possible thrust within the common geometric restrictions between the provided designs. For this reason, only two parameters will undergo variations: the truncated distance of the cone and its half-angle.

Each combination of values made with both variables will generate nozzle designs that will be simulated with CFD, resulting in specific values of thrust for each iteration. This procedure will allow to detect an optimum combination of said variables.



*Figure 1. Several Aerospike Designs*

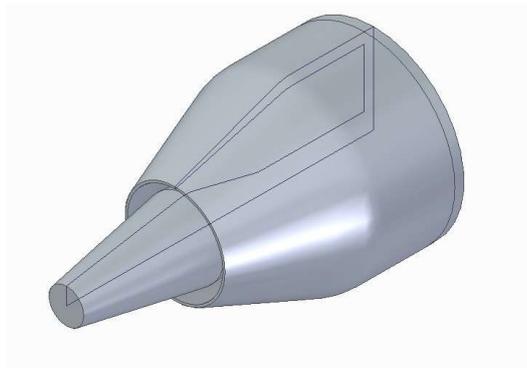
### **3. Model and simulation**

Solid Edge was the main tool used for this project. It is a CAD program 6.[5] that includes a CFD software called FloEFD, which can be found in the software repository of ICAI.

First, a 3D Aerospike nozzle was modelled in Solid Edge, which then was synchronized to a variable table that allowed to control remotely the parameters of interest: The half-angle and truncated distance of the cone. This resulted in a generalized nozzle (Figure 2).

The Design of Experiments analysis was conducted using FloEFD. This software is able to variate automatically the parameters of interest in the generalized nozzle model, and also to simulate each of the resulting aerospike iterations using CFD.

The simulations were carried out using Adaptive Mesh Refinement technology (AMR), which refines the grid in specific regions depending on the magnitude of the flow gradients 6.[6]. Lastly, a mesh convergence analysis was conducted in order to verify the simulations, that is, to guarantee that the results did not depend on the number of cells in the mesh.



*Figura 2. Generalized Nozzle*

### **4. Results**

The simulation results of the several aerospike iterations generated in the Design of Experiments phase were used to generate the Response Surface represented in Figure 3.

This 3D graph was made from the thrust values that correspond to each nozzle iteration, generating a surface that clearly indicates that the truncated distance, or “Percentage\_Truncated” has little effect on the Actual Thrust, while the half-angle of the cone or “Angle” does create an optimum value of thrust at exactly 0.4386 rad or 25.13 °.

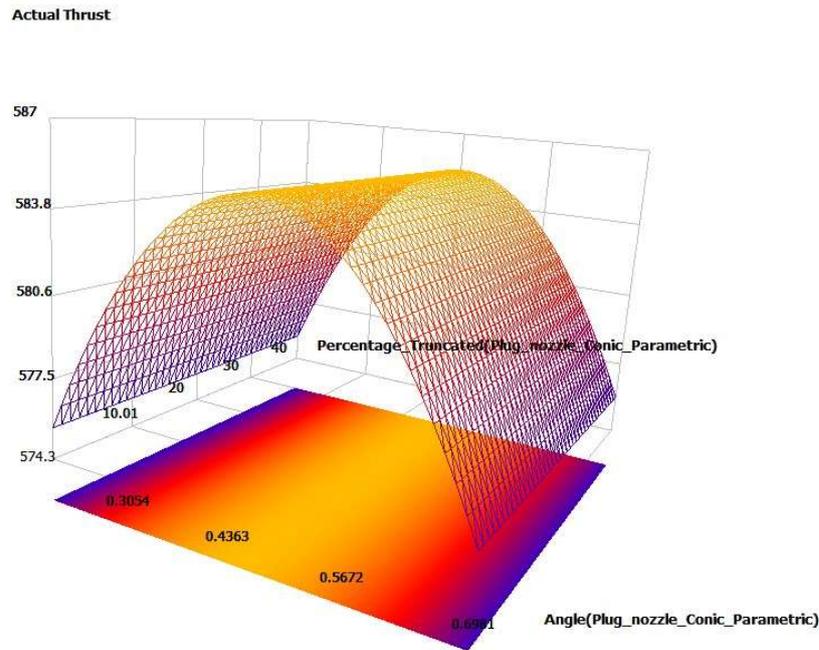


Figura 3. Superficie de Respuesta

## 5. Conclusion

This study has demonstrated that the Actual Thrust in a conic Aerospike nozzle can be maximized when using a 25.13 ° half-angle cone.

## 6. References

- [1] James, R. (2018). *Introduction to Rocket Propulsion*, Noah Books.  
<https://www.coursehero.com/study-guides/physics/8-7-introduction-to-rocket-propulsion/>
- [2] Dodd, T. (2020, December 27). *Are Aerospike Engines Better Than Traditional Rocket Engines?* Everyday Astronaut. <https://everydayastronaut.com/aerospikes/>
- [3] Heberling, B. C., Zaman, B. M. Q. (2021, July 28). *A Study of Flow and Noise from Supersonic Plug Nozzles*. Aerospace Research Central.  
<https://arc.aiaa.org/action/cookieAbsent>
- [4] Heberling, B.C. (2021). *Parametric Studies*. [Correo electrónico].
- [5] Siemens PLM Software (2019). Solid Edge 2020 (University Edition) (220.00.00.00.104x64). [Computer software].
- [6] Tordini, D. (2021, December 8). *Solution-Adaptive Meshing in SOLIDWORKS Flow Simulation*. Hawk Ridge Systems. <https://hawkridgesys.com/blog/solution-adaptive-meshing-in-solidworks-flow-simulation>

## *Índice de la memoria*

<b>Capítulo 1. Introducción .....</b>	<b>5</b>
1.1 Motivación del proyecto.....	6
<b>Capítulo 2. Descripción de las Tecnologías.....</b>	<b>8</b>
2.1 Solid Edge y FloEFD .....	8
2.2 Refinamiento de Mallado Adaptativo .....	8
2.3 Diseño de Experimentos.....	8
<b>Capítulo 3. Estado de la Cuestión.....</b>	<b>10</b>
<b>Capítulo 4. Definición del Trabajo .....</b>	<b>11</b>
4.1 Justificación.....	11
4.2 Objetivos .....	11
4.3 Metodología.....	12
4.4 Estimación Económica .....	13
<b>Capítulo 5. Modelo y Simulación.....</b>	<b>15</b>
5.1 Tobera Generalizada.....	15
5.2 Simulaciones CFD.....	16
5.2.1 Condiciones Iniciales y de Contorno.....	16
5.2.2 Dominio Computacional .....	17
5.2.3 Variables-Objetivo .....	18
5.2.4 Mallado .....	19
5.2.5 Post-Procesamiento.....	21
5.2.6 Estudio de Verificación .....	23
<b>Capítulo 6. Diseño de Experimentos.....</b>	<b>25</b>
6.1 Variables de Entrada .....	25
6.2 Experimentos.....	25
6.3 Superficie de Respuesta.....	27
6.4 Optimización .....	29
<b>Capítulo 7. Análisis de Resultados.....</b>	<b>30</b>

<i>Capítulo 8. Conclusiones y Trabajos Futuros.....</i>	<i>31</i>
<i>Capítulo 9. Bibliografía.....</i>	<i>32</i>
<i>ANEXO .....</i>	<i>34</i>
Objetivos de Desarrollo Sostenible.....	34

## *Índice de figuras*

Figura 1. Separación de Flujo en Tobera Convencional [1].....	6
Figura 2. Aerospike Operando a Baja Altitud [1] .....	7
Figura 3. Modelos de Aerospike con diferentes ángulos medios [11] .....	12
Figura 4. Modelo de aerospike con cono truncado [11].....	12
Figura 5. Variaciones en el ángulo medio y distancia truncada .....	13
Figura 6. Modelo 3D de tobera generalizada .....	15
Figura 7. Tabla de variables .....	16
Figura 8. Condición de Contorno .....	17
Figura 9. Planta (Izquierda) y Perfil (Derecha) del dominio computacional .....	17
Figura 10. Superficies causantes de Drag.....	19
Figura 11. Diamantes de choque en tobera aerospike [13].....	19
Figura 12. Separación de flujo en tobera aerospike [14].....	20
Figura 13. Calculation Controls. Refinement.....	21
Figura 14. Calculation Controls. Finishing .....	21
Figura 15. Mallado Final .....	22
Figura 16. Refinamiento de Nivel 5 .....	22
Figura 17. Shock Diamonds en gráfico de contornos del número de Mach.....	22
Figura 18. Leve separación de flujo .....	23
Figura 19. Convergencia de Malla .....	24
Figura 20. Rango de Variables de Entrada.....	25
Figura 21. Superficie de Respuesta. Perspectiva 1 .....	28
Figura 22. Superficie de Respuesta. Perspectiva 2.....	28
Figura 23. Gráfico de Contornos del Número de Mach de Aerospike Optimizado .....	29

## *Índice de tablas*

Tabla 1. Estimación Económica .....	14
Tabla 2. Tabla de Estudio de Convergencia .....	24
Tabla 3. Número de Experimentos en Función del Número de Variables de Entrada [16] .....	26
Tabla 4. Experimentos .....	27
Tabla 5. Combinación Óptima .....	29

## Capítulo 1. INTRODUCCIÓN

Uno de los elementos más críticos en los sistemas de propulsión de cohetes es la tobera. Este componente se utiliza para expandir, acelerar y expulsar a gran velocidad los gases presurizados contenidos en la cámara de combustión del cohete. Gracias a la Tercera Ley de Newton, esta expulsión de flujo másico produce una fuerza de empuje en el vehículo que lo propulsa en el sentido contrario.

Convencionalmente, las toberas siguen un diseño conocido como *de Laval*, en el que los gases de escape atraviesan una sección convergente seguida por una divergente, donde se expanden hasta que abandonan el cohete. Gran parte de la eficiencia de estas toberas está determinada por el grado de expansión de los gases de escape en la sección divergente. En toberas más anchas y longilíneas, los gases propelentes son capaces de transferir una mayor cantidad de su energía al cohete.

Sin embargo, se ha comprobado que existen limitaciones en el dimensionamiento de la tobera. Esto se debe a un fenómeno conocido como separación de flujo, que se produce en condiciones de tobera sobreexpandida, cuando los gases propelentes se expanden a presiones por debajo de la presión atmosférica, mientras se encuentre operando a bajas altitudes. Como resultado, el aire entra en la tobera (Figura 1), provocando disrupciones, choques y vibraciones que pueden llegar a dañarla irreparablemente [2]. Actualmente, existe una potencial alternativa con la que se pretende eliminar estas limitaciones: el *Aerospike*.

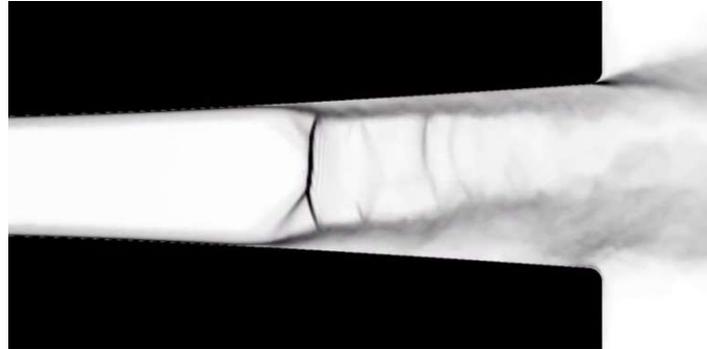


Figura 1. Separación de Flujo en Tobera Convencional [1]

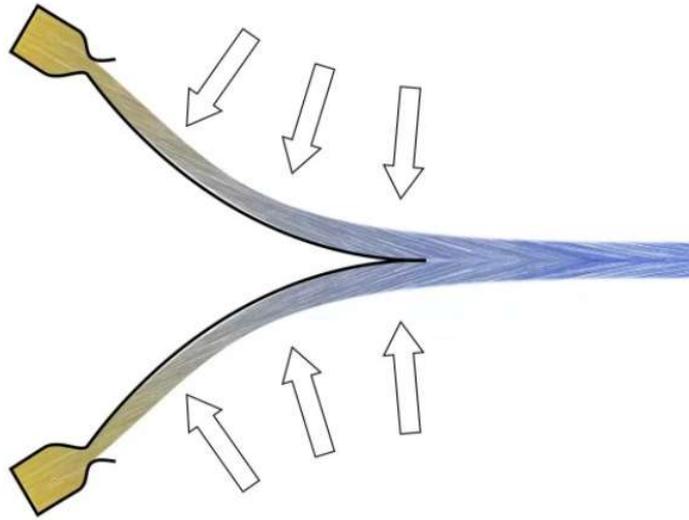
## 1.1 MOTIVACIÓN DEL PROYECTO

Las toberas *Aerospike* tienen capacidad de “compensación de altitudes”, es decir, son capaces de operar a cualquier altitud con la misma eficiencia que demuestran los cohetes *de Laval* a mayores altitudes. Esto es posible gracias a la creación de una tobera virtual de aire alrededor de los gases de escape, que se expanden a lo largo de una superficie puntiaguda.

A bajas altitudes, dicha tobera virtual de aire ejerce presión sobre los gases propelentes, manteniéndolos adheridos a la superficie (Figura 2). Este es, esencialmente, el fenómeno responsable de la capacidad de los *Aerospikes* de “compensar altitudes”.

Además, estas toberas eliminan los problemas de (drásticas) pérdidas de fuerza de propulsión de los cohetes convencionales a bajas altitudes.

Dadas todas estas cualidades, el potencial de esta tecnología para hacer obsoletos todos y cada uno de los sistemas de propulsión existentes es indiscutible. Sin embargo, los *Aerospikes*, desafortunadamente, también presentan limitaciones importantes que incapacitan (de momento) a estas toberas como alternativas a los cohetes *de Laval*.



*Figura 2. Aerospike Operando a Baja Altitud [1]*

## **Capítulo 2. DESCRIPCIÓN DE LAS TECNOLOGÍAS**

### ***2.1 SOLID EDGE Y FLOEFD***

Este proyecto únicamente ha requerido la utilización del software de modelado mecánico: Solid Edge [4], cuya licencia está disponible en el repositorio software de ICAI.

Los modelos creados se simularon con tecnología de Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) y el software utilizado fue FloEFD. Este programa utiliza un mallado de estructura cartesiana (celdas con forma de paralelepípedo) para llevar a cabo simulaciones de flujo de manera muy similar a Solidworks. FloEFD se encuentra ya integrado en Solid Edge, por lo que no requiere de otras licencias.

### ***2.2 REFINAMIENTO DE MALLADO ADAPTATIVO***

En este proyecto, cada simulación se llevó a cabo utilizando Refinamiento de Mallado Adaptativo o *Adaptive Mesh Refinement* (AMR), una tecnología de mallado avanzada que aumenta automáticamente el número de celdas en zonas críticas durante la simulación basándose en los gradientes de flujo [6]. De esta manera, es posible conseguir una gran eficiencia de esfuerzo computacional, ya que sólo se produce refinamiento de malla en las zonas de mayor interés. Además, este método permite simplificar considerablemente los estudios de verificación [5], tal y como se verá en el Capítulo 5.2.6.

### ***2.3 DISEÑO DE EXPERIMENTOS***

Por último, se realizaron Estudios Paramétricos utilizando la tecnología: Diseño de Experimentos, que ofrece FloEFD. Esta herramienta es ideal para generar iteraciones de la geometría del modelo [3] o de condiciones iniciales o de contorno (variables de entrada) en pos de optimizar las variables-objetivo que se deseen. Para ello, se sirve de una serie de combinaciones de las variables de entrada llamadas “Experimentos” correspondientes a cada

iteración del modelo. Cada una debe simularse individualmente. Estas combinaciones son generadas automáticamente y de manera estratégica [16] entre valores que se encuentran en un rango específico para cada variable de entrada, que es indicado previamente por el usuario. El número de los experimentos realizados debe ser suficiente para que pueda observarse una tendencia clara en los resultados.

## **Capítulo 3. ESTADO DE LA CUESTIÓN**

Actualmente, la tobera *Aerospike* se encuentra todavía en fase experimental debido a las altísimas temperaturas que se producen en la garganta de la tobera, comprometiendo gravemente la integridad de los materiales. Además, estos aparatos emiten un ruido inaceptable cuando se encuentran en funcionamiento, lo que impide la presencia de personal en las inmediaciones del aparato durante el despegue y el aterrizaje.

Sin embargo, esta iniciativa se sigue investigando activamente, especialmente en el NASA Glenn Research Center, donde se desarrolló la aleación de cobre: *GRCop-42*, capaz de disipar altos flujos de calor en aplicaciones aeroespaciales [8], y que es utilizado actualmente por la empresa española: Pangea Aerospace, para reforzar la garganta de sus *Aerospikes* experimentales [9].

En cuanto a las emisiones de ruido, los ingenieros del NASA Glenn Research Center han formulado una serie de propuestas para el diseño geométrico de los *Aerospikes*. Estas propuestas tienen el objetivo de disminuir el número de decibelios producidos por la tobera sin comprometer la fuerza de propulsión generada por el aparato [7].

## Capítulo 4. DEFINICIÓN DEL TRABAJO

### 4.1 JUSTIFICACIÓN

Actualmente, el coste de poner en órbita un 1kg de material es de \$60k [10], lo cual resulta prohibitivo para los principales programas espaciales. Por esta razón, es necesario desarrollar tecnología que permita aumentar la fuerza de propulsión o la eficiencia de los cohetes. En este sentido, los *Aerospikes* son excelentes. Como resultado de las capacidades de “compensación de altitudes”, estas toberas funcionan con una eficiencia 25-30% más de que las toberas *de Laval* a bajas altitudes [3], permitiendo rebajar considerablemente el coste de la carga útil transportada.

En cuanto a la fuerza de propulsión, las investigaciones que se llevaron a cabo en el NASA Glenn Research Center que se comentaron en el Capítulo 3. han demostrado la influencia de los parámetros geométricos del *Aerospike* en la fuerza de propulsión generada [7]. Esto justificaría la utilización de estudios paramétricos para la optimización de estas toberas.

### 4.2 OBJETIVOS

Por las razones que se indicaron previamente, este proyecto tendrá el objetivo de optimizar una tobera *Aerospike* con respecto a su fuerza de propulsión. Esto se realizará a partir de los diseños que se investigan actualmente en el NASA Glenn Research Center, y con la ayuda del ingeniero Brian C. Heberling, actual investigador del centro, que se ofreció a proveer dichos diseños para los estudios que prosiguen.

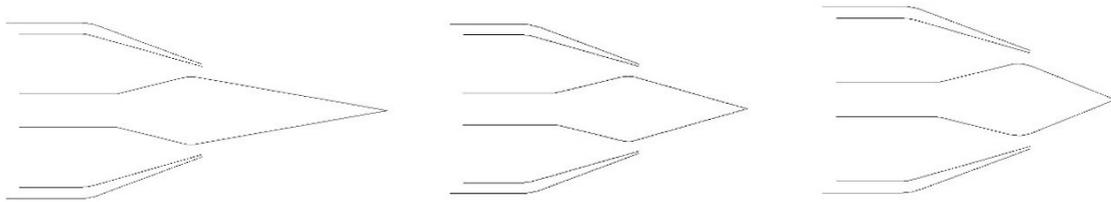
Para la realización de los objetivos, será necesario seguir los siguientes pasos:

- i. Crear un modelo 3D de tobera *Aerospike*
- ii. Aplicar las restricciones apropiadas en la geometría para habilitar variaciones en el ángulo medio y distancia truncada del cono

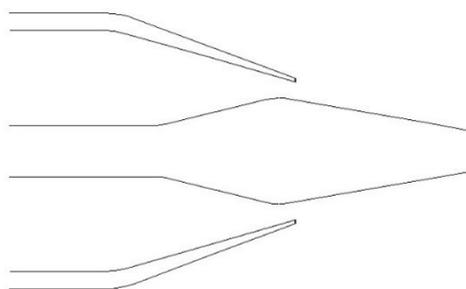
- iii. Realizar simulaciones en la tobera
- iv. Construir un mallado apropiado
- v. Realizar un estudio de Diseño de Experimentos
- vi. Estudiar la sensibilidad de la fuerza de propulsión resultante con respecto a variaciones en el ángulo medio y el truncamiento del cono de la tobera.
- vii. Encontrar la combinación óptima de valores de las variables de interés que maximice la fuerza de empuje del cohete.

### **4.3 METODOLOGÍA**

El co-director del proyecto suministró una serie de diseños 2D de *Aerospike* con diferentes ángulos medios (Figura 3) y distancias truncadas (Figura 4).



*Figura 3. Modelos de Aerospike con diferentes ángulos medios [11]*



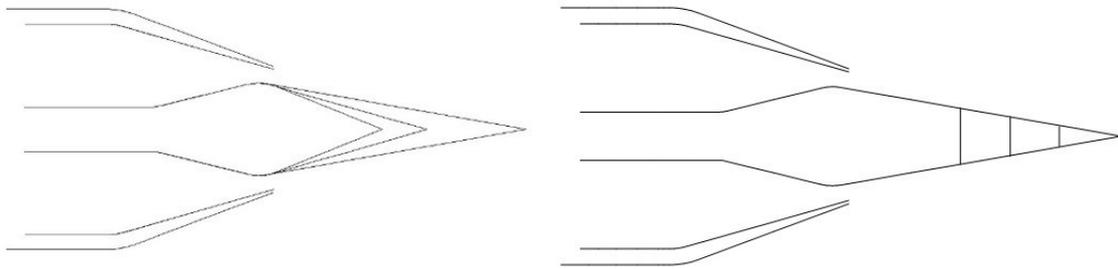
*Figura 4. Modelo de aerospike con cono truncado [11]*

Uno de los diseños 2D suministrados por el co-director se exportará a Solid Edge [4], donde se les aplicará una operación de revolución 3D.

Acto seguido, se utilizará una tabla de variables para controlar de manera remota aquellas variables que sean de interés para el estudio. En este proyecto, las variables escogidas serán

el ángulo medio y la longitud de truncamiento del cono.

Para poder controlar estas variables, será necesario restringir el movimiento relativo de todas las demás superficies para todo el rango de variación del ángulo medio y longitud truncada del cono. En específico, se deberá prestar atención a posibles cambios en la sección transversal de la garganta del *Aerospike*. Como resultado, se obtendrá una tobera generalizada que podrá adoptar todas las configuraciones representadas en la Figura 5.



*Figura 5. Variaciones en el ángulo medio y distancia truncada*

Acto seguido, se utilizará un software de dinámica de fluidos computacional (CFD) para realizar un análisis de tipo: Diseño de Experimentos, que se describió previamente en el Capítulo 2. Esta herramienta requiere especificar los rangos de variación de las variables de entrada o *input variables*.

Estos procedimientos se sirven de simulaciones CFD, por lo que también será necesario especificar el tipo de refinamiento de malla. Debido a la complejidad del flujo presente en estas simulaciones, se utilizará un Refinamiento de Malla Adaptativo o *Adaptive Mesh Refinement* (AMR), como se describió en el Capítulo 2.

#### **4.4 ESTIMACIÓN ECONÓMICA**

El coste de este proyecto puede distribuirse entre 4 conceptos: La energía eléctrica utilizada, la licencia del software, la amortización de los equipos de procesamiento de información (EPI) utilizados y el coste atribuido al ingeniero analista.

Se estima que este estudio tendrá una duración de 5 meses, con 20 horas de trabajo por semana; en total: 400 horas.

Actualmente, el coste medio de energía eléctrica en España es 0.2677 €/kWh [19]. Aparte, el ingeniero analista utilizó un EPI del que se estima un consumo de 0.3 kW [18], lo que se traduce en 0.08 €/h; en total: 32.12 € de coste total de electricidad.

Dicho EPI tuvo un coste de 750 €, cuyo periodo de amortización se estima en 10 años [20], resultando en una amortización de 75 €/año, asumiendo valor residual nulo. Para un periodo de investigación de 5 meses, esto se traduce en 31.25 € de gastos totales por amortización.

La licencia del software: Solid Edge Versión *Classic* [4], tiene un coste de 292 €/mes; en total 1,460.00 € de coste de licencia, asumiendo que no se utilizará para otros proyectos.

Por último, para un salario de 100 € hora, el ingeniero analista percibe un total de 40,000.00 €.

La Tabla 1 muestra dichos conceptos, donde se calcula un total de 41,523.37 € de coste del proyecto.

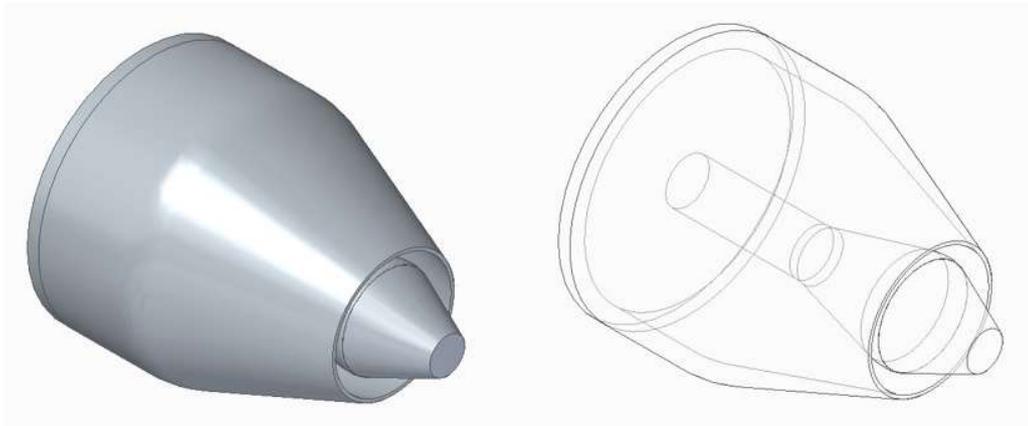
<i>Energía eléctrica</i>	<i>32.12 €</i>
<i>Licencia</i>	<i>1,460.00 €</i>
<i>Amortización</i>	<i>31.25 €</i>
<i>Ingeniero Analista</i>	<i>40,000.00 €</i>
<b><i>Total</i></b>	<b><i>41,523.37 €</i></b>

*Tabla 1. Estimación Económica*

## Capítulo 5. MODELO Y SIMULACIÓN

### 5.1 TOBERA GENERALIZADA

En la Figura 6 aparece representada el modelo 3D de tobera generalizada que se utilizó para todas las simulaciones que se realizaron en este proyecto.



*Figura 6. Modelo 3D de tobera generalizada*

Los parámetros de interés se pudieron controlar mediante la tabla de variables representada en la Figura 7, donde puede observarse que el valor del ángulo medio “Angle” es  $23.4^\circ$ . La distancia truncada “Truncated\_Distance” es una variable controlada por el porcentaje de truncamiento del cono “Percentage\_Truncated” con respecto a la distancia total del cono “Plug\_Distance”. En este caso, se introdujo arbitrariamente un valor de porcentaje de truncamiento del 40%, que fue equivalente a 17.8 mm de distancia truncada del cono, resultando en el modelo de tobera representado en la Figura 6.

Estructura	Tipo	Nombre	Valor	Unidades	Regla	Fórmula
ro2	Dim	ro2	26,29	mm		
ri1	Dim	ri1	17,92	mm		
V3706	Dim	V3706	3,09	mm		
ri2	Dim	ri2	19,26	mm		
V3816	Dim	V3816	18,99	mm		
V3865	Dim	V3865	19,54	mm		
Plug...	Dim	Plug_Distance	44,51	mm		
Angle	Dim	Angle	23,40	°		
V6444	Dim	V6444	0,00	mm		
V6485	Dim	V6485	0,00	mm		
V6754	Dim	V6754	13,88	°		
V6755	Dim	V6755	22,39	mm		
ro1	Dim	ro1	25,40	mm		
Vacía...						
Supres...	Var	Supress_Truncation	0,000		Fórmula	=if( Angle >60,1,0)
V2211	Dim	V2211	45,00	mm		
Trunca...	Dim	Truncated_Distance	17,80	mm	Fórmula	=( Percentage_Truncated /100)* Plug_Distance
Variables de...						
Percenta...	Var	Percentage_Truncated	40,000			

Figura 7. Tabla de variables

## 5.2 SIMULACIONES CFD

Actualmente, las toberas *Aerospike* se simulan utilizando software de CFD en centros de investigación de la NASA, como se puede comprobarse en [7]. Esta tecnología ha demostrado ser útil para analizar con precisión los flujos supersónicos en estas toberas.

### 5.2.1 CONDICIONES INICIALES Y DE CONTORNO

De igual manera, la tobera generalizada se simuló utilizando el software: FloEFD (descrito previamente en el Capítulo 2. ), donde se recrearon las condiciones iniciales en las que opera una tobera *Aerospike* estática en régimen de crucero. En estas condiciones, el NPR o *Nozzle Pressure Ratio* (cociente de la presión de remanso de los gases propelentes en la cámara de combustión con respecto a la presión estática ambiental) es 5.5. La composición de dichos gases puede aproximarse simplemente con aire que se descarga a una atmósfera de aire estancado a presión a nivel del mar (101.325 kPa). Por lo tanto, la presión de los gases de

entrada a la tobera es 557.287 kPa. Esta es la condición de contorno del modelo. (Véase Figura 8). Además, para poder registrar la interacción de la pluma de los gases expulsados con el ambiente es necesario crear un proyecto de flujo externo.

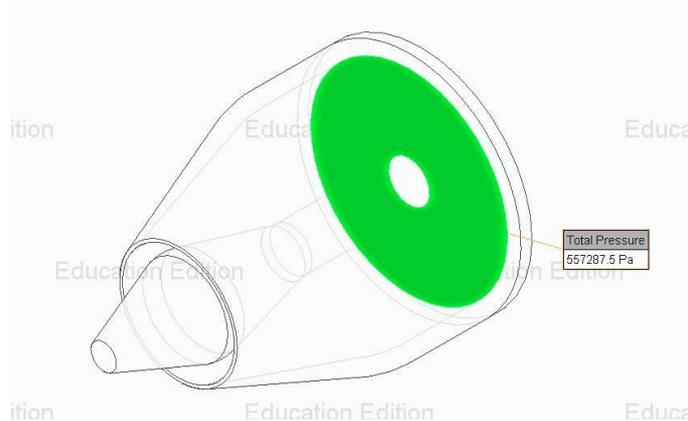


Figura 8. Condición de Contorno

Todas estas condiciones fueron indicadas por el co-director del proyecto (B.C. Heberling, comunicación personal, 15 de noviembre de 2021).

## 5.2.2 DOMINIO COMPUTACIONAL

Debido a que la tobera tiene simetría axial, es posible reducir a una cuarta parte el dominio computacional, lo que se traducirá en un ahorro considerable de tiempo de simulación. La planta y perfil de este dominio aparecen representados con línea gruesa continua en la parte izquierda y parte derecha de la Figura 9, respectivamente.

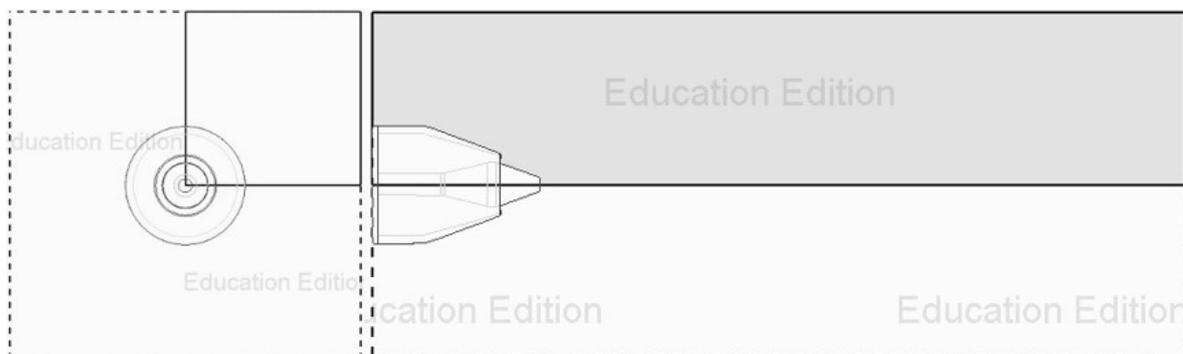


Figura 9. Planta (Izquierda) y Perfil (Derecha) del dominio computacional

### 5.2.3 VARIABLES-OBJETIVO

En este proyecto, la variable-objetivo principal es la Fuerza “Real” de Propulsión o *Actual Thrust*, que puede calcularse con la Ecuación de Propulsión de Cohetes o *Rocket Thrust Equation* E. 1.

$$E. 1 [12] \text{ Actual Thrust} = \dot{m}_{in} * v_{in} + A_{in} * (p_{in} - p_{amb}) - Drag (N)$$

Dicha ecuación está constituida por variables-objetivo que serán monitorizadas durante la simulación hasta su convergencia. Estas son:

- i.  $\dot{m}_{in}$  : Flujo másico entrante en la tobera (kg/s)
- ii.  $v_{in}$  : Velocidad media del flujo entrante en la tobera (m/s)
- iii.  $p_{in}$  : Presión estática media del flujo entrante en la tobera (Pa)
- iv.  $Drag$  : Fuerza de arrastre total que las paredes interiores ejercen sobre el flujo (N)

Los demás parámetros son constantes para todas las simulaciones:

- i.  $A_{in} = 5,922.44 * 10^{-6} \text{ m}^2$  es el área de entrada en la tobera
- ii.  $p_{amb} = 101,325 \text{ Pa}$  es la presión a nivel del mar

El plano de entrada a la tobera sale representado en verde en la Figura 8, mientras que las paredes interiores causantes de la fuerza de arrastre en el flujo o *Drag* aparecen representadas en verde y en púrpura en la Figura 10.

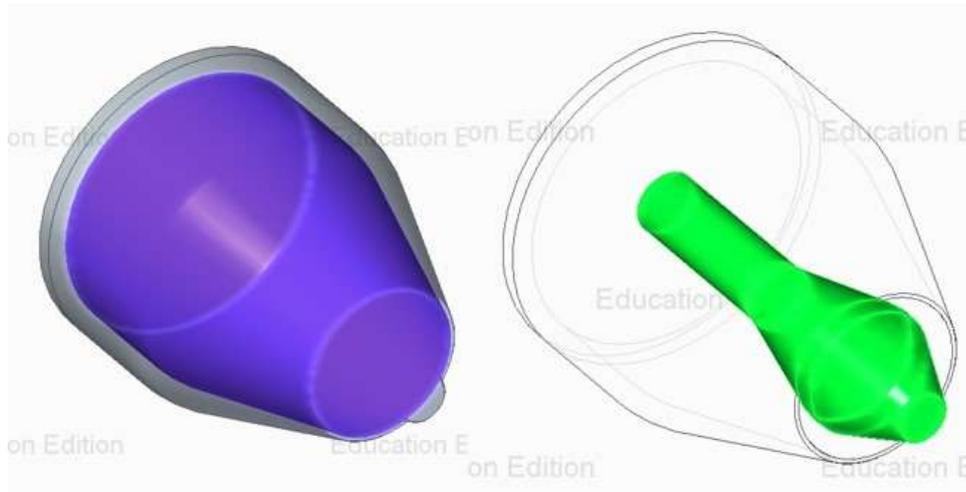


Figura 10. Superficies causantes de Drag

#### 5.2.4 MALLADO

En las toberas *Aerospike* los flujos de gases propelentes tienen especial complejidad debido a la presencia de ondas de choque supersónicas o *Shock Diamonds* (Véase Figura 11), o separaciones de flujo (Véase Figura 12), que exigen un mallado especialmente refinado en regiones imprevistas.

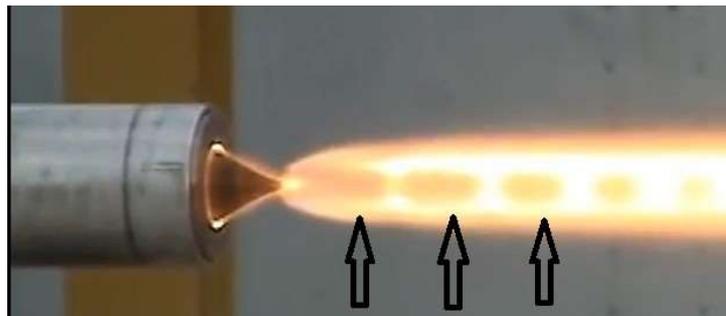


Figura 11. Diamantes de choque en tobera aerospike [13]

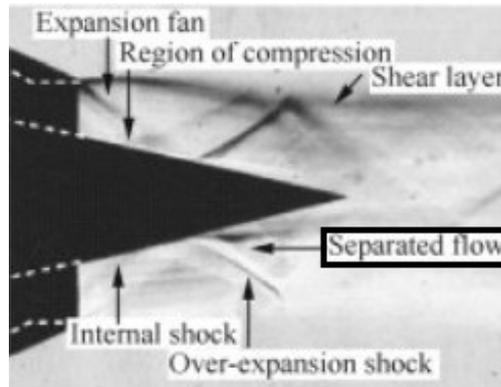


Figura 12. Separación de flujo en tobera aerospice [14]

Por esta razón, es necesario utilizar la tecnología AMR descrita en el Capítulo 2. que, de hecho, fue desarrollada específicamente para la simulación de toberas que experimentan problemas de separación de flujo [6].

En FloEFD, la tecnología AMR puede accederse en el apartado: *Calculation Controls*, donde pueden especificarse los parámetros que conciernen al mallado automático en la fase de refinamiento o *Refinement* y Finalización o *Finishing*:

- i. *Refinement*: El mallado experimentará como mínimo 4 fases de subdivisión del mallado a partir de una estrategia basada en *Travels* (Número de veces que una partícula fluida recorre todo el dominio computacional durante la simulación). En específico:
  - a. El primer refinamiento ocurrirá después de 2 *Travels*
  - b. Cada refinamiento ocurrirá cada 0.5 *Travels*
  - c. Habrá un periodo de “relajación” de 0.2 *Travels* después de cada refinamiento para permitir que el flujo se ajuste al mallado nuevo.

Estos parámetros se especificaron en FloEFD tal y como aparece representado en la Figura 13.

Parameter	Value
Global Domain	level = 4
Refinement Settings	
<input type="checkbox"/> Approximate maximum cells	
Refinement strategy	Periodic Travels
Relaxation interval	[auto] 0.2
Start	[auto] 2
Period	manual 0.5

Figura 13. Calculation Controls. Refinement

- ii. *Finishing*: En esta fase se definen los criterios de finalización de la simulación, entre ellos:
- La convergencia de todas las variables-objetivo
  - El desarrollo al completo de 4 *Travels*, como mínimo
  - El refinamiento de 5 niveles de subdivisiones de mallado, como mínimo

Estos parámetros se especificaron en FloEFD tal y como aparece representado en la Figura 14.

Parameter	Criteria	Value
Finish Conditions		
Criterion to stop	All satisfied	
<input checked="" type="checkbox"/> Goals convergence	All Goals	
<input type="checkbox"/> Iterations		
<input checked="" type="checkbox"/> Travels	manual	4
<input type="checkbox"/> Calculation time		
<input checked="" type="checkbox"/> Refinements	5	

Figura 14. Calculation Controls. Finishing

La mayoría de estos parámetros de mallado automático también han sido sugeridos por el co-director (B.C. Heberling, comunicación personal, 21 de septiembre de 2021).

### 5.2.5 POST-PROCESAMIENTO

Al finalizar la simulación, ya es posible observar el resultado del mallado automático en el dominio computacional, que puede observarse en la Figura 15. El AMR detectó gradientes en el flujo en la zona de la garganta del *Aerospike* que exigían 5 niveles de refinamiento para poder capturar la complejidad del flujo con precisión suficiente. Esto puede observarse en mayor detalle en la Figura 16.

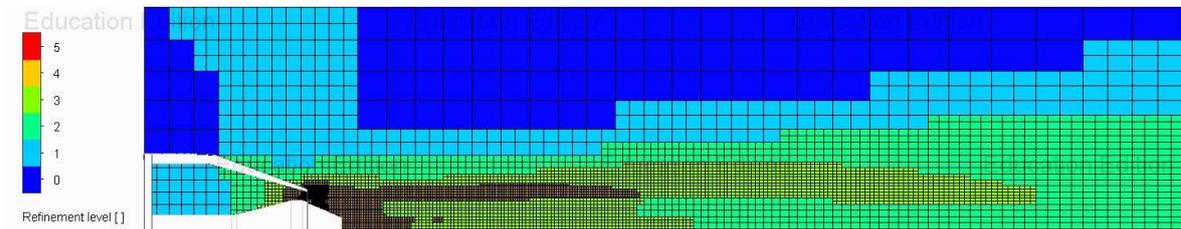


Figura 15. Mallado Final

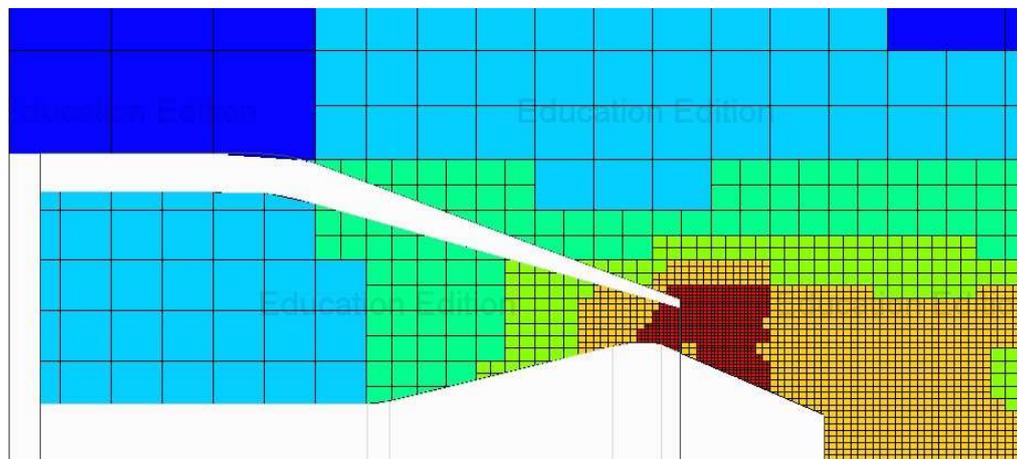


Figura 16. Refinamiento de Nivel 5

El programa también permite generar un gráfico de contornos de diferentes parámetros del flujo, como el número de Mach, donde puede comprobarse que, efectivamente, el flujo contiene las características que se comentaron en el Subapartado 5.2.4: La presencia de *Shock Diamonds* en la pluma de los gases de escape (Figura 17), e incluso una leve separación del flujo justo antes de abandonar el cono del *Aerospike* (Figura 18).

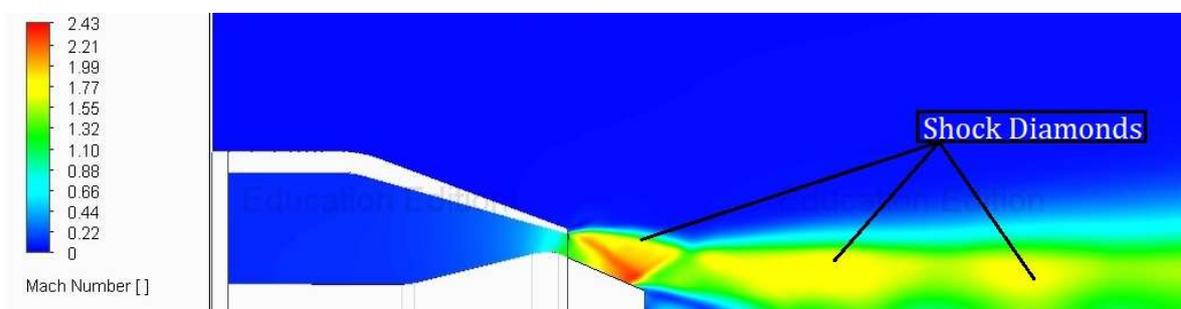


Figura 17. *Shock Diamonds* en gráfico de contornos del número de Mach

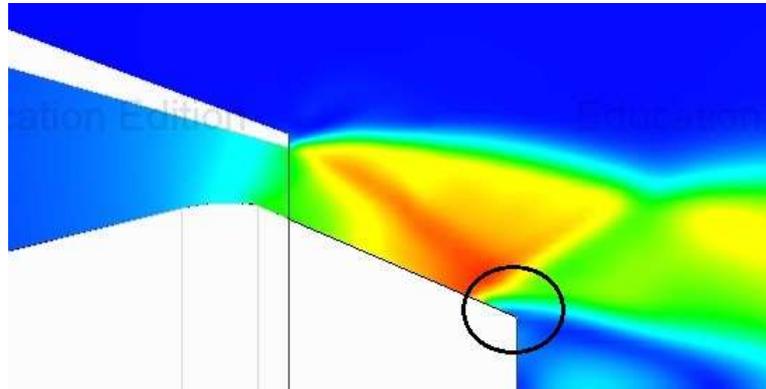


Figura 18. Leve separación de flujo

### 5.2.6 ESTUDIO DE VERIFICACIÓN

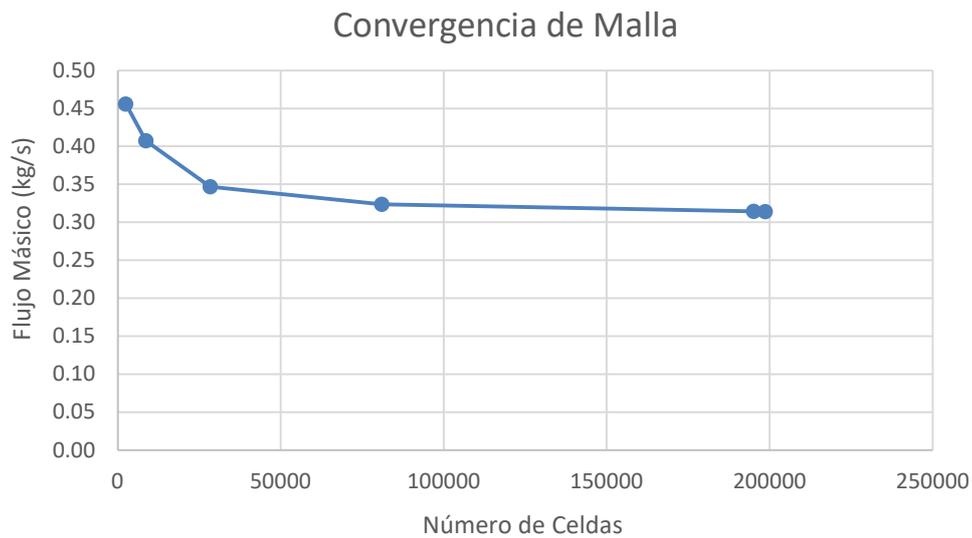
Las simulaciones deben someterse a un proceso de verificación que permita demostrar que el mallado está suficientemente refinado para garantizar que los resultados se mantienen aproximadamente constantes, aunque se incremente el número de celdas; lo que se denomina Convergencia de Mallado o *Mesh Convergence*.

La tecnología AMR permite que este proceso sea considerablemente más eficiente, como puede comprobarse en [5]. Durante una sola simulación, es posible monitorizar el valor de una variable-objetivo determinada y comprobar que, al cabo de cierto número de refinamientos, su valor no se modifique, aunque se produzcan más subdivisiones.

De esta manera, se confeccionó el gráfico mostrado en la Figura 19, donde se puede apreciar la convergencia del valor correspondiente al flujo másico en la entrada de la tobera. Cada uno de los puntos del gráfico indica un nivel más de refinamiento, llegando a alcanzar exactamente 198599 celdas en la última subdivisión, donde se alcanza un porcentaje de variabilidad de menos del 0.01% con respecto al número de celdas. Por lo tanto, la simulación puede considerarse verificada.

La Tabla 2 contiene los valores específicos que se utilizaron para la realización del gráfico mostrado en la Figura 19, además del instante exacto dentro del transcurso de la simulación

en el que se realizaron dichos refinamientos, medido en *Travels*, y las sucesivas reducciones en la variabilidad del flujo másico.



*Figura 19. Convergencia de Malla*

<i>Travels</i>	<i>Número de Celdas</i>	<i>Flujo Másico (kg/s)</i>	<i>Variabilidad (%)</i>
2.025	2453	0.45589	
2.513	8669	0.40732	-10.6539
3.004	28434	0.34678	-14.8630
3.511	80959	0.32359	-6.6872
4.008	195016	0.31419	-2.9049
4.212	198599	0.31416	-0.0095

*Tabla 2. Tabla de Estudio de Convergencia*

## Capítulo 6. DISEÑO DE EXPERIMENTOS

### 6.1 VARIABLES DE ENTRADA

Como se describió en el Capítulo 4.3, los parámetros geométricos que se someterán a variaciones son el ángulo medio y la distancia truncada del cono, que aparecen como “Angle” y “Percentage\_Truncated”, respectivamente, en la tabla de variables de la Figura 7. Estas fueron las variables de entrada que se especificaron en FloEFD.

En cuanto a los rangos de variación, se procuró que contuvieran todos los ángulos medios y distancias truncadas de los modelos 2D proveídos por el co-director (Figura 3 y Figura 4) y que, además, no contuvieran valores extremos que comprometieran las capacidades de compensación de altitudes del *Aerospike*. Como se puede comprobar en la Figura 20, se determinó que:

- i. La variable “Angle” variaría entre los 10 y 40 ° o entre los 0.1745 y 0.6981 rad
- ii. La variable “Percentage\_Truncated” variaría entre el 0 y 40%

Parameter	Current Value	Variation Type	Values
Angle(Plug_nozzle_Conic_Parametric)	0.408407 rad	Range	0.17453 < Value < 0.69813
Percentage_Truncated(Plug_nozzle_Conic_Parametric)	40	Range	0.01 < Value < 40

Figura 20. Rango de Variables de Entrada

### 6.2 EXPERIMENTOS

Como se describió en el Capítulo 2. , FloEFD requiere de un número suficiente de experimentos para poder capturar las tendencias creadas por las diferentes combinaciones de variables. Esto depende principalmente del número de variables de entrada [16], como puede observarse en la Tabla 3. Por lo tanto, para 2 variables de entrada será necesario

desarrollar 9 experimentos o iteraciones para poder componer una Superficie de Respuesta de “alta calidad” o *High Quality*.

<i>Number of Design Variables (for continuous variables)</i>	<i>High Quality</i>
<i>1</i>	<i>3</i>
<i>2</i>	<i>9</i>
<i>3</i>	<i>13</i>
<i>4</i>	<i>25</i>
<i>5</i>	<i>41</i>
<i>6</i>	<i>49</i>

*Tabla 3. Número de Experimentos en Función del Número de Variables de Entrada [16]*

A continuación, se le encargó a FloEFD la generación de estos 9 experimentos, obteniendo las combinaciones de variables que se muestran en la Tabla 4.

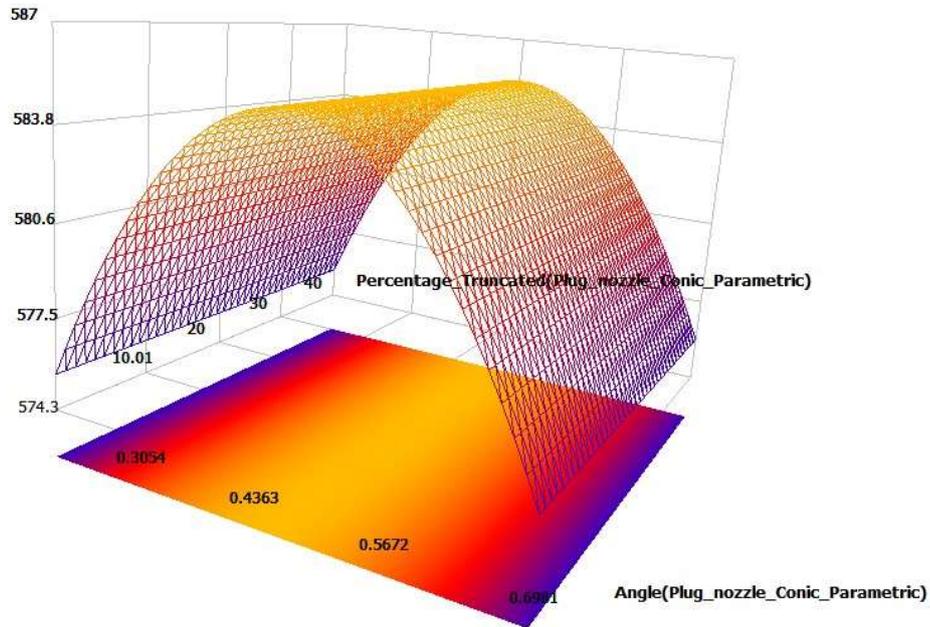
<i>Experimento</i>	<i>Angle (rad)</i>	<i>Percentage_Truncated (%)</i>
1	0.69813	30
2	0.37088	5
3	0.56723	0
4	0.43633	20
5	0.30543	40
6	0.23998	25
7	0.63268	15
8	0.17453	10
9	0.50178	35

*Tabla 4. Experimentos*

### **6.3 SUPERFICIE DE RESPUESTA**

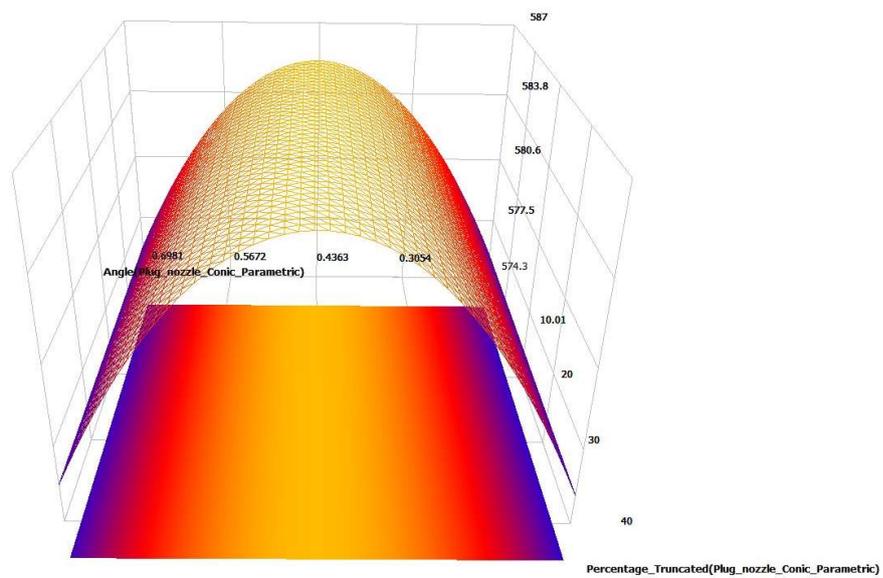
Una vez finalizadas las simulaciones de los experimentos, y después de obtener la fuerza de propulsión resultante que les corresponde, es posible reunir todos estos valores y generar una Superficie de Respuesta que represente la sensibilidad de la Fuerza de Propulsión con respecto a las Variables de Entrada. Dicha superficie aparece representada desde distintas perspectivas en la Figura 21 y Figura 22, donde pueden observarse las variables “Angle” y “Percentage\_Truncated” en los ejes X e Y, respectivamente, y la Fuerza de Propulsión en el eje Z.

Actual Thrust



*Figura 21. Superficie de Respuesta. Perspectiva 1*

Actual Thrust



*Figura 22. Superficie de Respuesta. Perspectiva 2*

## 6.4 OPTIMIZACIÓN

Por último, se utilizará el software de Diseño de Experimentos para encontrar la combinación óptima de variables para la que la Fuerza de Propulsión del *Aerospike* es máxima. Para ello, FloEFD se sirve de la Superficie de Respuesta para detectar aquellas tendencias que señalen hacia los valores óptimos [15], de los que ya se tiene una idea aproximada, dado el aspecto de la Figura 22.

De esta manera, el programa calculó la combinación óptima de variables que puede observarse en la Tabla 5, así como la Fuerza de Propulsión resultante. Así, se obtuvo un modelo de tobera *Aerospike* optimizada, con su correspondiente gráfico de contornos del número de Mach. Ambos resultados pueden apreciarse en la Figura 23.

<i>Angle (rad)</i>	<i>0.4386</i>
<i>Percentage_Truncated (%)</i>	<i>30</i>
<i>Fuerza de Propulsión (N)</i>	<i>584.63</i>

Tabla 5. Combinación Óptima

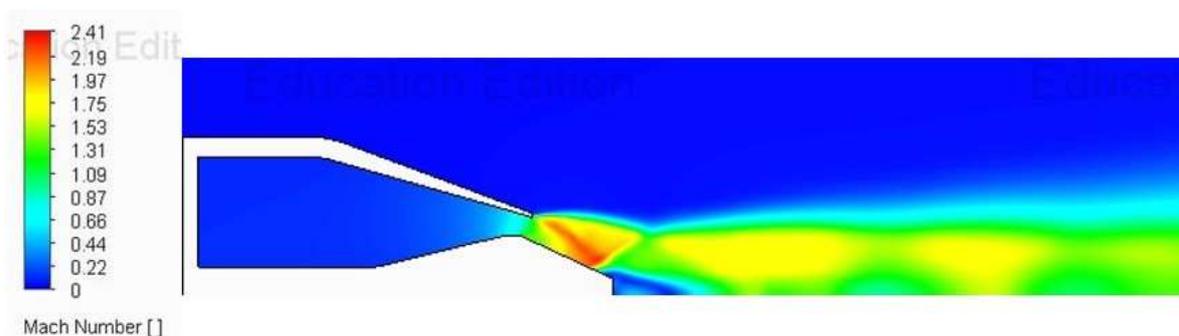


Figura 23. Gráfico de Contornos del Número de Mach de *Aerospike* Optimizado

## **Capítulo 7. ANÁLISIS DE RESULTADOS**

La Superficie de Respuesta (Figura 21 y Figura 22) da evidencias claras de la independencia de la Fuerza de Propulsión con respecto al “Percentage\_Truncated”. Este resultado fue corroborado por el co-director, que obtuvo resultados muy similares en sus investigaciones por separado (B.C. Heberling, comunicación personal, 18 de noviembre de 2021), por esta razón, el valor óptimo de truncamiento detectado por el programa (Tabla 5) fue desestimado.

En cuanto al ángulo medio del cono “Angle”, sí que puede observarse su influencia en la Fuerza de Propulsión a lo largo de todo su rango, y la presencia de un valor óptimo en las inmediaciones de los 0.4363 radianes. Esto se confirma en el estudio de optimización subsiguiente, en el que el software detectó que los 0.4386 radianes o 25.13 ° de ángulo medio del cono tenían la capacidad de maximizar la Fuerza de Propulsión hasta los 584.63 N.

Finalmente, esta optimización se tradujo en un incremento del 1.67% con respecto a los 575 N que se obtuvieron cuando se utilizaron los valores extremos de ángulos medios del cono (0.1745 y 0.6981 rad).

## Capítulo 8. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

Los estudios realizados para este proyecto han permitido maximizar la fuerza de propulsión de una tobera *Aerospike* cónica mediante la variación de su ángulo medio, cuyo valor óptimo resultó en 25.13 °. Para ello, fue necesario utilizar software de modelado mecánico, simulaciones CFD, Refinamiento de Mallado Adaptativo y Diseño de Experimentos.

No obstante, este proyecto no ha podido explotar al completo el enorme potencial para el análisis de optimización que ofrece la tecnología de Diseño de Experimentos. De hecho, se comentó con el co-director la posibilidad de comprobar el rendimiento de la tobera (ya optimizada) en diferentes regímenes de NPR (Véase Capítulo 5.2.1), es decir, sin operar en régimen de crucero.

Otra propuesta para trabajos futuros podría estar relacionada con la atenuación de la emisión acústica, que también resulta de gran importancia, como se comentó en el Capítulo 3. Pese a que, en general, resulta muy complicado hacer estimaciones precisas del ruido generado por el *Aerospike* con simulaciones CFD, el co-director sostuvo que la energía cinética turbulenta suele ser un indicador razonable de este parámetro que, además, se encuentra disponible en el software FloEFD. Cabría entonces la posibilidad de añadir esta variable a los estudios paramétricos con el objetivo de desarrollar diseños en los que se establezca un compromiso entre el ruido emitido, la fuerza de propulsión generada, e incluso el peso aliviado con la distancia truncada del cono.

## Capítulo 9. BIBLIOGRAFÍA

- [1] Dodd, T. (2020, December 27). *Are Aerospike Engines Better Than Traditional Rocket Engines?* Everyday Astronaut. <https://everydayastronaut.com/aerospikes/>
- [2] Golub, V., V., Efremov, S., V., & Saveliev, A. S. (2012). *Asymmetric Flow Separation in de Laval Nozzle*. SpringerLink. [https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-642-25685-1\\_25?error=cookies\\_not\\_supported&code=ffd08d91-7fa2-41ba-8976-4bcc96d2fc3f](https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-642-25685-1_25?error=cookies_not_supported&code=ffd08d91-7fa2-41ba-8976-4bcc96d2fc3f)
- [3] Kumar, N. K. (2017). *Design and Optimization of Aerospike nozzle using CFD*. IOPscience. <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/247/1/012008>
- [4] Siemens PLM Software (2019). Solid Edge 2020 (University Edition) (220.00.00.00.104x64). [Computer software].
- [5] (2020, September 2). *Adaptive remeshing for efficient mesh convergence*. CAE University. <https://caeuniversity.com/adaptive-remeshing/>
- [6] Tordini, D. (2021, December 8). *Solution-Adaptive Meshing in SOLIDWORKS Flow Simulation*. Hawk Ridge Systems. <https://hawkridgesys.com/blog/solution-adaptive-meshing-in-solidworks-flow-simulation>
- [7] Heberling, B. C., Zaman, B. M. Q. (2021, July 28). *A Study of Flow and Noise from Supersonic Plug Nozzles*. Aerospace Research Central. <https://arc.aiaa.org/action/cookieAbsent>
- [8] Minecci, R. P., Lass, E. A., Bunn, J. R., Rawn, C. J., & Choo, H. (2020, October 8). *Copper-based alloys for structural high-heat-flux applications: a review of development, properties, and performance of Cu-rich Cu-Cr-Nb alloys*. Taylor & Francis. <https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/09506608.2020.1821485>
- [9] Marchante, A. (2021, November 23). *Pangea Aerospace activa con éxito el motor aerospike para cohetes espaciales*. 3Dnatives. <https://www.3dnatives.com/es/pangea-aerospace-motor-aerospike-241120212/>
- [10] Alvy. (2020, August 4). *¿Cuánto cuesta enviar pedidos a la Estación Espacial? ¿Y a la Luna? ¿Y a Marte?* SEUR. <https://blog.seur.com/coste-enviar-pedidos-estacion-espacial-luna-marte/>
- [11] Heberling, B.C. (2021). *Parametric Studies*. [Correo electrónico].

- [12] Hall, N. (2021, May 13). *Rocket Thrust Equation*. NASA Glenn Research Center.  
<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rockth.html>
- [13] *Aerospike Development Program*. (2003). Environmental Aeroscience Corporation.  
[http://www.hybrids.com/aerospike\\_2.htm](http://www.hybrids.com/aerospike_2.htm)
- [14] M. He, L. Qin, Y. Liu. (2015, August). *Numerical investigation of flow separation behaviour in an over-expanded annular conical aerospike nozzle*. Chinese Journal of Aeronautics. <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936115001223>
- [15] *Simcenter FLOEFD: CFD for Designers and Engineers alike – Part 2*. (2020, October 6). Bsim Engineering. <https://bsim-engineering.com/simcenter-floefd-cfd-for-designers-and-engineers-alike-part-2/?lang=en>
- [16] *Properties for the Optimization Design Study - 2021 - SOLIDWORKS Help*. (2021). Dassault Systemes.  
[https://help.solidworks.com/2021/english/SolidWorks/cworks/c\\_Shape\\_Optimization\\_Process.htm](https://help.solidworks.com/2021/english/SolidWorks/cworks/c_Shape_Optimization_Process.htm)
- [17] James, R. (2018). *Introduction to Rocket Propulsion*, Noah Books.  
<https://www.coursehero.com/study-guides/physics/8-7-introduction-to-rocket-propulsion/>
- [18] Nuñez, H. (2022, May 19). *Cuánta electricidad consume un ordenador*. CHC Energía.  
<https://chcenergia.es/blog/cuanto-consume-un-ordenador-o-pc/#:%7E:text=Cuanta%20electricidad%20consume%20un%20ordenador&text=Y%20es%20que%20al%20igual,en%208%20horas%20de%20trabajo.>
- [19] Selectra. (2022). *Precio de la tarifa de luz por horas*. Tarifaluzhora.  
<https://tarifaluzhora.es/>
- [20] Latorre, G. (2021, January 22). *Tabla de años y porcentajes de amortización simplificada para autónomos y profesionales*. Información para autónomos y PYMES.  
<https://cuentica.com/asesoria/tabla-anos-porcentajes-amortizacion-simplificada-autonomos-y-profesionales/>
- [21] Alvy. (2019, December 11). *Los lanzamientos de cohetes, sus emisiones de CO<sub>2</sub> y los efectos que tienen sobre el medio ambiente*. Microsiervos.  
<https://www.microsiervos.com/archivo/espacio/lanzamientos-cohetes-emisiones-co2-medio-ambiente.html>
- [22] United Nations. (2022). *Goal 13 | Department of Economic and Social Affairs*.  
<https://sdgs.un.org/goals/goal13>

## ANEXO

### ***OBJETIVOS DE DESARROLLO SOSTENIBLE***

Actualmente, las emisiones de CO<sub>2</sub> y otros gases de efecto invernadero están contribuyendo gravemente al calentamiento global. De hecho, jamás se ha registrado que haya ocurrido nada parecido en la historia del planeta.

Este calentamiento es el principal responsable del cambio climático. El aumento de temperatura se traduce en un incremento del número y la potencia de multitud de catástrofes naturales, como huracanes, tornados, sequías, deslizamientos de tierra, olas de calor e inundaciones, entre otros.

Por estas razones, la principal preocupación establecida en el Objetivo 13 de los ODS: “*Take urgent action to combat climate change and its impacts*” [22] es el cumplimiento del Acuerdo de París. Este Acuerdo tiene como objetivo no sobrepasar los 1.5 °C por encima de la temperatura media global registrada antes de la Revolución Industrial [22].

Este proyecto está relacionado con este objetivo, puesto que los cohetes *Aerospike* tienen la capacidad de reducir en un 10% el combustible utilizado para ponerse en órbita con respecto a cohetes convencionales [3]. Esto se debe a que estas toberas demuestran una eficiencia muy superior a bajas altitudes, como se comentó en el Capítulo 4.1.

Como resultado y, teniendo en cuenta que, de media, las emisiones por lanzamiento son de 1,350 toneladas de CO<sub>2</sub> [21], la utilización de estas toberas experimentales contribuiría a la reducción de 135 toneladas de CO<sub>2</sub> por lanzamiento.