

Evaluación del Impulso de una Tobera Convergente Divergente Utilizando Dinámica de Fluidos
Computacional

Edwin José Vitola y Elkin Armando Segura

Trabajo de Grado para Optar al Título de Ingeniero Mecánico

Director

Jorge Luis Chacón Velasco

PHD. En Ingeniería por la UPV

Codirector

Ricardo Alfonso Jaimes Rolón

Msc.. en Ing. Mecánica

Universidad Industrial de Santander

Facultad de Ingenierías Fisicomecánicas

Escuela de Ingeniería Mecánica

Bucaramanga

2026

Tabla de contenido

Introducción	11
1 Justificación	12
2 Objetivos	13
2.1 Objetivo General	13
2.2 Objetivos Específicos.....	13
3 Marco de Referencia	14
3.1 Revisión del Estado del Arte.....	14
3.2 Marco Teórico.....	18
3.2.1 Toberas.....	18
3.2.2 Tobera convergente-divergente	18
3.3 Modelado matemático del flujo compresible en toberas mediante CFD	20
3.3.1 Propelente sólido.....	22
4 Metodología	24
4.1 Diseño y especificaciones de la tobera	24
4.2 Estudio de Independencia de malla.....	27
4.3 Iteraciones para el estudio de independencia de malla	29
4.3.1 Element quality	31
4.3.2 Aspecto de radio	31
4.3.3 Skesnwess	32
4.3.4 Ortogonal Quality	33
4.4 Revisión de la convergencia	34

4.5	Configuración de Condiciones de Contorno.....	35
4.6	Estequiometria	35
4.7	Condiciones iniciales y parámetros de análisis dentro de la convergencia numérica... 39	
4.8	Determinación del calor específico de las especies	44
4.8.1	Dióxido de Carbono (CO ₂)	45
4.8.2	Monóxido de Carbono (CO).....	46
4.8.3	Vapor de Agua (H ₂ O)	46
4.8.4	Nitrógeno (N ₂).....	46
4.8.5	Hidrógeno (H ₂).....	47
4.9	Análisis de Resultados Termo-Fluidos	49
4.9.1	Presión estática.....	49
4.9.2	Numero de mach	50
4.9.3	Temperatura estática	50
4.9.4	Magnitud de la velocidad.....	51
4.10	Cálculo del Empuje.....	52
4.11	Cálculo del Impulso Real.....	52
4.12	Análisis general sobre la tobera del cohete Orión	52
4.13	Estudio del comportamiento de la tobera al variar los ángulos de convergencia y divergencia.....	53
4.13.1	Geometría de fluido nueva.....	54
4.13.2	Determinación de valores teóricos para la nueva geometría de fluido	54
4.13.3	Condiciones en la garganta nueva tobera.....	55
4.13.4	Condiciones en la salida nueva tobera.	56

4.13.5	Simulación CFD nueva geometría de fluido.....	57
4.13.6	Residuales comportamiento geometría de fluido.....	57
4.14	Análisis de Resultados para la nueva geometría.....	58
4.15	Comparación de rendimiento de la tobera variando sus angulos en CFD	63
5	Diseño Térmico y Mecánico de la Tobera.....	64
5.1	Datos de entrada.....	65
5.2	Propiedades del acero AISI 304.....	66
5.3	Criterio de esfuerzo admisible	66
5.4	Esfuerzo por presión interna	67
5.5	Verificación del esfuerzo circunferencial con el espesor actual	67
5.6	Inserto interno de grafito.....	68
5.7	Transferencia de calor a través del recubrimiento	68
6	Conclusiones.....	71
	Referencias.....	73

Lista de Tablas.

Tabla 1 Características principales del KNSB.....	23
Tabla 2 Características del motor del cohete Orión.....	23
Tabla 3 Dimensiones de la tobera.....	26
Tabla 4 Angulos de la tobera.....	26
Tabla 5 Comparacion de resultados con diferentes tipos de malla.....	29
Tabla 6 Productos de la combustión.....	36
Tabla 7 Características del propelente KNSB (en relación 65/35).....	36
Tabla 8 Masa molar de las especies.....	38
Tabla 9 Datos conocidos.....	39
Tabla 10 Parametros teóricos de la tobera.....	40
Tabla 11 Balance flujo masico en la tobera.....	48
Tabla 12 Comparativa de la variación de presión.....	60
Tabla 13 Comparativa de las toberas.....	63
Tabla 14 Datos de entrada diseño de tobera.....	65
Tabla 15 Características del acero AISI 304.....	66

Lista de Figuras.

Figura 1 Diagrama de flujo.....	24
Figura 2 Plano geométrico de la tobera	25
Figura 3 Geometría de la tobera convergente divergente	25
Figura 4 Mallado de la tobera	31
Figura 5 Calidad de elemento	31
Figura 6 Radio de aspecto.....	32
Figura 7 Skesnwiss.....	32
Figura 8 Ortogonal Quality.....	33
Figura 10 Analisis de calidad de malla.....	34
Figura 11 Configuración de gravedad	41
Figura 12 Configuracion de energía	42
Figura 13 Modelo de turbulencia.....	43
Figura 14 Inserción de especies.....	44
Figura 15 Grafica de residuales simulaciones de la tobera.....	47
Figura 16 Balance de flujo masico en la tobera.....	48
Figura 17 Contorno de presión estática en la tobera.....	49
Figura 18 Distribución del número de Mach en la tobera.	50
Figura 19 Distribución de temperatura en la tobera.	51
Figura 20 Distribución de velocidad en la tobera.	51
Figura 21 2d parámetro postcombustión	54
Figura 22 Parámetro completo postcombustión nuevo.....	54
Figura 23 Direccion de flujo nueva tobera	57

Figura 24 Grafica de residuales nueva geometría de fluido.	58
Figura 25 Contorno de presión estática para la nueva geometría	59
Figura 26 Distribución del número de Mach en la nueva geometría de fluido.	60
Figura 27 Distribución de temperatura estática en la nueva geometría de fluido.....	61
Figura 28 Ponderado por área de presión estática	62
Figura 29 Velocidad en las secciones de estudio de la geometría.	62
Figura 30 Temperatura estatica ponderada	63

Lista de Apéndices

Los apéndices están disponibles en el repositorio institucional

Apéndice A. Planos tobera nuevo diseño.

Resumen

Título: Evaluación del Impulso de una Tobera Convergente Divergente Utilizando Dinámica de Fluidos Computacional*

Autor: Edwin José Vitola Tile y Elkin Armando Segura**

Palabras clave: *tobera convergente-divergente, CFD, empuje, flujo compresible.*

Descripción:

Este trabajo presenta el desarrollo de una simulación mediante Dinámica de Fluidos Computacional (CFD) de la tobera del cohete Orión, perteneciente al Semillero GIEMA (Grupo de Investigación en Energía y Medio Ambiente), de la Universidad Industrial de Santander, con el propósito de analizar su comportamiento termo-fluidodinámico y evaluar posibles mejoras en su desempeño. Inicialmente, se modeló la geometría de la tobera y se efectuó un estudio numérico de sus principales variables de operación, entre ellas presión, temperatura y número de Mach. Posteriormente, los resultados obtenidos se compararon con los de una segunda geometría de tobera, con el fin de determinar si la modificación de los ángulos de convergencia y divergencia generaba una mejora significativa en el empuje y el impulso del sistema. El análisis permitió establecer que la variación geométrica propuesta produce cambios significativos en el rendimiento global de la tobera. No obstante, se identificó que el principal criterio de falla está asociado a la temperatura, debido a que el material estructural empleado es acero inoxidable AISI 304, el cual presenta limitaciones frente a condiciones térmicas elevadas. En consecuencia, se propuso una nueva geometría de tobera con un recubrimiento interno de grafito de 4 mm de espesor, orientado a reducir la degradación térmica del acero y mejorar la resistencia del sistema ante la exposición prolongada a altas temperaturas.

*Trabajo de Grado

**Facultad de Ingenierías Fisicomecánicas. Escuela de Ingeniería Mecánica. Director: Jorge Luis Chacón Velasco. PHD. En Ingeniería por la UPV. Codirector: Ricardo Alfonso Jaimes Rolón. Msc. en Ing. Mecánica.

Abstract

Title: Evaluation of the Thrust of a Convergent-Divergent Nozzle Using Computational Fluid Dynamics*

Author: Edwin Jose Vitola Tile and Elkin Armando Segura**

Keywords: *convergent-divergent nozzle, CFD, thrust, compressible flow.*

Description:

His work presents the development of a Computational Fluid Dynamics (CFD) simulation of the Orion rocket nozzle, belonging to the UIS Aeroespacial Rocketry Research Group, SCUA, at the Universidad Industrial de Santander, with the purpose of analyzing its thermo-fluid dynamic behavior and evaluating possible performance improvements. Initially, the nozzle geometry was modeled, and a numerical study of its main operating variables was carried out, including pressure, temperature, and Mach number. Subsequently, the obtained results were compared with those of a second nozzle geometry in order to determine whether modifying the convergence and divergence angles produced a significant improvement in the system's thrust and impulse. The analysis showed that the proposed geometric variation does not significantly affect the overall nozzle performance. However, it was identified that the main failure criterion is temperature, since the structural material used is AISI 304 stainless steel, which has limitations under high thermal conditions. Consequently, a new nozzle geometry was proposed with an internal graphite coating 4 mm thick, intended to reduce thermal degradation of the steel and improve the system's resistance to prolonged exposure to high temperatures

*Degree Thesis

**Faculty of Physicomechanical Engineering. School of Mechanical Engineering. Supervisor: Jorge Luis Chacón Velasco, Ph.D. in Engineering (UPV). Co-supervisor: Ricardo Alfonso Jaimes Rolón, M.Sc. in Mechanical Engineering.

Introducción

La propulsión por reacción constituye parte fundamental de la ingeniería aeroespacial y se fundamenta en la conversión de energía térmica en energía cinética mediante la expansión controlada de gases a alta presión. En este contexto, la tobera convergente-divergente desempeña un papel crítico, ya que permite acelerar el flujo hasta condiciones supersónicas cuando se cumplen los principios del flujo compresible, particularmente la condición de estrangulamiento en la garganta. El desempeño de este componente incide directamente en el impulso generado y, por tanto, en la eficiencia global del sistema de propulsión.

El análisis tradicional de toberas se ha basado en formulaciones teóricas derivadas de las ecuaciones de conservación de masa, cantidad de movimiento y energía, bajo supuestos isentrópicos ideales. Sin embargo, en aplicaciones reales intervienen fenómenos como ondas de choque, pérdidas viscosas y expansiones no óptimas, los cuales afectan el rendimiento esperado. En este escenario, la Dinámica de Fluidos Computacional permite la resolución numérica de las ecuaciones de Navier-Stokes y la visualización detallada de variables como presión, temperatura y número de Mach en toda la geometría.

La presente investigación se orienta a evaluar el impulso generado por una tobera convergente divergente mediante simulación CFD, integrando fundamentos teóricos del flujo compresible con modelado numérico y su relación con el desempeño del sistema bajo condiciones definidas.

1 Justificación

El cohete Orión, desarrollado por el semillero GIEMA (Grupo de Investigación en Energía y Medio Ambiente) de la Universidad Industrial de Santander (UIS), presentó fallos durante su prueba de despegue, lo que resultó en su destrucción. A raíz del incidente, y para implementar las correcciones adecuadas, es imprescindible analizar el comportamiento del cohete en detalle. Por ello, el presente estudio evalúa la tobera mediante simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD), con el fin de evidenciar su desempeño durante el proceso de despegue.

La simulación CFD minimiza la dependencia de ensayos experimentales preliminares, disminuyendo costos al permitir la evaluación de múltiples configuraciones geométricas y condiciones operativas sin los elevados costos asociados a la fabricación y prueba de prototipos. Además, facilita la identificación de zonas críticas, como gradientes extremos de presión, lo que contribuye directamente a mejorar el diseño y la eficiencia global del sistema propulsivo.

En este contexto, el estudio detallado de toberas convergentes-divergentes adquiere una relevancia tanto académica como científica, al fortalecer la comprensión de fenómenos de flujo compresible y dinámica de gases, áreas fundamentales en la formación de ingenieros mecánicos. La integración entre teoría y simulación numérica permite un análisis más riguroso del comportamiento real del sistema, superando las limitaciones de enfoques puramente empíricos.

Finalmente, esta investigación desarrolla competencias esenciales en modelado computacional, análisis de convergencia y validación de resultados, habilidades clave para el ejercicio profesional en sectores tecnológicos y energéticos. En conjunto, el trabajo no solo aporta al entendimiento integral del desempeño de las toberas, sino que también impulsa el avance de capacidades técnicas en el análisis avanzado de fluidos compresibles.

2 Objetivos

2.1 Objetivo General

Evaluar el impulso de una tobera convergente divergente basado en el modelo del cohete Orión del semillero de investigación GIEMA, mediante la dinámica de fluidos computacional.

2.2 Objetivos Específicos

Desarrollar el modelo CAD de la tobera del cohete Orión, teniendo en cuenta la geometría las cuales tiene como medida 133.86 mm de longitud, un ángulo de convergencia de 60° , un ángulo de divergencia de 30° , diámetro de entrada de 71 mm y diámetro de garganta de 16 mm.

Analizar el impulso de la tobera del cohete Orión utilizando Dinámica de Fluidos Computacional.

Estudiar el efecto que tiene la variación de la geometría respecto al ángulo de convergencia y divergencia sobre el impulso basado en el modelo de la tobera del cohete Orión, el cual se utiliza en el semillero de investigación GIEMA.

3 Marco de Referencia

3.1 Revisión del Estado del Arte

El estudio de Garelli (2010) analiza la interacción fluido-estructura durante la fase de arranque transitorio de una tobera de motor cohete mediante un código acoplado que resuelve las ecuaciones de Euler para el fluido y un modelo elástico lineal para el sólido, considerando grandes desplazamientos. Este enfoque revela deformaciones significativas en la estructura, inducidas por la propagación de ondas de choque y saltos de presión que alteran el patrón de flujo y generan momentos de flexión notables en la zona divergente. Los resultados destacan la necesidad de modelar condiciones no reflectantes en la salida, comparando el diseño con boquillas reales como Vulcain, lo que enriquece el marco teórico para simulaciones dinámicas en toberas convergentes-divergentes destinadas a evaluar impulsos transitorios mediante CFD (Luciano Garelli, 2010).

En línea con estas consideraciones dinámicas, Yumusak y Evi (2012) proponen un diseño optimizado para aumentar el empuje mediante la reducción de pérdidas en la tobera, empleando diversos reactivos químicos. El método numérico se basa en el análisis de elementos finitos que incorpora el jacobiano, las ecuaciones de Newton y la segunda ley de la termodinámica, junto con sus derivadas respectivas; se utilizaron seis celdas asociadas a vecinas para garantizar precisión en las lecturas y definir la geometría óptima (Yumusak & Evi, 2012).

Asimismo, Turchi (2013) desarrolla una simulación CFD para combustibles sólidos como el carbono-fenólico, evaluando la influencia del gas de pirolisis inyectado sobre la erosión superficial de la tobera. El abordaje emplea una solución finita de segundo orden con pruebas de validación, generando la geometría a partir de una malla de 70 celdas en dirección axial y 80 en radial, e incorporando propiedades materiales clave como densidad y flujo másico para describir los productos de combustión (A. Turchi, 2013).

La revista *Ciencia y Poder Aéreo*, publicada semestralmente por la Escuela de Postgrados de la Fuerza Aérea Colombiana (EPFAC), presenta en su artículo identificado por el DOI 10.18667/cienciaypoderaereo.502 el diseño y optimización de un motor cohete de combustible sólido basado en una mezcla KNSB (nitrato de potasio y sorbitol) con grano tipo Bates, destinado a cohería experimental de baja potencia. En este trabajo se definen las propiedades termodinámicas de la mezcla y se calculan parámetros clave como la velocidad característica (c), el impulso específico (I_{sp}) y el coeficiente de empuje (C_F), bajo supuestos de flujo isentrópico. Además, se dimensionan la cámara de combustión y la tobera de Laval, culminando con un modelo estructural en software CAD que asegura resistencia mecánica y desempeño eficiente en condiciones operativas típicas de motores experimentales (ega Moreno, 2016).

Por su parte, la revista *Lampsakos* de la Universidad Católica Luis Amigó publica un artículo que realiza un análisis numérico del flujo sobre expandido en una tobera cónica de motor cohete mediante métodos de dinámica de fluidos computacional (CFD), con énfasis en la caracterización de ondas de choque, patrones de flujo supersónico y pérdidas de eficiencia propulsiva bajo condiciones de presión externa inferior a la de diseño. El estudio emplea modelos bidimensionales y tridimensionales para simular el comportamiento transitorio del chorro sobre expandido/underexpandido, evaluando parámetros clave como el número de Mach, el coeficiente de empuje y la distribución de presión en la pared divergente. Estos resultados validan enfoques numéricos aplicables a la presente tesis, destacando la importancia de condiciones de contorno no reflectantes y mallas adaptativas en simulaciones de alta fidelidad (Tolentino Masgo, 2021).

De forma complementaria, (Naidu, 2020) estudian el flujo compresible a través de una tobera convergente-divergente utilizando dinámica de fluidos computacional con el modelo de turbulencia $k-\epsilon$ estándar en ANSYS Fluent. El trabajo analiza la distribución de presión estática,

velocidad y número de Mach a lo largo de la geometría, contrastando los resultados numéricos con predicciones teóricas de flujo compresible cuasi-unidimensional. Los autores reportan una concordancia adecuada entre ambas aproximaciones, lo que convierte este estudio en un antecedente útil para validar configuraciones numéricas en problemas de expansión supersónica y formación de ondas de choque dentro de toberas de Laval.

En una línea orientada a la comparación geométrica, (Asthana, 2022) desarrolla un análisis CFD de distintos tipos de toberas avanzadas de motor cohete en ANSYS, incluyendo configuraciones cónica, bell y dual bell. El estudio compara variables de desempeño como velocidad de salida, presión, temperatura y capacidad de adaptación del chorro a distintas condiciones operativas, encontrando que la geometría dual bell ofrece ventajas en términos de expansión eficiente y velocidad de descarga frente a configuraciones más convencionales. Este aporte resulta especialmente relevante para el marco de la presente investigación, ya que evidencia cómo la forma de la sección divergente afecta directamente el comportamiento del flujo y, por ende, el empuje desarrollado por la tobera.

Más recientemente, (Yele, Khannade, Gupta, Vaghmare, & Aurangabadkar, 2024) presentan un trabajo de optimización de una tobera convergente-divergente para mejorar la generación de empuje y la eficiencia global del sistema. La investigación combina simulación CFD con herramientas de optimización geométrica en ANSYS DesignXplorer, variando parámetros como ángulos de convergencia y divergencia, radios de curvatura y condiciones de operación para identificar configuraciones que reduzcan pérdidas internas y minimicen la aparición de estructuras de choque no deseadas. Los resultados muestran que pequeñas modificaciones geométricas pueden traducirse en mejoras apreciables del rendimiento, lo cual respalda la importancia de estudiar el

impulso no solo desde la física del flujo, sino también desde el refinamiento paramétrico de la tobera.

Desde una perspectiva más avanzada de modelado, el trabajo de (Turchi, 2025) aborda las pérdidas de empuje en una tobera de motor cohete de combustible sólido mediante un esquema CFD de alta fidelidad. La investigación incorpora simulación de grandes escalas implícita (ILES) y seguimiento lagrangiano de partículas para representar el efecto de partículas condensadas, particularmente óxido de aluminio, sobre la estructura del flujo y la eficiencia de la tobera. Este enfoque es de alto valor para estudios de desempeño real, ya que demuestra que la predicción del empuje puede verse afectada de manera importante por fenómenos multifásicos que no aparecen en modelos simplificados monofásicos, lo que amplía el horizonte metodológico para futuras etapas de validación o discusión en la presente tesis.

Finalmente, un estudio publicado en (SAI, MISHRA, & PATIL, 2025) analiza mediante CFD el flujo interno y la generación de empuje en un motor cohete de combustible sólido, considerando la evolución geométrica asociada al consumo progresivo del grano propulsante. A través de simulaciones en ANSYS Fluent, se examinan los cambios en presión, temperatura, velocidad y empuje conforme avanza la combustión, lo que permite capturar la naturaleza transitoria del desempeño interno del sistema propulsivo. Aunque el trabajo no se centra exclusivamente en la geometría de la tobera, su inclusión es pertinente porque relaciona directamente la respuesta fluidodinámica del motor con la variación temporal del empuje, aspecto estrechamente vinculado con la evaluación integral del impulso en configuraciones de toberas convergentes-divergentes.

3.2 Marco Teórico

3.2.1 Toberas

Las toberas constituyen dispositivos fundamentales que aceleran fluidos compresibles mediante la conversión de energía de presión en energía cinética. Estos componentes se emplean en motores de reacción, turbinas de gas y sistemas de propulsión espacial, donde optimizan el rendimiento propulsivo bajo regímenes supersónicos. Su análisis teórico se fundamenta en los principios de la mecánica de fluidos compresibles, particularmente en las ecuaciones de conservación de masa, momento y energía, que gobiernan el flujo isentrópico característico de estos dispositivos (Anderson J. , 2017) (Cengel, 2018)

3.2.2 Tobera convergente-divergente

Las toberas convergentes-divergentes, conocidas como toberas de Laval, aceleran fluidos desde condiciones subsónicas hasta supersónicas en dos etapas definidas por su geometría característica. En la sección convergente, el flujo subsónico se acelera hasta alcanzar condiciones sónicas ($Ma = 1$) en la garganta, donde el área mínima maximiza el caudal másico según la ecuación de continuidad para gases compresibles ideal:

$$\dot{m} = A * \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

Esta expresión deriva de combinar la ecuación de continuidad ($\dot{m} = \rho VA$) donde \dot{m} es el flujo masico por unidad de area, A es el area de la garganta, p_0 y T_0 es la presión y temperatura de entrada respectivamente, así como también R es la constante del gas así como γ es la relación de calores específicos a presión y volumen constante , la ecuación de estado para gases ideales ($p = \rho RT$) y las relaciones isoentrópicas en la garganta.

$$(Ma = 1, T^* = T_0 \frac{2}{\gamma + 1}, p^* = p_0 \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}) \quad (2)$$

A partir de la expresión anterior, puede determinarse el área crítica sónica A^* , la cual corresponde al área de la garganta cuando se conocen las condiciones de estancamiento del flujo. p_0, T_0 . (Mattingly, 2006)

Posteriormente, la expansión en la sección divergente genera aceleración supersónica, con relaciones de áreas dictadas por la ecuación isentrópica área-Mach:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M^2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3)$$

Con esta expresión, obtenida integrando las ecuaciones de continuidad, energía y estado junto con la definición del número de Mach $\left(M = \frac{V}{a}\right)$, relaciona el área local A a la salida de la tobera con el Mach local M . Para flujos subsónicos ($M < 1$), el área decrece con M ; para flujos supersónicos ($M > 1$) el área aumenta, explicando la geometría divergente necesaria para mantener la aceleración (Sutton & Biblarz, 2016)

La evaluación del impulso propulsivo se deriva del empuje neto:

$$F = \dot{m}V_e + (p_e - p_a)A_e \quad (4)$$

Donde V_e es la velocidad de eyección, p_e es la presión de salida, p_a es la presión del ambiente y A_e es el área de salida. El primer término representa el empuje de momento; el segundo, la contribución por desajuste de presión. Para toberas adaptadas ($p_e = p_a$), $F = \dot{m}V_e$, maximizando el impulso específico.

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g_0} \quad (5)$$

Donde g_0 es la gravedad estándar (9,81 m/s). esta ecuación guía el diseño para condiciones de altitud específicas, minimizando las pérdidas por sobre expansión u sub-expansión (Sutton & Biblarz, 2016)

3.3 Modelado matemático del flujo compresible en toberas mediante CFD

La dinámica de fluidos computacional (CFD, por sus siglas en inglés) es una herramienta numérica utilizada para analizar y predecir el comportamiento de los fluidos mediante la resolución de ecuaciones diferenciales que representan los principios de conservación de la física. En este enfoque, las simulaciones CFD resuelven numéricamente las ecuaciones de Navier–Stokes promediadas por Reynolds (RANS) para capturar efectos no ideales asociados a la turbulencia en flujos compresibles, como los que se presentan en toberas convergentes-divergentes (Anderson J. D., 2011).

La ecuación de cantidad de movimiento de Navier Stokes en forma vectorial para un fluido viscoso puede expresarse como (Anderson J. D., 2011):

$$\frac{\rho(\overline{\partial v})}{\partial t} = -\nabla P + \mu \nabla^2 \cdot \vec{V} + \rho \vec{g} \quad (6)$$

Donde $\frac{\overline{\partial v}}{\partial t}$ es la aceleración local, ρ es la densidad del fluido, $-\nabla P$ es el gradiente de presión sobre un volumen diferencial del fluido, μ es la viscosidad dinámica del fluido, junto a ella ($\mu \nabla^2 \cdot \vec{V}$) se generan las fuerzas viscosas o difusión de momento y \vec{g} representa la aceleración gravitacional, la cual puede considerarse despreciable en aplicaciones de propulsión espacial. Para fluidos compresibles, estas ecuaciones se acoplan con la ecuación de conservación de masa:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (7)$$

La ecuación de conservación de energía para un flujo compresible, escrita en términos de entalpía específica, se formula como (Vestreeg & Malalasekera, 2007):

$$\rho \frac{(\partial h)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V} h) = \frac{D_p}{D_t} + \nabla \cdot (k \nabla T) + \Phi \quad (8)$$

donde h es la entalpía específica, k la conductividad térmica, T la temperatura y Φ representa la disipación viscosa. Cerrando el sistema con la ecuación de estado.

$$p = \rho RT \quad (9)$$

Los modelos de turbulencia como $k - \omega SST$ modelan los términos $\overline{\rho \mu_i \mu_j}$ promediados. Donde ρ es la densidad del fluido, μ_i y μ_j son las fluctuaciones instantáneas de la velocidad en las direcciones i y j respecto a su valor medio. Estos valores son esenciales para predecir separación y choques (Vestreeg & Malalasekera, 2007).

La solución numérica del flujo en dinámica de fluidos computacional se realiza mediante la discretización del dominio en volúmenes finitos o elementos finitos, transformando las ecuaciones gobernantes en un sistema algebraico que se resuelve de forma iterativa mediante esquemas de acoplamiento presión-velocidad, como el algoritmo SIMPLE. En la salida del dominio se aplican condiciones de contorno no reflectantes con el fin de evitar la reflexión artificial de ondas de presión, especialmente durante regímenes transitorios como el arranque del flujo. Finalmente, los resultados del modelo numérico se validan mediante la comparación con datos experimentales, evaluando variables como el número de Mach, la presión y el empuje, lo que permite complementar el análisis unidimensional isentrópico con la incorporación de efectos viscosos, térmicos y tridimensionales presentes en el flujo real (Anderson J. , 2003).

3.3.1 *Propelente sólido*

Un propelente sólido es una mezcla homogénea que integra combustible y agente oxidante, capaz de generar energía mediante una combustión autosostenida, sin requerir sistemas de alimentación externos. Está compuesto principalmente por un oxidante, un combustible y aditivos que optimizan sus propiedades físicas y químicas. Se caracteriza por su simplicidad constructiva, alta densidad energética y facilidad de almacenamiento; no obstante, presenta limitaciones en el control del empuje una vez iniciada la combustión. Su funcionamiento se basa en la regresión de la superficie del material, cuya velocidad depende de la presión y la composición, siendo ampliamente utilizado en sistemas de propulsión como cohetes y misiles.

El KNSB (mezcla de nitrato de potasio y sorbitol) es un tipo de propelente sólido empleado en cohetes experimental y entornos académicos. Está formado por nitrato de potasio, que actúa como oxidante, y sorbitol, que cumple la función de combustible; esta combinación, al procesarse adecuadamente, produce una combustión relativamente estable. Este propelente destaca por su bajo costo, facilidad de elaboración y menor sensibilidad en comparación con otros compuestos más reactivos, lo que lo hace adecuado para prácticas educativas. Su rendimiento depende de factores como la proporción de sus componentes y las condiciones de operación (especialmente la presión), que influye directamente en la velocidad de combustión. Por estas razones, resulta común su uso en motores cohete de pequeña escala, donde se prioriza la simplicidad y confiabilidad, tal como se presenta en la **Tabla 1**.

Tabla 1*Características principales del KNSB*

CARACTERÍSTICA	VALOR	UNIDAD
ISP	164	s
Tasa de quemado a 1000 psi	11,3	mm/s
Densidad	1840	Kg/m ³
Relación de calor específico	1,42	
Velocidad característica de salida	938	m/s
Punto de fusión	91-125	°C

A continuación se presentan las principales características del motor del cohete Orión, las cuales se resumen en la **Tabla 2**.

Tabla 2*Características del motor del cohete Orión*

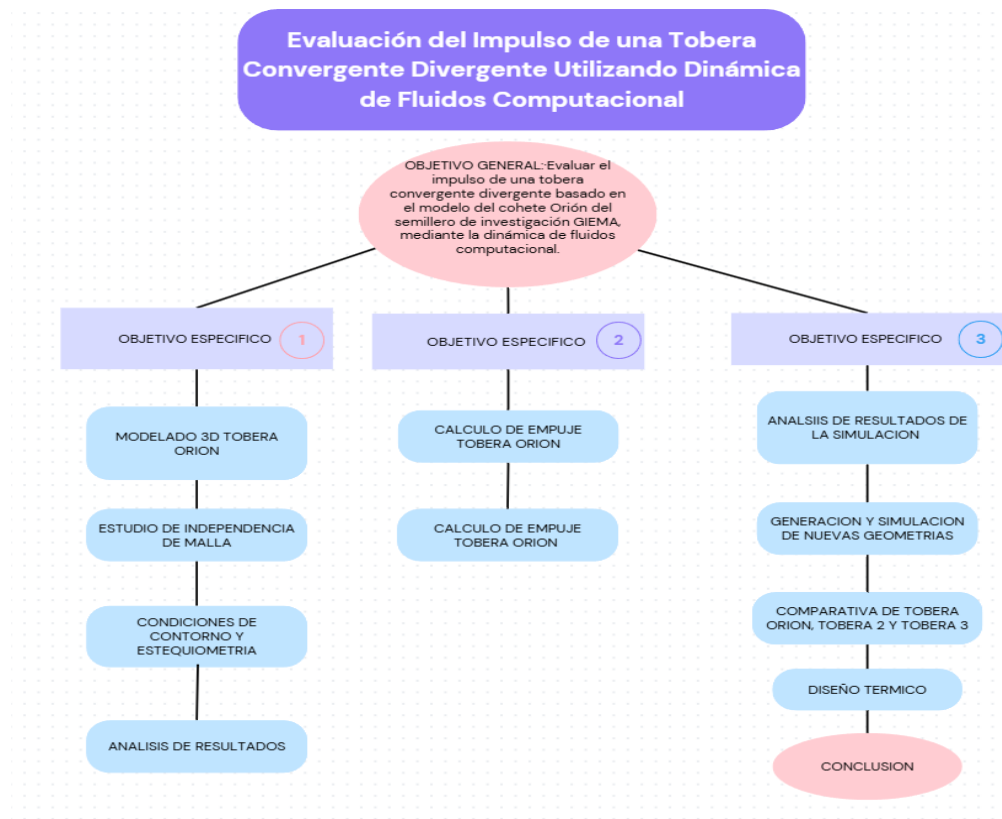
Parámetro	Valor
Empuje Medio (N)	1915
Impulso (NS)	4999
Tipo	L
ISP (s)	127.36
Tiempo de quemado (s)	2.58
Presión media (psi)	980
Masa del propelente (kg)	4
Diámetro del grano (mm)	82
Longitud del grano (mm)	165
Numero de granos	3
Núcleo de grano (mm)	29
Material	AISI 304
Espesor de pared (mm)	2.5
Diámetro de garganta (mm)	16
Diámetro de salida (mm)	50.5
Angulo medio convergente	30
Espesor aislante (mm)	1

4 Metodología

En el siguiente diagrama se representa la estructura metodológica del presente trabajo, en la cual se relacionan los objetivos específicos con las actividades desarrolladas para su cumplimiento, así como se muestra en la **Figura 1**.

Figura 1

Diagrama de flujo



4.1 Diseño y especificaciones de la tobera

Para el desarrollo de la simulación, inicialmente se realizó el modelado CAD de la tobera en SolidWorks, tomando como referencia las dimensiones de la tobera actualmente utilizada en el sistema de propulsión Orion. Dichas dimensiones se presentan en la **Figura 2** y **Figura 3**.

Posteriormente, el modelo tridimensional obtenido fue empleado para la generación del dominio computacional y el análisis del comportamiento del flujo durante la simulación.

Figura 2

Plano geométrico de la tobera

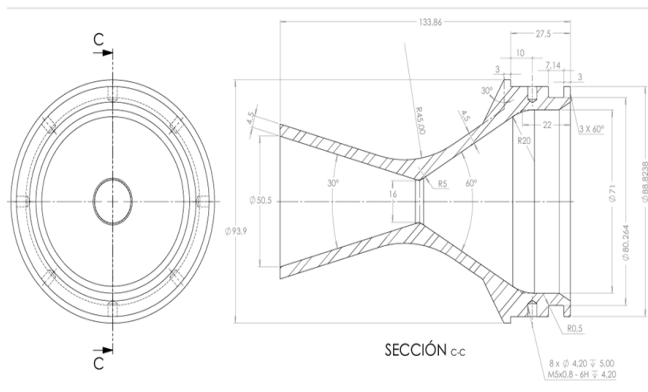
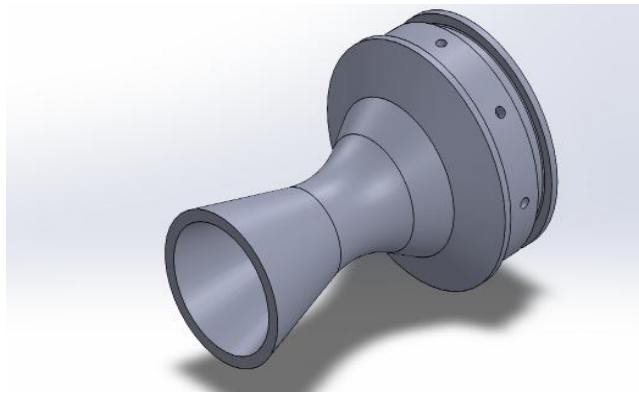


Figura 3

Geometría de la tobera convergente divergente



A continuación se presentan las dimensiones de la tobera Orion en la **Tabla 3**.

Tabla 3*Dimensiones de la tobera*

Entrada	Garganta	Salida	Relación de áreas
$D_{in} = 71 \text{ mm}$	$D_t = 16 \text{ mm}$	$D_e =$ 50.5 mm	A_e/A_t
$A_{in} = 0.003959\text{m}^2$	$A_t = 0.000201\text{m}^2$	$A_e = 0.002003\text{m}^2$	9.962

En la **Tabla 4** se presentan los ángulos de convergencia y divergencia de la tobera.

Tabla 4*Angulos de la tobera*

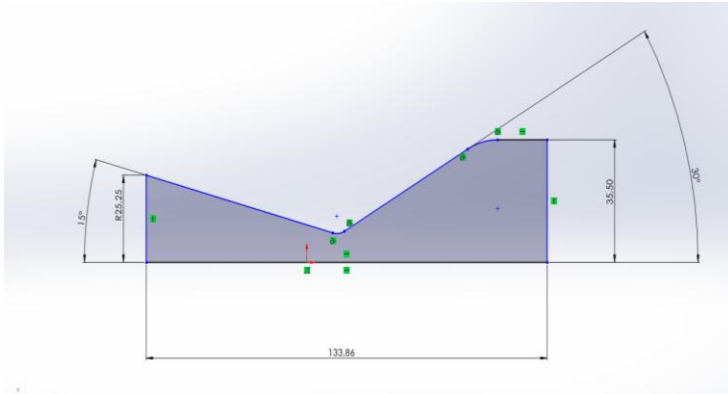
Angulo de convergencia	60°
Angulo de divergencia	30°

Una vez definida la geometría de la tobera como se muestra en la A continuación se presentan las dimensiones de la tobera Orion en la **Tabla 3**.

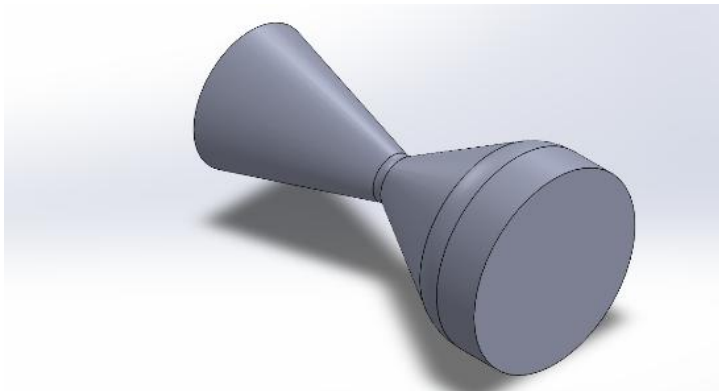
Tabla 3 y la **Tabla 4**, se procede al análisis del dominio fluido en su interior, establecido a partir de sus dimensiones específicas. Este dominio se modela mediante un perfil de revolución, que se implementa posteriormente en el software SolidWorks para generar el modelo geométrico tridimensional. Finalmente, el modelo se exporta en formato IGS (.igs), garantizando su compatibilidad total con ANSYS Fluent para la simulación numérica del comportamiento del flujo compresible; En la **Figura 4** se presenta el perfil bidimensional del flujo interno de la tobera. Asimismo, en la **Figura 5** se presenta la representación tridimensional del campo de flujo.

Figura 4

2d parámetro post combustión

**Figura 5**

Completa parametro post combustión



4.2 Estudio de Independencia de malla

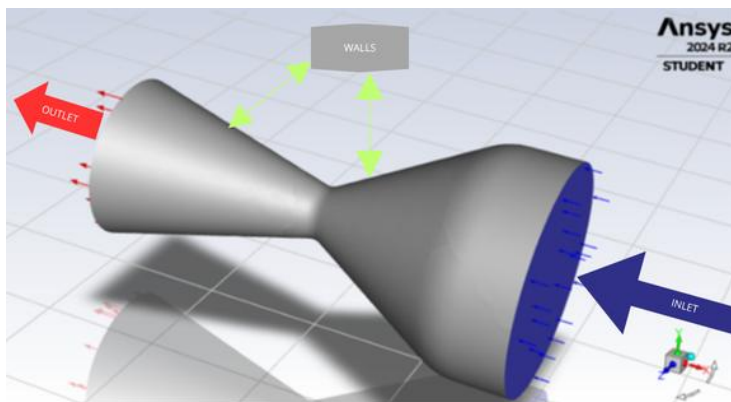
El estudio de independencia de malla constituye un paso clave en simulaciones de dinámica de fluidos computacional (CFD), ya que permite verificar que los resultados no dependen del tamaño de la malla, sino del modelo físico analizado. Para ello, se comparan los resultados obtenidos con mallas de diferente refinamiento, manteniendo idénticas las condiciones de simulación. Cuando las variaciones entre una malla más fina y una más gruesa son mínimas (típicamente $< 1-2\%$ en variables clave como presión y Mach), se considera que la solución es independiente de la malla. Este proceso resulta especialmente crítico en el análisis de toberas,

donde gradientes bruscos en las propiedades del flujo exigen una resolución adecuada para capturar ondas de choque y separación de capa límite con precisión.

Con el fin de establecer las condiciones de contorno del dominio computacional, se presenta la dirección del flujo principal a lo largo de la geometría, permitiendo la adecuada identificación de las superficies de entrada (inlet), pared (wall) y salida (outlet), como se observa en La **Figura 6**.

Figura 6

Sentido del flujo



Se emplearon los siguientes pasos para generar el mallado, su refinamiento y establecer el flujo de trabajo:

- 1) Importar la geometría (en formato IGS).
- 2) Generar el mallado en la sección *Project*: se selecciona *Mesh* y se consulta la documentación oficial del ANSYS *Meshing User's Guide*, que recomienda tamaños de elemento fino entre 0.5-2 mm y capas límite de 0.1-0.5 mm para flujos compresibles.

Se utilizó una malla no estructurada basada en elementos tetraédricos, debido a su alta flexibilidad para la discretización de geometrías complejas y su capacidad para implementar refinamiento local en regiones caracterizadas por altos gradientes de flujo, tales como la garganta de la tobera, la región de expansión y las capas límite en la pared. Esto permite mejorar la precisión

del cálculo en las condiciones de frontera definidas como entrada (inlet), pared (wall) y salida (outlet) (Ferziger & Perić, 2002). En este estudio, se utilizó un tamaño de elemento de 3 mm y un esquema de acoplamiento presión-velocidad basada en el método SIMPLE. El mallado final consta de 46.891 nodos y 242.508 elementos, Estos valores están dentro del límite permitido por ANSYS Fluent (máximo 1.000.000 de elementos). No obstante, se realizó un estudio de independencia de malla para verificar que los resultados no dependan significativamente del tamaño de los elementos.

4.3 Iteraciones para el estudio de independencia de malla

A partir de la ecuación de error, se calcula el valor aproximado con los datos para la convergencia de malla. La presión obtenida en cada ítem es la presión gauge y con esta se obtiene la presión absoluta.

$$P_{gauge} = P_{abs} - P_{atm} \quad (10)$$

Donde $P_{atm} = 101325 \text{ Pa}$, $P_{gauge} = -25400 \text{ Pa}$.

Entonces:

$$P_{abs} = -25400 \text{ Pa} + 101325 \text{ Pa}$$

$$P_{abs} = 75925 \text{ Pa}$$

Tabla 5

Comparacion de resultados con diferentes tipos de malla

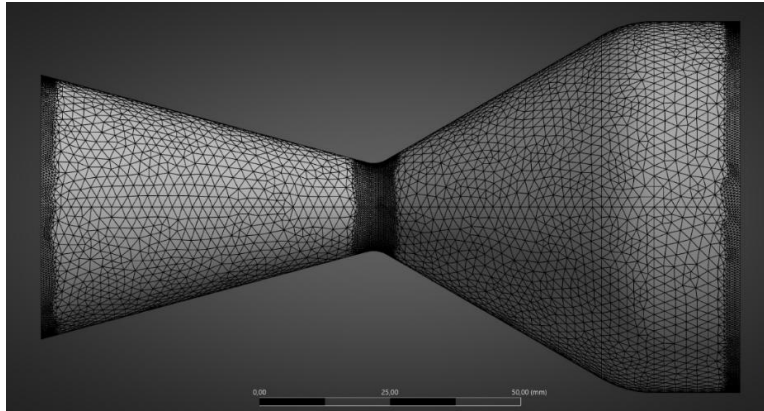
Malla	Elementos	Nodos	Mass Flow Rate (kg/s)	Presión de salida (pa)	Longitud de elemento	Error %
Gruesa	119.674	23.338	1.40638	76,776	5 mm	1.04%
Fina	242.508	46.891	1.40465	75,925	3 mm	0.08%
Refinada	436.520	110.460	1.40579	75,983	2 mm	0%

En la **Tabla 5** se observa que los resultados no presentan variaciones significativas al emplear una malla con tamaño de elemento de 3 mm, en comparación con discretizaciones más finas. Por lo tanto, se seleccionó dicha configuración, ya que permite reducir el costo computacional sin comprometer la precisión de la simulación.

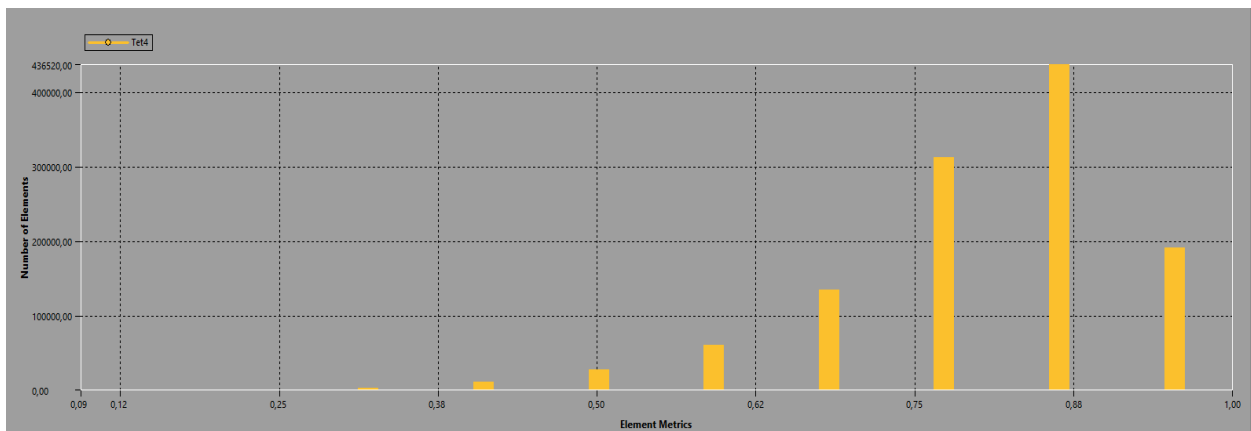
A partir de los valores obtenidos en el mallado, se evalúan los siguientes aspectos de calidad de los elementos: *Element Quality*, *Aspect ratio*, *Skewness* y *Ortogonal Quality* respectivamente.

En la **Figura 7** Para el desarrollo de la simulación, inicialmente se realizó el modelado CAD de la tobera en SolidWorks, tomando como referencia las dimensiones de la tobera actualmente utilizada en el sistema de propulsión Orion. Dichas dimensiones se presentan en la **Figura 2** y **Figura 3**. Posteriormente, el modelo tridimensional obtenido fue empleado para la generación del dominio computacional y el análisis del comportamiento del flujo durante la simulación.

Figura 2 se presenta la geometría del flujo interno de la tobera Orión, donde se observa la discretización del dominio mediante elementos tetraédricos, así como el refinamiento de malla aplicado en la zona de la garganta y en las regiones de entrada (inlet) y salida (outlet).

Figura 7*Mallado de la tobera***4.3.1 Element quality**

La calidad de elemento debe estar cercano a <1 , para considerar que su comportamiento es de elementos de malla de excelente refinamiento. Según ANSYS Meshing User's Guide. Tal como se muestra en la **Figura 8**.

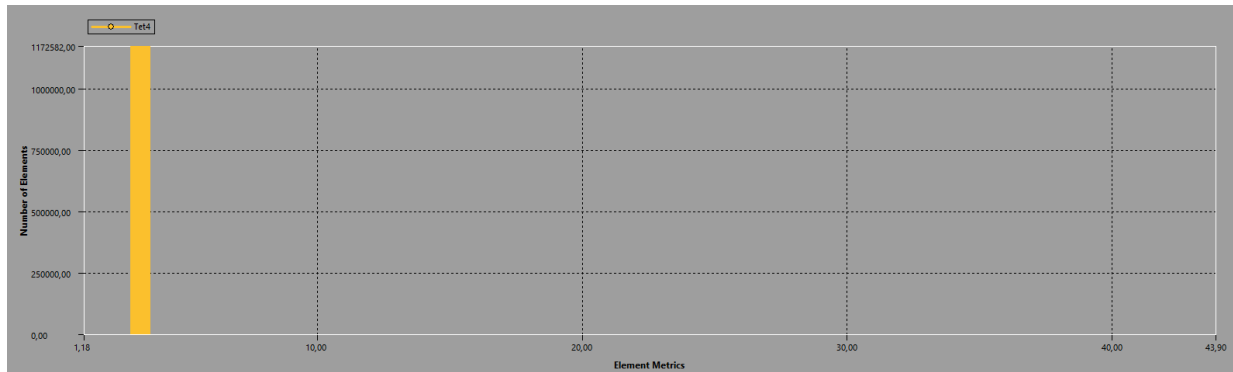
Figura 8*Calidad de elemento***4.3.2 Aspecto de radio**

En el aspecto de radio debe estar entre el rango < 20 para que este dentro de un rango aceptable según (ANSYS Fluent, 2023), en la **Figura 9** se muestra que se cumplió ya que el valor

se encuentra dentro del rango. El aspecto ratio sirve en el mallado para diferencia entre el aspecto más largo y corto entre un elemento respecto de otro donde el valor ideal es (1-20) (ANSYS Fluent, 2023).

Figura 9

Radio de aspecto

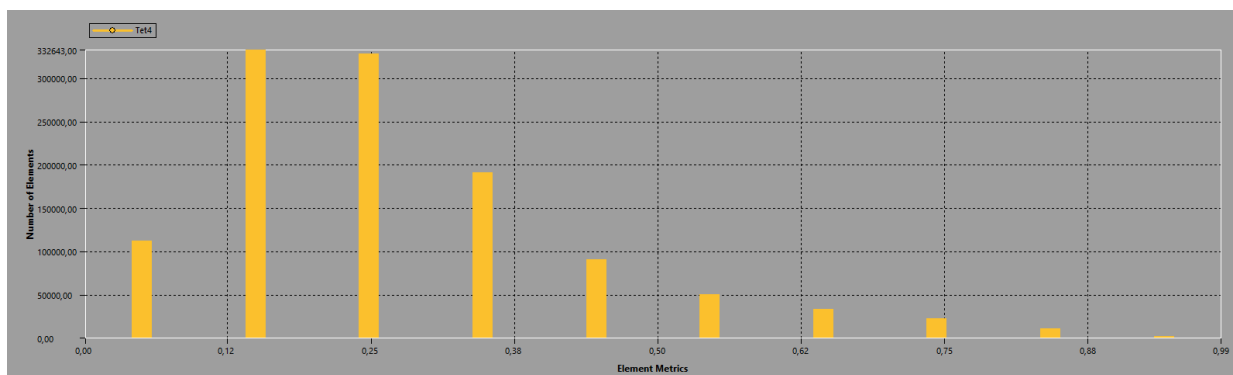


4.3.3 Skesnwess

La **Figura 10** el skewness presenta un rango de valores entre 0.00 y 0.62. Un valor más cercano a cero indica una menor distorsión angular entre elementos, lo que se traduce en una mejor calidad de malla. Este resultado confirma que nuestros parámetros geométricos se encuentran dentro del rango admitido por ANSYS para simulaciones confiables.

Figura 10

Skesnwess

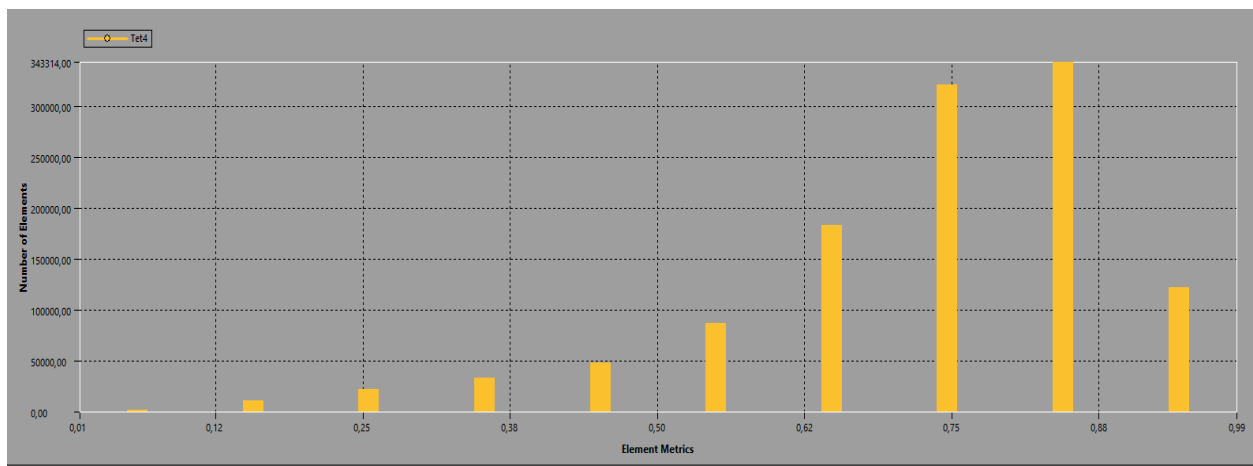


4.3.4 *Orthogonal Quality*

La calidad de la malla fue verificada mediante la métrica de Orthogonal Quality. Como se observa en la **Figura 11**, los valores obtenidos fluctúan entre 0.25 (mínimo aceptable) y 0.99 (eficiente), lo que, de acuerdo con la referencia de ANSYS, indica una calidad entre buena y excelente en la totalidad del dominio.

Figura 11

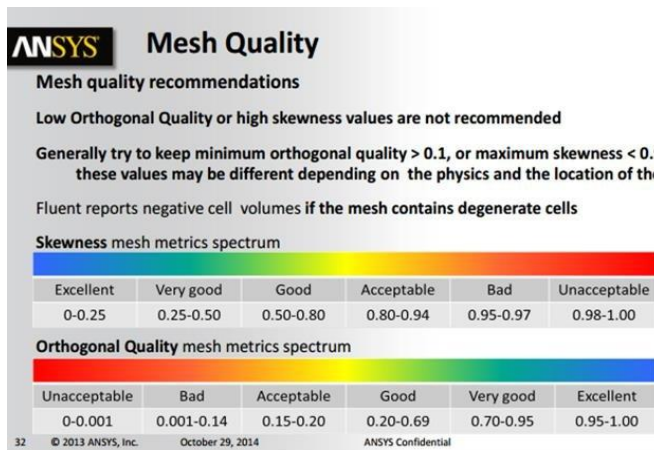
Orthogonal Quality



La calidad de la malla se evaluó mediante los parámetros de asimetría (skeswness), calidad ortogonal (orthogonal quality) y relación de aspecto (aspect ratio), garantizando la adecuada resolución del dominio computacional, como se muestra en la **Figura 12**. En este caso, se verificó que los valores de skewness se mantuvieran dentro de los rangos recomendados para simulaciones de dinámica de fluidos computacional, asegurando la estabilidad y convergencia del modelo numérico.

Figura 12

Analisis de calidad de malla



El análisis cuantitativo demuestra que la malla generada satisface y en muchos casos supera los estándares de calidad mínimos publicados por ANSYS. La combinación de una calidad ortogonal predominantemente bueno a excelente y un parámetro de asimetría máxima a buena constituye una base robusta para la simulación, minimizando riesgos de falsa difusión, inestabilidad del solucionador o reporte de volúmenes de celda negativos. Con la malla validada, se procede a la definición de las condiciones de frontera y a la ejecución del análisis de flujo en la tobera.

4.4 Revisión de la convergencia

Tras ejecutar 2000 iteraciones, se alcanzó la convergencia en la iteración número 272. Los residuales se estabilizaron en órdenes de magnitud de 10^{-14} para las ecuaciones de especies, 10^{-16} tanto para la velocidad en (x,y,z), energía, κ y ω . sin presentar picos ni oscilaciones bruscas que indiquen inestabilidad numérica.

En la pestaña de *Resultados*, se generaron *Reportes* \rightarrow *Fluxes* para evaluar el *mass flow rate* en entrada y salida, verificando la conservación de masa en la tobera. El balance resultante

mostró un error de 0.001%, valor excelente que confirma la robustez de la simulación y valida su concordancia con resultados teóricos y experimentales.

4.5 Configuración de Condiciones de Contorno

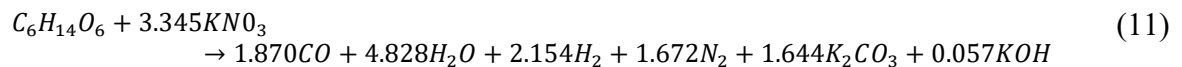
Una vez validada la malla, se realizó la configuración del modelo numérico en ANSYS Workbench, definiendo las condiciones de contorno, las propiedades termofísicas del fluido y los parámetros de operación del sistema.

- **Entrada (inlet):** Condiciones de estancamiento basadas en cálculos estequiométricos
- **Salida (outlet):** Condiciones no reflectantes
- **Paredes (wall):** No deslizamiento con acoplamiento térmico
- **Propiedades del fluido:** Mezcla de productos de combustión KNSB

Estos parámetros, fundamentados en la literatura especializada, aseguran la representación fiel del comportamiento del flujo compresible en la tobera del cohete Orión.

4.6 Estequiometria

Una vez realizado el estudio de independencia de malla se pasa a la siguiente etapa la cual fue la determinación de las propiedades características de propelente (KNSB) en una relación de 65% de $C_6H_{14}O_6$ (sorbitol) y 35% de KNO_3 (nitrato de potasio). Para esta relación oxidante-combustible la ecuación de combustión estándar es (Nakka, Sorbchem, s.f.):



Las condiciones de referencia para este análisis se basan en los parámetros de diseño del motor cohete Orión, con una presión en la cámara de combustión de aproximadamente 7.5 MPa. Para el desarrollo del balance estequiométrico y la obtención del número de moles de los productos

se realizó en PROPEP (programa de evaluación de propelentes) (Nakka, Tech sheet: KNSB, s.f.)

La relación de mezcla, definida por la proporción másica oxidante/combustible(O/F), se determinó mediante un balance termoquímico a partir de una ecuación global ajustada con un modelo semi-empírico. Dicho modelo representa el proceso de descomposición y combustión del propelente sólido y permite estimar la composición de los gases resultantes mostrados en la **Tabla 6**.

Tabla 6

Productos de la combustión

Sorbitol	solido	$C_6H_{14}O_6$
Nitrato de potasio	solido	KNO_3
Dióxido de carbono	Gas	CO_2
Monóxido de carbono	Gas	CO
Vapor	Gas	H_2O
Hidrogeno	Gas	H_2
Nitrógeno	Gas	N_2
Carbonato de potasio	Solido	K_2CO_3
Hidróxido de potasio	Solido	KOH

Nota: Fuente: <https://www.nakka-rocketry.net/sorbchem.html>

En la **Tabla 7** se presentan las características del propelente KNSB (65/35), incluyendo parámetros termodinámicos, de densidad y de tasa de combustión.

Tabla 7

Características del propelente KNSB (en relación 65/35)

Parámetro		unidades	Nota
Método de proceso			
Isp	Impulso específico, ideal	151.5	segundo [1]

C*	Velocidad de escape característica, teórica	2980(908)	ft/s (m/s)	
To	Temperatura de combustión teórica a 1000 Psia	1327 (1600)	grados Celsius (K)	[2]
To	Temperatura de combustión medida a 1000 Psia	grados Celsius	
	Densidad, ideal	1.841	gramos/cm ³	
	Densidad, tal como se moldea	1.82	gramos/cm ³	[3]
X	Fracción másica de productos en fase condensada	0,436		
k	Relación de calores específicos	1.137		[4]
M	Peso molecular efectivo de los productos de escape	3.39	gramos por mol	[5]
	Comportamiento de la tasa de combustión	mesa invertida		
ro	Tasa de consumo a 1 atm	0.102 (2.6)	pulg/seg (mm/seg.)	
r	Tasa de combustión a 1000 Psia	0.443 (11.3)	pulg/seg (mm/seg.)	
Tcr	Temperatura de autoignición	>300	grados centígrados	

[1] A una presión de 1000 psi; presión de salida una atmósfera

[2] Resultados de combustión de PROPEP

[3] Medido, típico

[4] Mezcla (2 fases), en condiciones de cámara

[5] Masa del sistema / número de moles de gas

Nota: Fuente <https://www.nakka-rocketry.net/sorbchem.html>

Los coeficientes estequiométricos de la ecuación estequiométrica global ajustada. Se utilizaron para calcular la composición másica de los productos de combustión presentes en la **Tabla 8**. Esta composición, expresada como fracciones másicas de cada especie (CO₂, H₂O, N₂, etc.), se definió directamente como entrada para la mezcla de gases ideales en ANSYS Fluent.

$$C_{O_2} = 1.870, C_{O} = 2.490, H_2O = 4.828, H_2 = 2.145, \quad N_2 = 1.672$$

Tabla 8*Masa molar de las especies*

Especie	Masa molar (Mi) (g/mol)
CO ₂	44
CO	28
H ₂ O	18
H ₂	2
N ₂	28

Cálculo de masa parcial de cada especie.

$$m_i = v_i M_i v_i \quad (12)$$

$$m_{\text{CO}_2} = 1.870 \times 44 = 82.28 \text{ g}$$

$$m_{\text{CO}} = 2.49 \times 28 = 69.72 \text{ g}$$

Masa total de la fase gaseosa

$$m_{\text{gas},\text{total}} = \sum_i m_i \quad (13)$$

$$m_{\text{gas},\text{total}} = 82.28 + 69.72 + 86.90 + 4.29 + 46.816 = 290.006 \text{ g}$$

Definición de fracción másica:

$$Y_i = \frac{m_i}{m_{\text{gas},\text{total}}} \quad (14)$$

Cálculo de fracciones másicas:

$$Y_{\text{CO}_2} = \frac{82.28}{290.006} = 0.28$$

$$Y_{\text{CO}} = \frac{69.72}{290.006} = 0.24$$

$$Y_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{86.90}{290.006} = 0.299$$

$$Y_{\text{H}_2} = \frac{4.29}{290.006} = 0.015$$

$$Y_{\text{N}_2} = \frac{46.816}{290.006} = 0.16$$

La determinación de la composición de los gases de combustión y de sus fracciones másicas permite establecer las condiciones termodinámicas iniciales del flujo que se expande a través de la tobera. Estas condiciones constituyen la base para el análisis del comportamiento del fluido y su posterior modelado numérico.

4.7 Condiciones iniciales y parámetros de análisis dentro de la convergencia numérica.

El análisis se inició a partir de un conjunto de condiciones conocidas, las cuales sirven como base para las primeras pruebas de simulación. A partir de estas, se determinan los siguientes parámetros de rendimiento: la presión a la salida, el impulso total, y los perfiles de velocidad; diferenciando entre la velocidad de entrada, la velocidad de salida y la velocidad de combustión del propelente. Adicionalmente, se calcula el número de Mach y se caracteriza las condiciones termodinámicas de temperatura tanto en la admisión como en la descarga de la tobera. (SÁNCHEZ, 2023).

Tabla 9

Datos conocidos

Presión interna	7.5 Mpa
Temperatura de quemado	1600 k
Velocidad en garganta	Mach 1

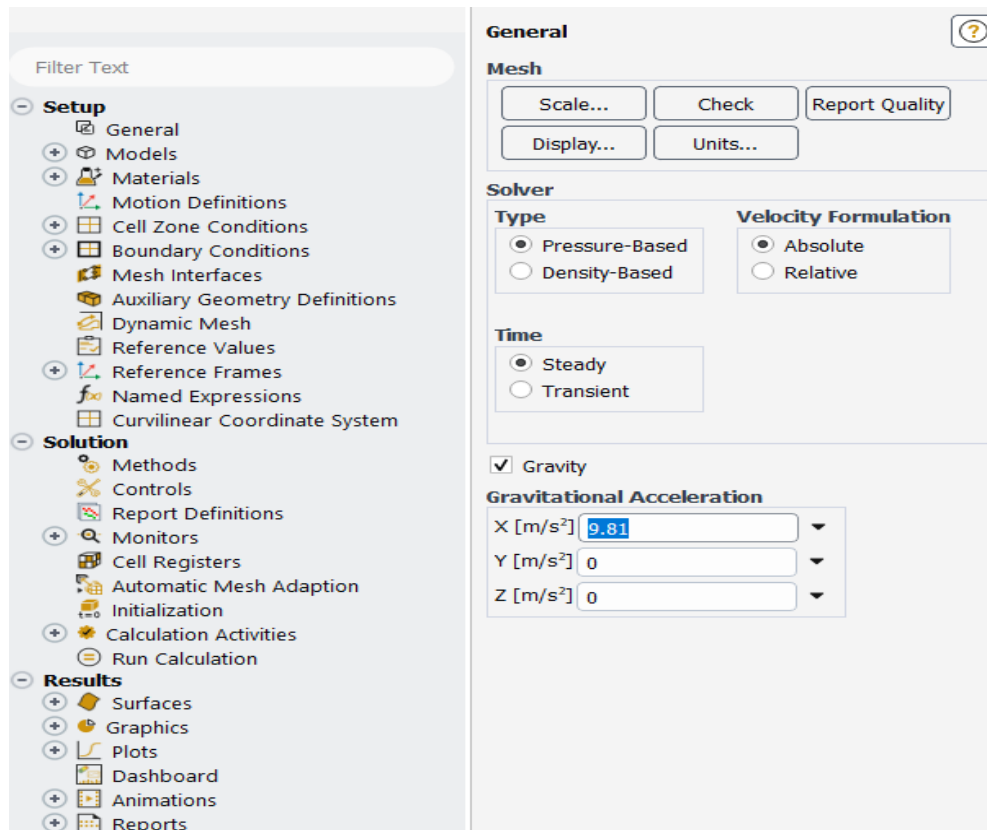
Se requiere caracterizar el comportamiento termofluidodinámico de la mezcla KNSB (nitrato de potasio-sorbitol) mediante las siguientes relaciones clave derivadas de la simulación CFD, para validar el impulso contra los valores previstos por el diseñador del cohete Orión mostrados en la **Tabla 10**.

Tabla 10

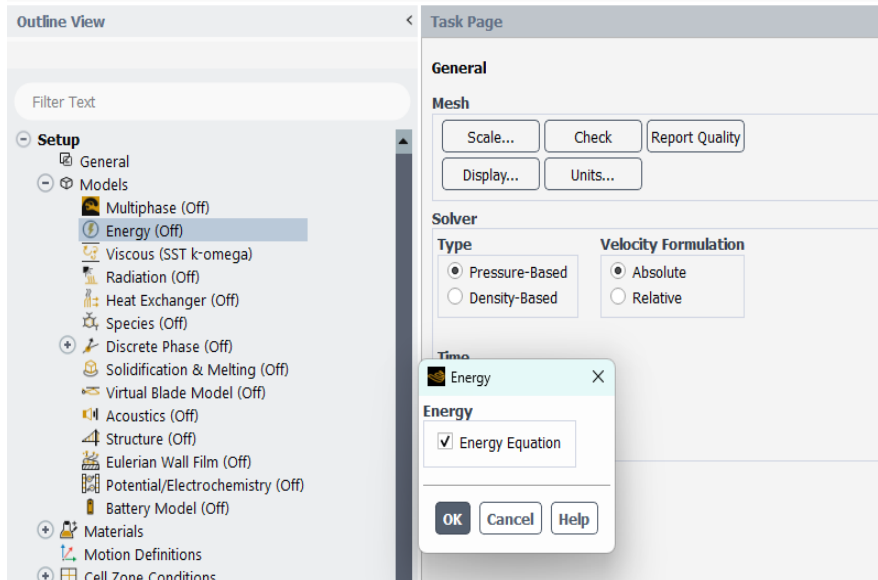
Parámetros teóricos de la tobera

Datos de garganta	Valor	Unidades
Presión (Pt)	4.23	Mpa
Temperatura (Tt)	1441	K
Mach (M)	1	(-)
Datos de entrada		
Presión (P1)	7.5	Mpa
Temperatura (T1)	1600	K
Mach (M1)	0.1	
Datos de salida		
Presión (P2)	0.0549	Mpa
Temperatura (T2)	638	K
Mach (M2)	3.70	(-)

Se incorpora la aceleración gravitacional terrestre ($g = 9.81 \frac{m}{s^2}$) en la dirección del eje x como se muestra en la **Figura 13**, considerando que esta actúa en la dirección del flujo de eyección del combustible.

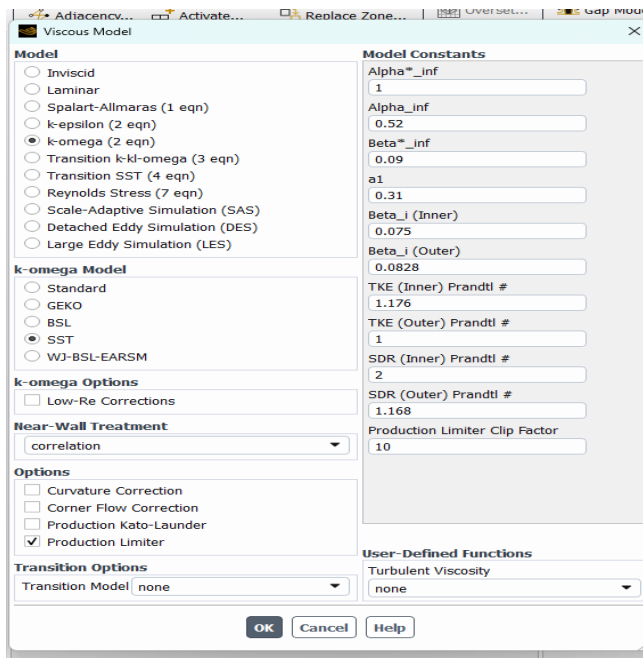
Figura 13*Configuración de gravedad*

En la barra desplegable izquierda *Models*, se activa la ecuación de energía, se confirma con OK y se cierra la ventana (**Figura 14**).

Figura 14*Configuración de energía*

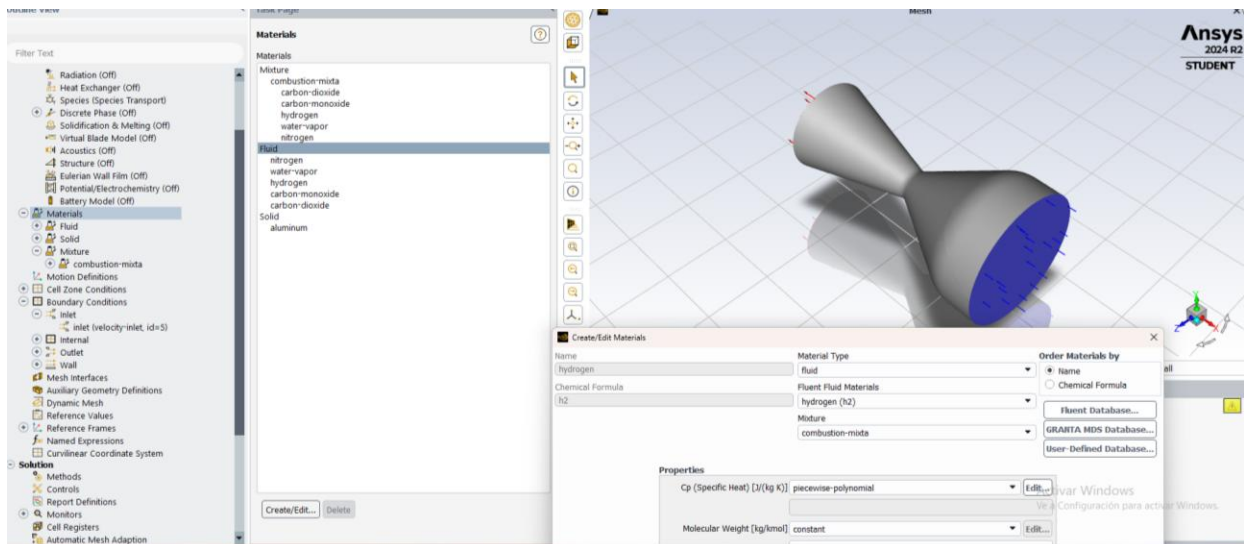
En la configuración de los modelos físicos **Figura 15**, se seleccionó el modelo de turbulencia $k-\omega$ SST como el más adecuado. A diferencia de otras variantes, el modelo SST es el estándar recomendado para simulaciones de toberas debido a su precisión en la predicción de la capa límite bajo fuertes gradientes de presión, lo que garantiza resultados robustos para el análisis del flujo interno. (González & López, 2019)

Figura 15

Modelo de turbulencia

A partir de los estados termodinámicos determinados previamente, se seleccionan las especies químicas **Figura 16** conforme a la ecuación de reacción presentada en secciones anteriores. Dado que la biblioteca nativa de ANSYS Fluent no incluye todas las especies generadas por la combustión KNSB.

Figura 16

Inserción de especies

Cabe destacar que el carbonato de potasio (K_2CO_3) generado corresponde a la fase sólida particulada (*discrete phase*), la cual no se modela en este proyecto debido a las limitaciones de la versión estudiantil de ANSYS. Esta simplificación no afecta significativamente los parámetros principales de empuje, presión y número de Mach; sin embargo, existe un intercambio de calor entre las partículas sólidas y los gases, que se incorpora manualmente como corrección energética.

Para ello, se accede a la sección *Physics* → *Materials* → *Create/Edit Materials*. En esta interfaz se definen las propiedades termo físicas de las especies gaseosas, creando únicamente una *mixture* con los compuestos seleccionados para la zona fluida continua (Yumusak & Evi, 2012).

4.8 Determinación del calor específico de las especies

Para los cálculos de la capacidad calorífica a presión constante $c_p(T)$, para CO_2 , CO , H_2O , N_2 y H_2 se utilizaron los polinomios propuestos por Çengel & Boles para gases ideales. Estos modelos polinómicos son ampliamente empleados en análisis termodinámicos de ingeniería y resultan apropiados para su implementación directa en simulaciones CFD.

Formula general para la capacidad calorífica molar:

$$\overline{Cp} = a_1 + a_2T + a_3T^2 + a_4T^3 \quad (15)$$

Donde T se expresa en grados Kelvin (K) y \overline{Cp} en kJ/kmol·K .

Conversión de Cp base másica:

$$Cp \left(\frac{J}{kg \cdot K} \right) = \frac{\overline{Cp} \left(\frac{kJ}{kmol \cdot K} \right)}{M} \quad (16)$$

Siendo M la masa molar de cada especie en kg/kmol.

$$cp \left(\frac{J}{kg \cdot K} \right) = \frac{1000 * \overline{Cp}}{M}$$

Estos polinomios proporcionan una representación precisa del comportamiento térmico de los productos de combustión KNSB en el rango de temperaturas típico de operación (1000-2500 K) (Çengel, Boles, & Kanoglu, 2019) desarrollados a continuación.

4.8.1 Dióxido de Carbono (CO₂)

$$\overline{Cp} = 22.26 + 5.981 \times 10^{-2}T - 3.501 \times 10^{-5}T^2 + 7.469 \times 10^{-9}T^3$$

$$M = 44.01 \frac{kg}{kmol}$$

Evaluación a

$$T = 1600 K \quad ; \quad cp \approx 63.3 \frac{kJ}{kmol \cdot K}$$

$$cp = \left(\frac{1000}{44.01} \right) * 63.3 \approx 1438 \frac{J}{kg \cdot K}$$

4.8.2 Monóxido de Carbono (CO)

$$\bar{c}_p = 28.16 + 1.675 \times 10^{-3} T + 5.372 \times 10^{-6} T^2 - 2.222 \times 10^{-9} T^3$$

$$M = 28.01 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}}$$

Evaluación a

$$T = 1600 \text{ K} ; \quad c_p \approx 33.6 \frac{\text{kJ}}{\text{kmol} \cdot \text{K}}$$

$$c_p \approx 1200 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

4.8.3 Vapor de Agua (H₂O)

$$\bar{c}_p = 32.24 + 1.923 \times 10^{-3} T + 1.055 \times 10^{-5} T^2 - 3.595 \times 10^{-9} T^3$$

$$M = 18.02 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}}$$

Evaluación a

$$T = 1600 \text{ K} ; \quad c_p \approx 33.6 \frac{\text{kJ}}{\text{kmol} \cdot \text{K}}$$

$$c_p \approx 41.9 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

4.8.4 Nitrógeno (N₂)

$$\bar{c}_p = 28.90 - 1.571 \times 10^{-3} T + 8.081 \times 10^{-6} T^2 - 2.873 \times 10^{-9} T^3$$

$$M = 28.01 \frac{\text{kg}}{\text{kmol}}$$

Evaluación a

$$T = 1600 \text{ K} ; \quad c_p \approx 33.9 \frac{\text{kJ}}{\text{kmol} \cdot \text{K}}$$

$$c_p \approx 1210 \frac{\text{J}}{\text{kg} \cdot \text{K}}$$

4.8.5 Hidrógeno (H_2)

$$\bar{c}_p = 29.11 - 1.916 \times 10^{-3} T + 4.003 \times 10^{-6} T^2 - 0.8704 \times 10^{-9} T^3$$

$$M = 2.016 \frac{kg}{kmol}$$

Evaluación a

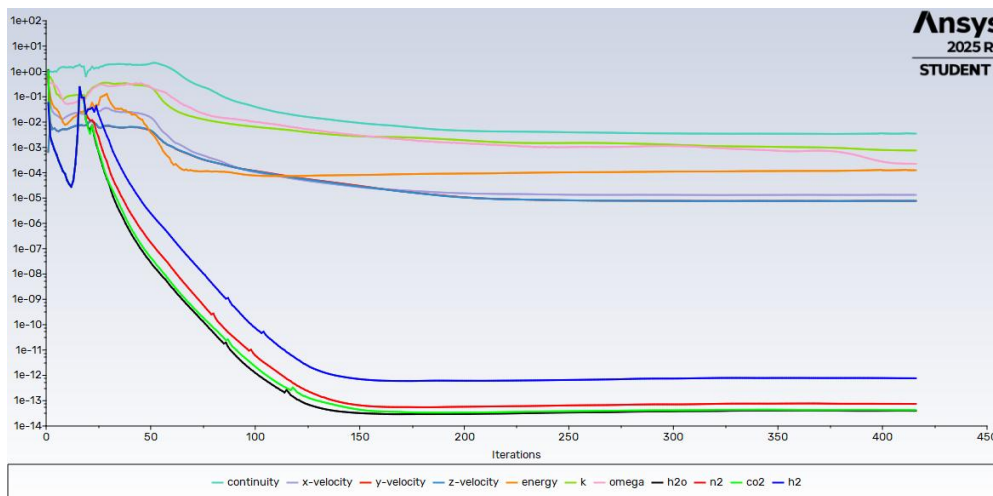
$$T = 1600 K \quad ; \quad c_p \approx 30.6 \frac{kJ}{kmol \cdot K}$$

$$c_p \approx 15178 \frac{J}{kg \cdot K}$$

Tras implementar las propiedades termo-físicas de la mezcla, se evaluó la convergencia numérica mediante el monitoreo de residuales de las ecuaciones gobernantes.

Figura 17

Grafica de residuales simulaciones de la tobera



La **Figura 17** presenta la evolución de los residuales durante el proceso iterativo de la simulación. Se observa que la ecuación de continuidad, así como las ecuaciones de momento en las direcciones x , y y z , disminuyeron de manera progresiva hasta estabilizarse en magnitudes del orden de 10^{-12} a 10^{-13} , lo cual evidencia una convergencia rigurosa del campo de flujo.

De igual manera, la ecuación de energía alcanzó una estabilización sostenida en niveles del orden de 10^{-4} , mientras que los residuales asociados a los modelos de turbulencia k y ω convergieron hacia valores cercanos a 10^{-13} . Este comportamiento sugiere que el modelo numérico logró resolver adecuadamente la interacción entre los efectos viscosos, turbulentos y térmicos presentes en el flujo de la tobera.

A partir de estos resultados convergentes, se verificó el balance de flujo másico entre entrada (*inlet*) y salida (*outlet*) de la tobera.

Figura 18

Balance de flujo masico en la tobera

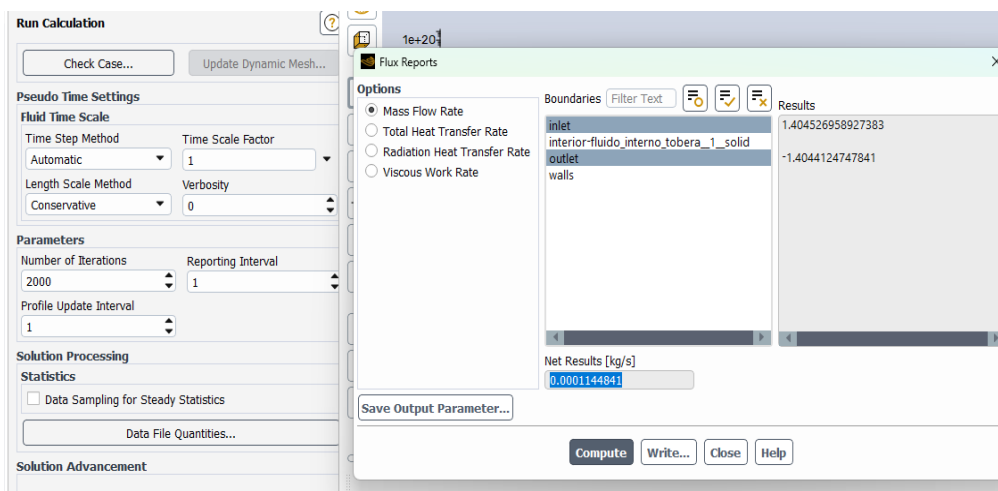


Tabla 11

Balance flujo masico en la tobera

Superficie	Flujo másico neto (kg/s)
Entrada (<i>inlet</i>)	1.4045
Salida (<i>outlet</i>)	-1.4044
Diferencia absoluta	0.000114 kg/s
Error relativo	0.0071%

En la **Figura 18** se muestra el flujo masico tanto en la entrada como en la salida obteniendo un error relativo de 0.0071% (**Tabla II**) mostrando que se encuentra dentro de los límites recomendados por (ANSYS Fluent, 2023) para flujos compresibles ($< 5\%$) y (Roache, 1998) para aplicaciones propulsivas (0.1-3%), confirmando la robustez del modelo numérico.

4.9 Análisis de Resultados Termo-Fluidos

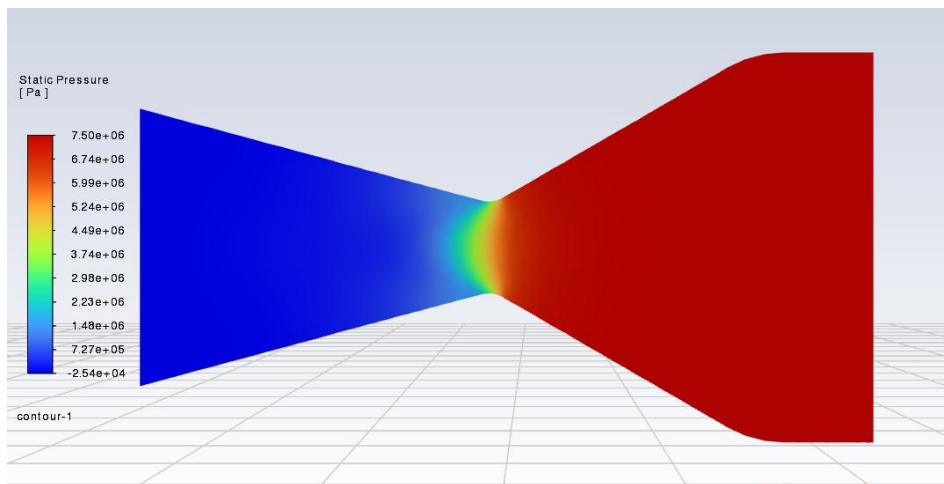
En esta sección se analiza el comportamiento del flujo compresible a partir de las variables principales de presión estática, velocidad y temperatura, empleando la malla validada y las condiciones de operación definidas.

4.9.1 Presión estática

La distribución espacial de presión estática (Pa) revela el comportamiento característico de una tobera convergente-divergente en régimen supersónico:

Figura 19

Contorno de presión estática en la tobera



La distribución de presión estática en la **Figura 19** evidenció una disminución desde la entrada hasta la garganta, donde se registró 7.5 MPa y 4.49 MPa , respectivamente. En la salida se obtuvo una presión manométrica de -0.0254 MPa , , equivalente a una presión absoluta de

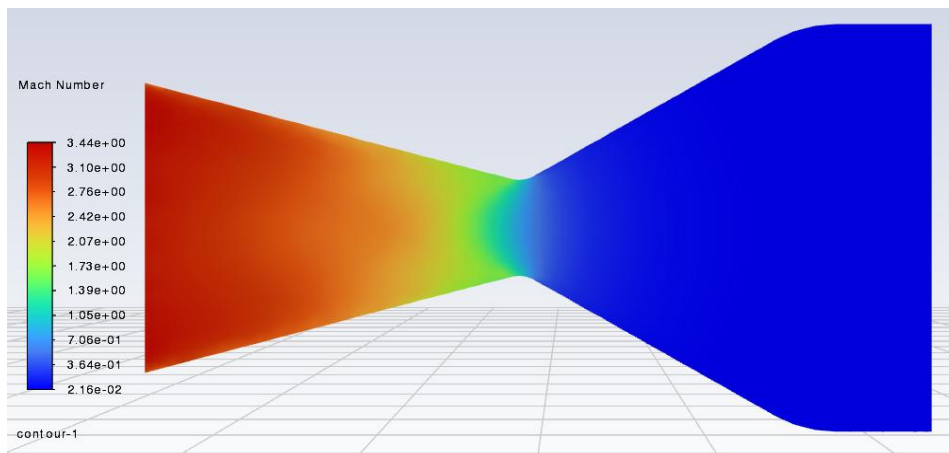
75.925 kPa , considerando como referencia la presión atmosférica estándar de 101.325 kPa . Este comportamiento confirma la expansión del flujo en la sección divergente de la tobera.

4.9.2 *Numero de mach*

La distribución espacial del número de Mach confirma el régimen supersónico esperado en la tobera.

Figura 20

Distribución del número de Mach en la tobera.



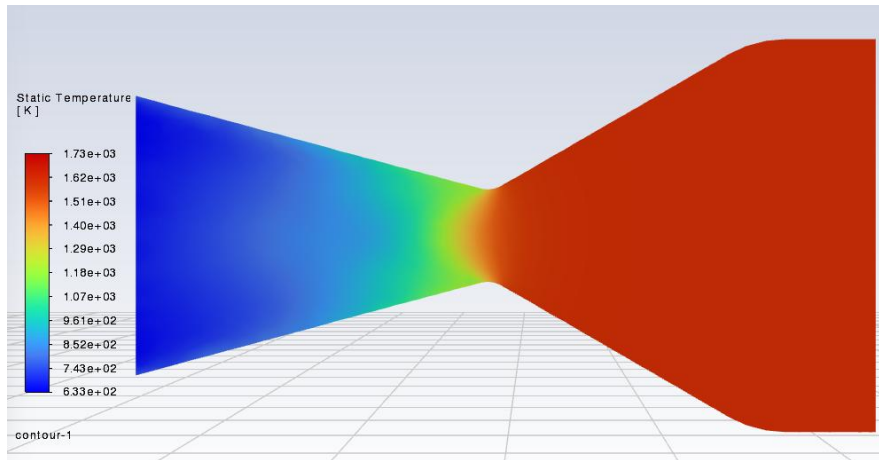
En la **Figura 20** se observa una aceleración hasta valores máximos cercanos a 3.44 en la sección divergente, con transición a flujo subcrítico en la salida debido a la expansión del chorro.

4.9.3 *Temperatura estática*

La distribución espacial de temperatura estática mostrada en la **Figura 21** evidencia el enfriamiento isentrópico esperado en la expansión supersónica. Como podemos observar los datos teóricos son de 638k y los arrojados por ANSYS es de 633k. podemos observar que el error típico es de 0.78%, este error se encuentra a partir de la diferencia de temperaturas entre la teórica y la simulación.

Figura 21

Distribución de temperatura en la tobera.

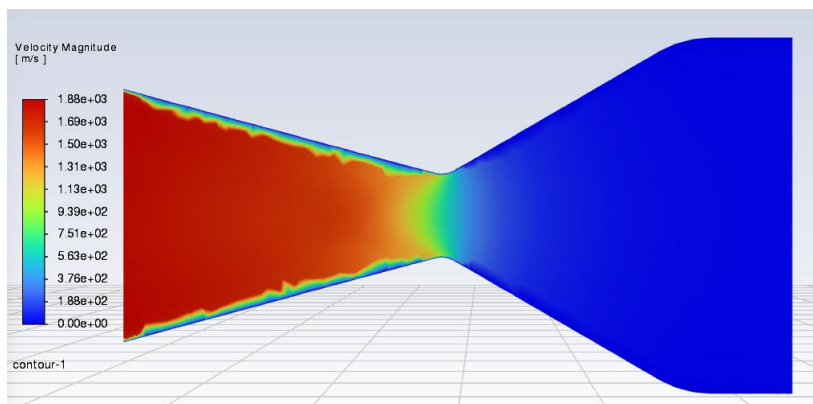


4.9.4 Magnitud de la velocidad

La **Figura 22** muestra una aceleración marcada en cada sección de la tobera, además se logra observar que la superficie de la tobera, se observa el no deslizamiento entre la pared y el flujo, como su separación.

Figura 22

Distribución de velocidad en la tobera.



Se evidencia una velocidad aproximada en la garganta de 1000 m/s aumentando gradualmente hasta la salida donde se registraron valores de 1880 m/s.

4.10 Cálculo del Empuje

A partir de los resultados obtenidos de la simulación, se calculó el empuje propulsivo mediante la ecuación (4) utilizando los parámetros directamente extraídos del post-procesado CFD:

Remplazando los valores en la ecuación se obtiene que el empuje total es:

$$F_{momentum} = \dot{m} \times V_e = 1.48 \times 1880 = 2782.4 \text{ N}$$

$$\Delta p = p_e - p_a = 75925 - 101325 = -25400 \text{ Pa}$$

$$F_{presión} = \Delta p \times A_e = -25400 \times 0.002003 = -50.876 \text{ N}$$

$$F_{total} = 2782.4 + (-50.87) = 2731.53 \text{ N}$$

4.11 Cálculo del Impulso Real

Para el cálculo del impulso se utiliza la ecuación (5) a partir de los valores obtenidos del CFD

$$I_t = \int F(t)dt$$

$$I_t = 2731.53 * 2.58 = 7047.34 \text{ Ns}$$

4.12 Análisis general sobre la tobera del cohete Orión

Respecto a el modelo tipo L en el cual esta parametrizado el cohete Orión, además de su impulso, empuje y resultados posteriores a ANSYS, se puede observar que:

- La clasificación del motor se realizó en función del impulso total, de acuerdo con los estándares establecidos por la National Association of Rocketry (NAR) y la Tripoli Rocketry Association. Según esta clasificación, los motores de clase L corresponden a un rango de 2560 a 5120 N·s, mientras que los motores de clase M abarcan de 5120 a 10240 N·s. Dado que el impulso total obtenido en este estudio es de 7047.34 N·s, el motor analizado se clasifica dentro de la categoría M (Tripoli Rocketry Association, Inc., (s. f.)).

- A pesar de que la tobera permite el desarrollo de un flujo supersónico y reproduce adecuadamente parámetros como el número de Mach y la temperatura de salida, se observa una discrepancia en la presión de salida con respecto al valor teórico. Esto indica que, aunque la geometría es funcional, no se encuentra completamente adaptada a las condiciones de operación analizadas, presentando una expansión incompleta del flujo (subexpansión). Por lo tanto, la relación de áreas de la tobera no es óptima para alcanzar la presión de salida teórica esperada.

4.13 Estudio del comportamiento de la tobera al variar los ángulos de convergencia y divergencia

Se evaluó la variación de los ángulos de convergencia y divergencia de la tobera para maximizar el impulso del cohete Orión, manteniendo las condiciones teóricas de diseño presentes en la **Tabla 9** y el área de entrada presente en la **Tabla 3**. para esto se planteó una geometría de fluido diferentes con el fin de comparar los resultados obtenidos por medio de graficas comparando velocidad, presión y temperatura. Una vez realizado esto se selecciona la mejor geometría con el fin de hacer el diseño de una tobera para el cohete Orión .

4.13.1 Geometría de fluido nueva

Figura 23

2d parámetro postcombustión

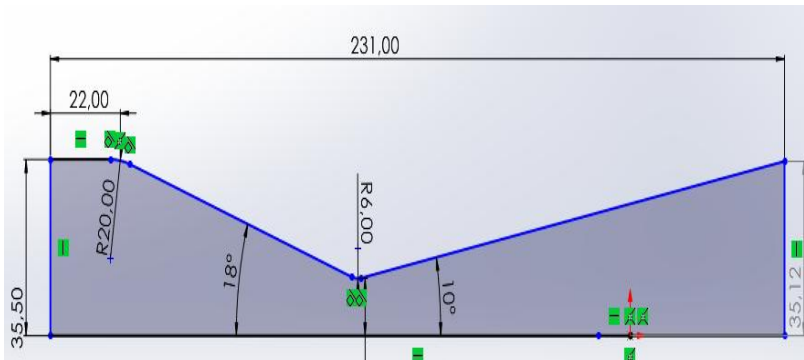
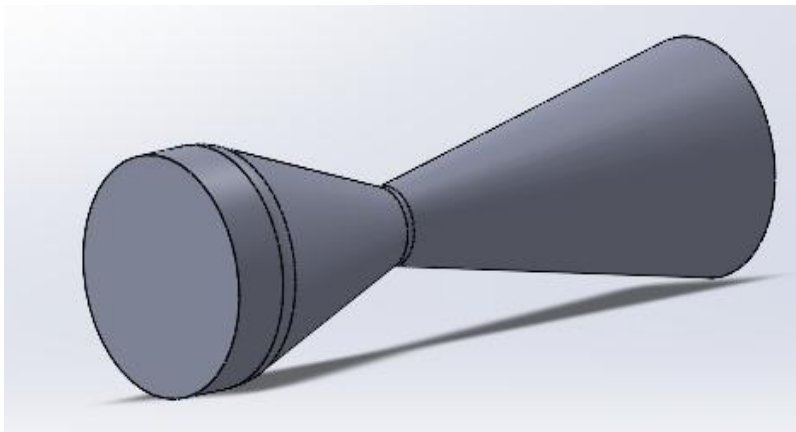


Figura 24

Parámetro completo postcombustión nuevo



4.13.2 Determinación de valores teóricos para la nueva geometría de fluido

La relación de áreas de la tobera se obtiene con la expresión:

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \left(\frac{D_e}{D_t}\right)^2 \quad (17)$$

Sustituyendo los valores geométricos:

$$\varepsilon = \left(\frac{71,00}{23,10}\right)^2 = 9,45$$

Este valor representa una expansión alta, consistente con una tobera supersónica de tipo De Laval (Anderson J. , 2003).

4.13.3 Condiciones en la garganta nueva tobera.

En la garganta de una tobera convergente-divergente ideal, el flujo alcanza condición sónica, por lo que el número de Mach es aproximadamente 1. La relación de presión crítica está dada por:

$$\frac{P_t}{P_0} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (18)$$

Sustituyendo $k = 1.205$:

$$\frac{P_t}{P_0} = \left(\frac{2}{2.205} \right)^{\frac{1.205}{0.205}} = 0.564$$

Por tanto, la presión en la garganta es:

$$P_t = 0.564 P_0 = 0.564 \times 7.5 = 4.23 \text{ Mpa}$$

La temperatura en la garganta se calcula con:

$$\frac{T_t}{T_0} = \frac{2}{k+1} \quad (19)$$

$$T_t = T_0 \left(\frac{2}{k+1} \right) = 1600 \left(\frac{2}{2.205} \right) = 1451 \text{ °K}$$

La velocidad local del sonido en la garganta se expresa como:

$$a_t = \sqrt{kRT_t} \quad (20)$$

$$a_t = \sqrt{1.205 \times 459.8 \times 1451} = 897 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Como en la garganta $M_t = 1$, la velocidad del flujo es:

$$V_t = M_t a_t = 1 \times 897 = 897 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

4.13.4 Condiciones en la salida nueva tobera.

Para una tobera supersónica isentrópica, las propiedades de salida dependen del número de Mach de salida y de la relación de áreas. La relación entre área y número de Mach está dada por la Ecuación (3). Usando $A_e/A_t = 9.24$, el valor teórico correspondiente para la rama supersónica es aproximadamente:

$$M_e \approx 3.24$$

La relación de presión entre la salida y la cámara es:

$$\frac{P_e}{P_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_e^2\right)^{-\frac{k}{k-1}} \quad (21)$$

Sustituyendo $M_e = 3.24$:

$$\frac{P_e}{P_0} = \left(1 + \frac{0.205}{2} (3.24)^2\right)^{-\frac{1.205}{0.205}} = 0.0140$$

Por tanto, la presión de salida es: 0.0136

$$P_e = 0.0136 \times 7.5 \times 10^6 = 1.02 \times 10^5 \text{ Pa}$$

$$P_e \approx 102.418 \text{ Kpa}$$

Este valor es muy cercano a la presión atmosférica estándar al nivel del mar, por lo que la tobera se encuentra prácticamente adaptada a esas condiciones.

La temperatura de salida se calcula con:

$$\frac{T_e}{T_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_e^2\right)^{-1} \quad (22)$$

$$T_e = 1600 \left(1 + \frac{0.205}{2} (3.24)^2\right)^{-1} = 770 \text{ }^\circ\text{K}$$

La velocidad del sonido a la salida es: $a_e = \sqrt{1.205 \times 459.8 \times 770} = 601$

La velocidad de salida: $V_e = 3.24 \times 601 = 19479 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

4.13.5 Simulación CFD nueva geometría de fluido.

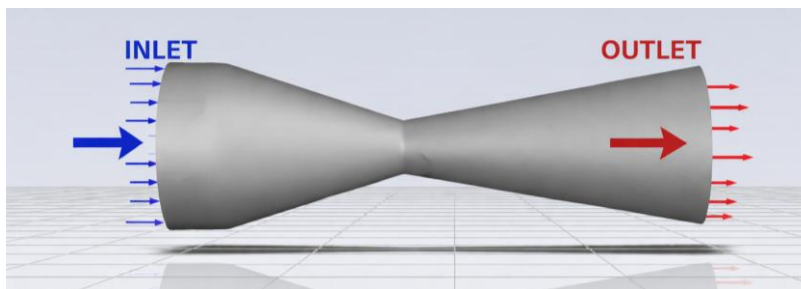
A partir de la nueva geometría, se emplearon los parámetros previamente definidos, correspondientes a la presión, temperatura y número de Mach, en la simulación de la tobera. Esta configuración generó un incremento significativo en la presión, la velocidad, el número de Mach y la temperatura, dando como resultado una mejora notable en el impulso.

A continuación, se presentan los resultados obtenidos mediante ANSYS, los cuales se usaron una longitud elemento de 3mm y un refinamiento al triple de ese valor obteniendo 139545 Nodos y 751829 elementos. El refinamiento se implementó en regiones específicas como entrada(inlet), salida (outlet) y garganta (throat).

En la **Figura 25** se muestra la dirección del fluido dentro de la tobera.

Figura 25

Dirección de flujo nueva tobera

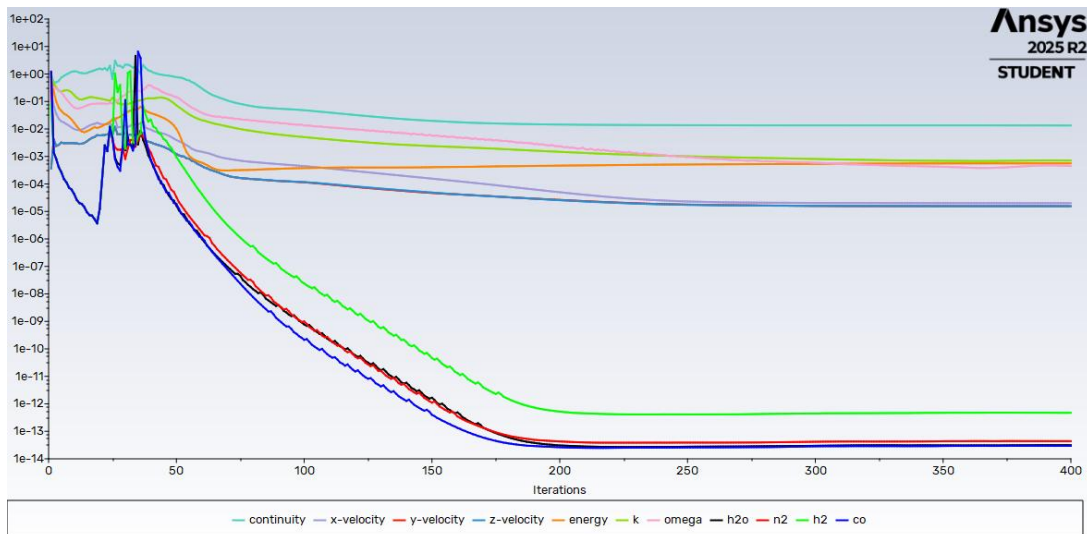


4.13.6 Residuales comportamiento geometría de fluido.

La siguiente imagen es con los residuales tomados de la nueva geometría de fluido con 400 iteraciones.

Figura 26

Grafica de residuales nueva geometría de fluido.



En la **Figura 26** después de haber realizado 400 iteraciones, se muestra que hubo convergencia y esta se dio porque los residuales eran estables y el comportamiento no era brusco. Obteniendo así un comportamiento en los parámetros de evaluación en la siguiente imagen se presenta la gráfica de número de Mach, la cual se extrae del programa ANSYS, presentando un valor a la salida de la tobera de 3.24 Mach. Este valor se encuentra dentro del rango calculado teóricamente en el diseño de la tobera C-D. Además, tendremos un valor de presión a la salida de la tobera de $-1.99E4$ Pa, lo cual se obtendrá el valor real de presión que fue alcanzada mediante ecuaciones teóricas. El sistema alcanzó un flujo masico de 2.728 kg/s.

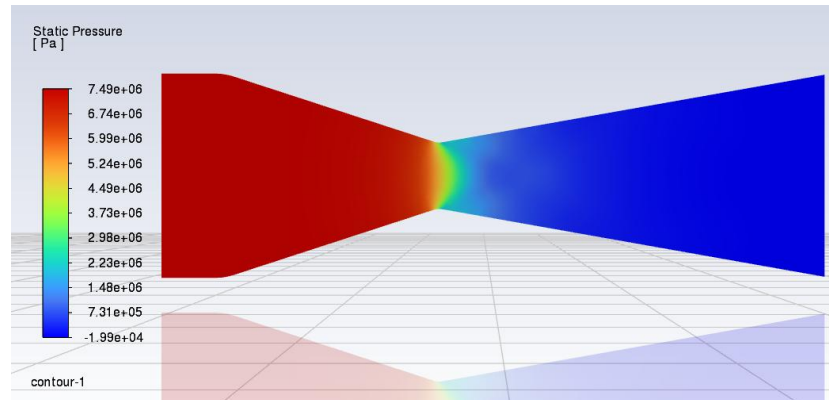
4.14 Análisis de Resultados para la nueva geometría.

En esta sección se presentan y analizan los resultados termo-fluidos obtenidos para la nueva geometría del canal de flujo, a partir de la simulación numérica realizada mediante dinámica de fluidos computacional (CFD). El análisis se centra en la distribución de variables como presión, velocidad, temperatura y número de Mach, con el fin de evaluar el comportamiento del fluido a lo largo del dominio y verificar la influencia de la geometría sobre el desempeño del sistema.

La geometría del flujo constituye un factor determinante en el desarrollo de la pérdida de carga, la aceleración del fluido y la variación de las propiedades locales del campo fluido, por lo que su evaluación resulta esencial en estudios termo-fluidos (ega Moreno, 2016).

Figura 27

Contorno de presión estática para la nueva geometría



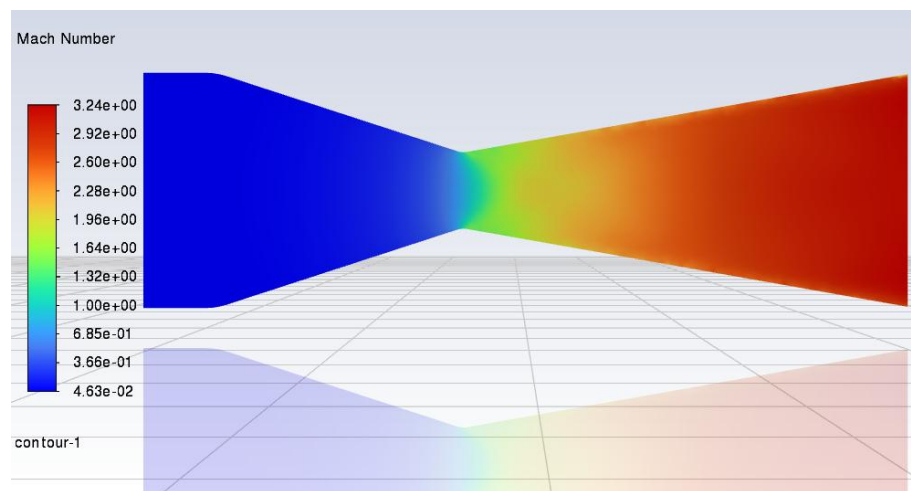
La **Figura 27** muestra la distribución de presión estática evidenciando una disminución desde la entrada hasta la garganta, donde se registró 7.5 MPa y 4.49 MPa , respectivamente. En la salida se obtuvo una presión manométrica de -0.0199 MPa , , equivalente a una presión absoluta de 81.425 kPa , considerando como referencia la presión atmosférica estándar de 101.325 kPa . Este comportamiento confirma la expansión del flujo en la sección divergente de la tobera, La **Tabla 12** muestra la diferencia de los valores de presión arrojados en las simulaciones CFD de cada una de las geometrías de los fluidos presentes en la **Figura 5** y **Figura 24** es muy pequeña solo en la salida. Esta pequeña diferencia sugiere que las toberas presentan un comportamiento muy similar en la descarga.

Tabla 12*Comparativa de la variación de presión*

Posición x/L	Tobera nueva (MPa)	Tobera (MPa)	Tobera nueva 2 (MPa)
0	7.49	7.5	7.5
0.14	5.99	5.99	5.99
0.29	4.49	4.49	4.49
0.43	3.73	3.74	3.74
0.57	2.23	2.23	2.23
0.71	1.48	1.48	1.48
0,86	0.731	0.727	0.715
1	-0.0199	-0.0254	-0.0357

La **Figura 28** presenta la distribución del número de Mach a lo largo de la tobera convergente-divergente obtenida mediante simulación CFD. En la sección de entrada se identifica un régimen subsónico, representado por los tonos azules, mientras que en la zona convergente el flujo experimenta una aceleración gradual hasta alcanzar valores cercanos a Mach 1 en la garganta.

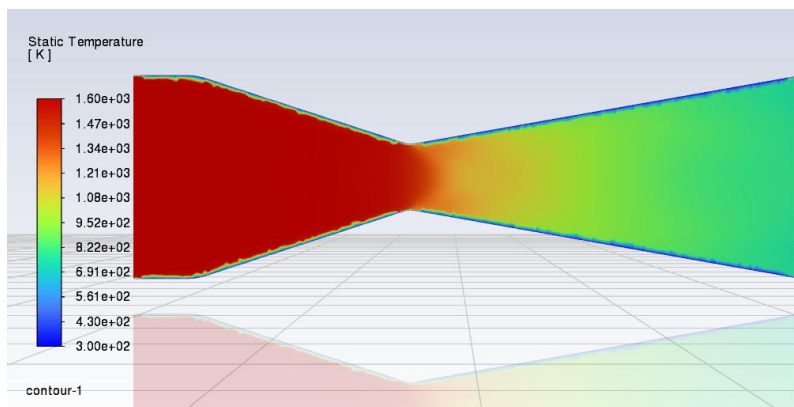
A partir de este punto, el flujo entra en régimen supersónico en la sección divergente, donde el número de Mach aumenta de forma sostenida hasta alcanzar valores próximos a 3.24 en la salida.

Figura 28*Distribución del número de Mach en la nueva geometría de fluido.*

La **Figura 29** presenta la distribución de temperatura estática en la tobera convergente-divergente obtenida mediante simulación CFD. En la entrada se observan los valores más altos de temperatura, cercanos a 1600 K , representados por la coloración roja. A medida que el fluido avanza por la sección convergente, la temperatura disminuye gradualmente hasta llegar a la garganta, donde se identifica una caída más pronunciada asociada a la aceleración del flujo. En la sección divergente, la temperatura continúa reduciéndose hasta alcanzar valores próximos a 781 K en la salida.

Figura 29

Distribución de temperatura estática en la nueva geometría de fluido



Se empleó el promedio ponderado por área de la presión estática *Area-Weighted Average Static Pressure* para evaluar el comportamiento del flujo en las diferentes secciones de la tobera tal como se muestra en la **Figura 30**, permitiendo obtener un valor representativo de la distribución de presión en cada superficie analizada.

Figura 30*Ponderado por área de presión estática*

Area-Weighted Average Static Pressure	[Pa]
inlet	7482271.4
outlet	6814.5596
walls	3505574.4
Net	3555143.9

En la **Figura 31** se evidencia el cumplimiento de la condición de no deslizamiento en las paredes de la tobera, según la cual la velocidad del fluido en el interfaz fluido-pared coincide con la de la superficie sólida. Dado que la tobera es estacionaria, la velocidad del fluido en dicha región es nula, lo que da lugar a la formación de una capa límite donde se desarrollan los efectos viscosos.

Figura 31*Velocidad en las secciones de estudio de la geometría.*

Area-Weighted Average Velocity Magnitude	[m/s]
inlet	51.383724
outlet	1812.3288
walls	0
Net	163.47114

La temperatura estática promedio ponderada por área **Figura 32** fue utilizada para analizar la variación térmica del flujo a lo largo de la tobera, observándose una disminución progresiva desde la entrada hasta la salida, lo cual es consistente con el proceso de expansión y aceleración del fluido. Como se puede observar la temperatura teórica tiene como resultado 771 K y en la salida es de 781.9 K.

Figura 32*Temperatura estatica ponderada*

Area-Weighted Average Static Temperature	[K]
inlet	1599.3712
outlet	781.91829
Net	1195.0945

4.15 Comparación de rendimiento de la tobera variando sus angulos en CFD

Una vez completada la fase de simulación se hizo la **Tabla 13** con el fin de comparar los resultados de cada tobera con respecto a sus angulos de convergencia y divergencia.

Tabla 13*Comparativa de las toberas*

	Tobera Orion	Tobera 2	Tobera 3
$\theta_{convergente}$	60°	36°	46°
$\theta_{divergente}$	30°	20°	26°
Φ_{inlet}	71 mm	71 mm	71 mm
Φ_t	16 mm	23.1 mm	18 mm
Φ_{outlet}	50.5 mm	70.24 mm	60 mm
p_{in}	7.5 Mpa	7.5 Mpa	7.5 Mpa
T_{in}	1600 K	1600 K	1600 K
v_{in}	0 m/s	51.38m/s	33 m/s
M_{in}	0.1	0.1	0.002
p_t	4.23 Mpa	4.23 Mpa	4.32 Mpa
T_t	1441 K	1470 K	1396 K
v_g	739 m/s	739 m/s	739 m/s
M_g	0.89	1	1
p_{out}	0.0759 Mpa	0.0814 Mpa	0.0433 Mpa

T_{out}	633 K	781 K	490 K
v_{out}	1880 m/s	1812 m/s	1846.3 m/s
M_{out}	3.7	3.24	3.8
F	2731.53 N	4865.8 N	2864 N
ips	7047.34 Ns	12,554 Ns	7389 N.S
<i>clase</i>	M	N	M

De acuerdo con los resultados obtenidos en la **Tabla 13**, la **Tobera 2** presenta el mayor empuje e impulso específico, lo cual indica una mejor conversión de la energía térmica del gas en energía cinética. Esta diferencia se asocia principalmente con la geometría de la tobera y con la forma en que el flujo se expande en la sección divergente. Aunque la **Tobera Orión** alcanza una velocidad de salida mayor, su desempeño global es menor que el de la **Tobera 2**, lo que evidencia que el empuje no depende únicamente de la velocidad del chorro, sino también del término de presión en la salida y del ajuste entre el flujo y la presión ambiente. Por su parte, la **Tobera 3** muestra un comportamiento intermedio, lo que sugiere que su configuración geométrica genera una expansión menos favorable o mayores pérdidas internas. En consecuencia, la **Tobera 2** puede considerarse la alternativa de mejor desempeño entre las tres analizadas.

5 Diseño Térmico y Mecánico de la Tobera

Para el diseño preliminar de la tobera se adoptó una estructura compuesta por un cuerpo externo de acero inoxidable AISI 304 y un inserto interno de grafito de 4 mm de espesor en la garganta. El objetivo del recubrimiento es reducir la temperatura transmitida a la pared metálica, de manera que la interfaz acero-grafito no supere 950 K, valor tomado como límite térmico de diseño. En la literatura técnica, el AISI 304 se utiliza ampliamente en aplicaciones estructurales y

de conducción de fluidos, aunque su empleo a temperaturas elevadas debe evaluarse con cautela por la pérdida progresiva de propiedades mecánicas (Vishwa Stainless, 2022).

Criterio de temperatura en la interfaz

Se establece como condición de diseño que la temperatura en la interfaz entre el grafito y el acero no exceda:

$$T_{int} = 950 \text{ K}$$

La conversión a grados Celsius es:

$$T_{int} = 950 - 273.15 = 676.85 \text{ } ^\circ\text{C}$$

Este valor será el límite térmico que debe alcanzarse en la cara interna de la pared metálica para evitar degradación térmica acelerada del acero AISI 304 (Vishwa Stainless, 2022) .

5.1 Datos de entrada

Los datos geométricos **Tabla 14** y termodinámicos **Tabla 7** empleados corresponden al diseño de tobera previamente definido y a las condiciones de operación mostradas en la simulación CDF.

Tabla 14

Datos de entrada diseño de tobera

Parámetro	Símbolo	Valor
Presión de cámara	P_0	7.5 MPa
Temperatura de cámara	T_0	1600 K
Diámetro de garganta	D_t	23.1 mm
Radio de garganta	r_t	11.55 mm
Espesor geométrico actual	t	3.0 mm
Material		AISI 304
Condición térmica		Sin enfriamiento

Factor de seguridad de diseño	n	3.0
-------------------------------	-----	-----

5.2 Propiedades del acero AISI 304

Las propiedades del acero inoxidable AISI 304 stainless steel dependen del tratamiento térmico y del proceso de conformado al que haya sido sometido el material **Tabla 15**. En particular, el endurecimiento por deformación en frío puede incrementar significativamente su resistencia mecánica, mientras que reduce su ductilidad (AZoM, 201).

Tabla 15

Características del acero AISI 304

Propiedad	Valor típico
Límite elástico σ_{adm}	$\approx 190 - 205$ MPa
Resistencia última σ_u	$\approx 500 - 700$ MPa
Elongación	≥ 40 %
Dureza	≤ 201 HB

5.3 Criterio de esfuerzo admisible

Para diseño preliminar por resistencia estática, el esfuerzo admisible se define como el límite elástico dividido por el factor de seguridad (Beer & Johnston, 2017).

$$\sigma_{adm} = \frac{\sigma_y}{n} \quad (23)$$

Sustituyendo:

$$\sigma_{adm} = \frac{200}{3.0} = 66.666 \text{ Mpa}$$

Este valor se adopta como referencia para la verificación mecánica preliminar de la garganta.

5.4 Esfuerzo por presión interna

En una primera aproximación, la garganta puede considerarse como un cilindro de pared delgada sometido a presión interna.

el esfuerzo circunferencial o tangencial en un cilindro delgado cerrado es (Beer & Johnston, 2017):

$$\sigma_{\theta} = \frac{p_0 r}{t} \quad (24)$$

Despejando el espesor mínimo requerido (Beer & Johnston, 2017):

$$t_{min} = \frac{p_0 r}{\sigma_{adm}} \quad (25)$$

Sustituyendo la presión máxima de cámara y el radio de garganta:

$$t_{min} = \frac{(7.5 \times 10^6)(0.01155)}{66.66 \times 10^6}$$

$$t_{min} = 1.299 \times 10^{-3} m \text{ o } 1.29 \text{ mm}$$

Por tanto, el espesor mínimo por criterio exclusivamente mecánico de presión interna es aproximadamente 1.29 mm.

5.5 Verificación del esfuerzo circunferencial con el espesor actual

Usando el espesor geométrico de 1.29 mm, el esfuerzo de aro en la garganta es:

$$\sigma_h = \frac{Pr}{t}$$

$$\sigma_{\theta} = \frac{(7.5 \times 10^6)(0.01155)}{0.0029}$$

$$\sigma_{\theta} = 29.741 \text{ Mpa}$$

5.6 Inserto interno de grafito

Con el propósito de disminuir la transferencia de calor hacia el acero, se incorpora un inserto interno de grafito en la garganta de espesor:

$$t_g = 4 \text{ mm} = 0.004 \text{ m}$$

Ya que dicho espesor proporciona una resistencia térmica suficiente para generar el gradiente requerido de 450 K (East Carbon. (s.f.), 2020).

La temperatura de interfaz acero-grafito se fija como criterio de diseño en:

$$T_{int} = 950 \text{ K} = 676.85 \text{ }^\circ\text{C}$$

5.7 Transferencia de calor a través del recubrimiento

Suponiendo conducción unidimensional en régimen estacionario, la transferencia de calor a través del grafito se expresa mediante la ley de Fourier (Çengel, Boles, & Kanoglu, 2019):

$$q'' = k_g \frac{T_g - T_{int}}{t_g} \quad (26)$$

Donde q'' es el flujo de calor, k_g es la conductividad térmica del grafito, T_g es la temperatura del KNSB en la zona de garganta y t_g es el espesor del recubrimiento interno. El espesor propuesto de grafito de 4 mm debe evaluarse con una conductividad térmica representativa del tipo específico de grafito empleado, ya que esa propiedad varía significativamente con la densidad y la orientación del material (Inagaki & Kang, 2014).

- Temperatura del KNSB próxima a la pared en garganta: $T_g \approx 1400 \text{ K}$.
- Conductividad térmica para el grafico es de $k_g = 168 \frac{\text{W}}{\text{m}\cdot\text{K}}$

Este valor corresponde a grafito en lámina o grafito orientado con alta conductividad en el plano, según ficha técnica de material comercial especializado. También se reportan valores elevados en la literatura para grafito de alta orientación, confirmando que el material es adecuado para aplicaciones de disipación y control térmico (East Carbon. (s.f.), 2020).

Sustituyendo en la ecuación de Fourier:

$$q'' = 168 \frac{1400 - 950}{0.004}$$
$$q'' = 18.9 \frac{\text{MW}}{\text{m}^2} \text{ aprox}$$

La tobera se diseñó para una presión interna de 7.5 MPa y un radio de garganta de 11.55 mm . Como material estructural se seleccionó acero inoxidable AISI 304, por su disponibilidad local, excelentes propiedades mecánicas y facilidad de fabricación. Para la verificación de resistencia se adoptó un factor de seguridad de 3, con un límite elástico típico de 205 MPa . (Vishwa Stainless, 2022). Bajo el supuesto de pared delgada, el espesor mínimo teórico calculado fue de 1.29 mm , el cual satisface tanto la condición de esfuerzo circunferencial como la verificación del esfuerzo longitudinal. No obstante, en el diseño final este valor debe incrementarse para considerar efectos térmicos, tolerancias de manufactura y rigidez estructural.

Adicionalmente, se hace necesario un recubrimiento interno de un compuesto ablativo (resina fenólica + fibra de carbono + Al_2O_3), con un espesor aproximado de $2\text{-}3 \text{ mm}$, con el fin de disminuir la carga térmica sobre el acero base. Este material ablativo actúa sacrificándose mediante ablación (evaporación y erosión controlada), absorbiendo y disipando el calor convectivo de los gases de combustión, lo que reduce significativamente la temperatura en la interfaz con el AISI 304 y prolonga la vida útil de la tobera (Sutton & Biblarz, 2016, *Rocket Propulsion Elements*, Cap. 13, donde se detalla el diseño ablativo para toberas).

Para una protección adicional frente a las altas temperaturas de los gases de combustión, se incorporó un inserto interno de grafito de 4 mm en la garganta. La temperatura límite en la interfaz acero-grafito se estableció en 950 K. En el análisis térmico preliminar se utilizó una conductividad térmica de 168 W/m·K, valor típico de grafito de alta densidad. Así, el recubrimiento interno combinado reduce el flujo de calor hacia el metal base y optimiza el comportamiento térmico de la tobera en la zona crítica de garganta.

El plano para realizar el modelado de la tobera y del inserto están el **Apéndice A Planos tobera nuevo diseño**

6 Conclusiones

- Se desarrolló con éxito la simulación CFD de la tobera del cohete Orión, modelando geometría en SolidWorks (*longitud 133.86 mm, angulo conv = 60°, angulo div = 30°, Dgarganta = 16 mm*) e importando a ANSYS Fluent para análisis termofluidodinámico.
- La simulación confirma flujo compresible supersónico (*Mach salida ~3.44 – 3.8*), con caída de presión de *7.5 MPa* (inlet) a *~43 – 81 kPa* (outlet), temperatura de *1600 K a ~490 – 781 K*, y flujo másico *~1.4 – 2.73 kg/s*, validando convergencia (*residuales < 10⁻⁴*).
- El cálculo CFD del empuje con *4865.8 N* y un impulso de *12554 Ns* se alinea con parámetros teóricos del KNSB. Demostrando eficiencia propulsiva pese a efectos viscosos y turbulencia (modelo *k- ω SST*).
- Al cambiar los ángulos de convergencia a *36°* y divergencia a *20°* genera mejoras significativas en empuje y impulso con un incremento de un *78%* confirmando que la geometría aumenta el rendimiento de la tobera.
- La tobera en AISI 304 original del cohete Orión resiste esfuerzos por presión ($\sigma_{adm} = 29.7 \text{ MPa} < 205 \text{ MPa}$, $\tau_{min} = 1.29 \text{ mm}$, $n = 3$), pero falla por temperatura ya que su límite de fluencia térmica está entre *1073 y 1143 K* muy por debajo de *1400 K* temperatura de la garganta de la tobera.
- Se propone diseño mejorado con inserto interno de grafito con un espesor de *4 mm* en la garganta de la tobera, reduciendo la temperatura en acero de *1400 K* a *950 K* aproximadamente, extendiendo vida operativa en pruebas con KNSB.

- Se recomienda realizar un estudio térmico detallado a la tobera con el fin de determinar el espesor adecuado del recubrimiento ablativo interno (resina fenólica + fibra de carbono + Al_2O_3), ya que esta situación abordada está fuera del alcance del proyecto.

Referencias

- A. Turchi, D. B. (2013). Obtenido de <https://www-sciencedirect-com.bibliotecavirtual.uis.edu.co/science/article/pii/S1270963812001010>
- Anderson, J. (2003). *Modern Compressible Flow with Historical Perspective*. McGraw Hill.
- Anderson, J. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw Hill.
- Anderson, J. D. (2011). *Computational fluid dynamics: The basics with applications*. McGraw-Hill.
- ANSYS Fluent, U. G. (2023). Mass Imbalance Criteria. Sección 25.3.2.
- Asthana, Y. (2022). Análisis CFD de diferentes tipos de toberas de cohetes avanzados en Ansys. <https://www.longdom.org/open-access/cfd-analysis-of-different-types-of-advanced-rocket-nozzles-in-ansys.pdf>.
- AZoM. (201). Acero inoxidable - Grado 301 (UNS S30100).
- Beer, F. P., & Johnston, E. R. (2017). *Mecánica de materiales*. McGraw-Hill Education.
- Benavides, M. A., Sánchez, E. J., & Fumero, J. F. (2020). Diseño de tobera, cámara de combustión y sistema de enfriamiento para la prueba estática de un motor de cohete con combustible líquido. <https://repositorio.sibdi.ucr.ac.cr/handle/123456789/18206>.
- Cengel, Y. &. (2018). *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications*. McGraw Hill.
- Çengel, Y. A., Boles, M. A., & Kanoglu, M. (2019). *Termodinámica 9 ed.* McGraw-Hill (México/Madrid).
- Chung, C. (2025). Fabricación de propulsor de nitrato de potasio-sorbitol para sistemas de cohetes pequeños. <https://afm.iikii.com.sg/download/fabrication-of-potassium-nitrate-sorbitol-propellant-for-small-rocket-system-17326.pdf>.

- East Carbon. (s.f.). (2020). Graphite thermal conductivity. <https://www.eastcarb.com/graphite-thermal-conductivity/>.
- Moreno, J. A. (2016). Optimización de un motor de combustible sólido tipo KNSB para cohetes experimental. *Ciencia y Poder Aéreo*, <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.502>.
- Ferziger, J. H., & Perić, M. (2002). Métodos computacionales para la dinámica de fluidos. <https://link.springer.com/book/10.1007/978-3-642-56026-2>.
- González, J. E., & López, A. M. (2019). Evaluación de modelos de turbulencia para el flujo de aire en una tobera de choque. *Ingeniería Mecánica (Dialnet)*, [\[https://dialnet.unirioja.es/download/articulo/7594808.pdf\]](https://dialnet.unirioja.es/download/articulo/7594808.pdf).
- Group, S. (2024). Acero inoxidable 301: definición, composición, propiedades, procesamiento, aplicaciones y más. <https://steelgroup.com/es/stainless-steel/grades/grade-301/>.
- Guobiao Cai, J. F. (2007). Obtenido de <https://www-sciencedirect-com.bibliotecavirtual.uis.edu.co/science/article/pii/S1270963806000976>
- Inagaki, M., & Kang, F. (2014). Materials science and engineering of carbon: Fundamentals (2nd ed.). <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/graphite-heater>.
- Luciano Garelli, R. R. (2010). Fluid-structure interaction study of the start-up-of a rocket engine nozzle. <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2010.03.006>. Obtenido de <https://www-sciencedirect-com.bibliotecavirtual.uis.edu.co/science/article/pii/S0045793010000563>
- Mattingly, J. D. (2006). *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets*. Virginia: https://d1wqtxts1xzle7.cloudfront.net/49922876/Mattingly_J.D._Elements_of_Propulsion_-_Gas_Turbines_And_Rockets.pdf?1738349968=&response-content-

disposition=inline%3B+filename%3DElements_of_Propulsion_Gas_Turbines_and.pdf&Expires=1775705475&Signature=aDJww.

Naidu, e. a. (2020). *Análisis de dinámica de fluidos computacional del flujo compresible a través de una boquilla convergente-divergente utilizando el modelo de turbulencia k-ε*. <https://etasr.com/index.php/ETASR/article/view/3140>.

Nakka, R. (2026). Richard Nakka's Experimental Rocketry Site. <https://www.nakka-rocketry.net/>.

Nakka, R. (s.f.). Sorbchem. <https://www.nakka-rocketry.net/sorbchem.html>.

Nakka, R. (s.f.). *Tech sheet: KNSB*. s.f.: <https://www.nakka-rocketry.net/techsht-knsb.htm>.

Ori, J. M. (s.f.). *Técnicas Numericas en Ingenieria de Fluidos*. REVERTE.

Roache, P. J. (1998). *Verification and Validation in Computational Science and Engineering*. Hermosa Publishers, p. 145.

SAI, A. V., MISHRA, D., & PATIL, V. K. (2025). Flow Simulation and Thrust Analysis of Solid Rocket Motor Using CFD. <https://doi.org/10.36948/ijfmr.2025.v07i02.42439>.

SÁNCHEZ, J. S. (2023). DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN MOTOR DE COHETE L-1915 DE PROPELENTE. *Universidad Industrial de Santander*, <https://noesis.uis.edu.co/handle/20.500.14071/15451>.

Sutton, G., & Biblarz, O. (2016). *Rocket Propulsion Elements*. <https://download.e-bookshelf.de/download/0008/3902/97/L-G-0008390297-0043799590.pdf>.

Tolentino Masgo, S. L. (2021). Análisis numérico del flujo sobreadvertido en la tobera cónica experimental ULA-2 fuera de diseño. <https://doi.org/10.21501/21454086.3707>.

Tripoli Rocketry Association, Inc. ((s. f.)). Tripoli Committees. https://www.tripoli.org/content.aspx?page_id=22&club_id=795696&module_id=494525.

Vestreeg, H. K., & Malalasekera, W. (2007). *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*.

<https://gidropraktikum.narod.ru/Versteeg-Malalasekera.pdf>.

Vishwa Stainless. (2022). AISI 304 stainless steel: A complete guide.

<https://www.vishwastainless.com/aisi-304-stainless-steel/>.

Yele, K., Khannade, A., Gupta, P., Vaghmare, Y., & Aurangabadkar, L. (2024). Optimization of Convergent-Divergent Nozzle Design for Enhanced Thrust Generation and Efficiency.

<https://www.jetir.org/papers/JETIR2405G44.pdf>.

Yumusak, & Evi. (2012). Optimización del diseño de toberas de cohetes en flujos con reacción química. *ScienceDirect*. Obtenido de <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2012.05.002>