

INGENIERÍA DE COHETES DE BAJO COSTO PARA ESTUDIOS DE CALIDAD DEL AIRE

LOW COST ROCKET ENGINEERING FOR AIR QUALITY STUDIES

Jiménez-Carrillo, J. A.¹; Mendoza, L. M.², Jaimes-Cerveleón, L.³

¹Esp. Jair A. Jiménez Carrillo Docente Programa de Ingeniería de Sistemas. Facultad de Ingenierías y Arquitectura. Universidad de Pamplona.
jair.jimenez@unipamplona.edu.co Enlace ORCID: <https://orcid.org/0009-0009-8593-6839>

²Msc Luis Enrique Mendoza Profesor Asociado Programa de Ingeniería Telecomunicaciones. Facultad de Ingenierías y Arquitectura. Universidad de Pamplona luis.mendoza@unipamplona.edu.co Enlace ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-2012-9448>

³Msc Leonor Jaimes Cerveleón Profesor Auxiliar. Programa de Ingeniería Industrial. Facultad de Ingenierías y Arquitectura. Universidad de Pamplona leonor.cerveleon@unipamplona.edu.co Enlace ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-5622-9523>

Universidad de Pamplona

Norte de Santander, Colombia.

Tel: 3115053420 e-mail: luis.mendoza@unipamplona.edu.co

Recibido:26/03/2025 / Aceptado: 31/07/2025

Resumen

Los cohetes que alcanzan alturas de 7 a 10 kilómetros hoy en día están tomando gran relevancia debido a sus múltiples aplicaciones basadas en el registro y procesamiento de datos. Una de las aplicaciones más importante y con mayor relevancia actualmente relacionada con el cambio climático, es el registro de variables atmosféricas en alturas de 7 a 10 kilómetros. Registrar datos atmosféricos a estas alturas es importante porque permite realizar estudios en campos como la biometeorología y la fotobiología, y analizar la concentración de sustancias contaminantes como plaguicidas e insecticidas para evaluar su impacto en el ambiente y la vida de la población. Este trabajo presenta los resultados obtenidos en el diseño del cohete para alturas de 7 a 10 kilómetros y así mismo el registro de variables climáticas (calidad del aire, contaminantes y flujo de aire). Se usó el software SpaceCAD, para el diseño y simulación del cohete, y el modelo GDL_propep, para modelar el empuje del motor con datos de la composición química del propelente (KNO₃/Sacarosa 65/35). También se tuvo en cuenta variables como uniones roscadas, base de la combustión, una tobera adecuada. Es importante

mencionar que los resultados mostraron un empuje máximo de 10,281.49 N, un espesor mínimo de 2.6 mm para la cámara de combustión. En conclusión, el diseño propuesto cumple con los requerimientos necesarios para lograr la altura de entre 7 a 10 kilómetros y así mismo, medir variables atmosféricas basadas en los sensores seleccionados.

Palabras clave Cohete, diseño aerodinámico, sistema de propulsión, altura 7 a 10 kilómetros, variables atmosféricas.

Abstract

Rockets reaching altitudes of 7 to 10 kilometers are gaining significant relevance today due to their multiple applications based on data recording and processing. One of the most important and relevant applications currently related to climate change is the recording of atmospheric variables at altitudes of 7 to 10 kilometers. Recording atmospheric data at these altitudes is important because it allows for studies in fields such as biometeorology and photobiology, and for analyzing the concentration of pollutants such as pesticides and insecticides to assess their impact on the environment and the population's lives. This work presents the results obtained in the rocket design for altitudes of 7 to 10 kilometers and also the recording of climatic variables (air quality, pollutants, and airflow). SpaceCAD software was used for the design and simulation of the rocket, and the GDL_propep model was used to model the engine thrust with data on the chemical composition of the propellant (KNO_3 /Sucrose 65/35). Variables such as threaded connections, combustion base, and a suitable nozzle were also taken into account. It is important to mention that the results showed a maximum thrust of 10,281.49 N and a minimum combustion chamber thickness of 2.6 mm. In conclusion, the proposed design meets the requirements necessary to achieve altitudes of between 7 and 10 kilometers and also measures atmospheric variables based on the selected sensors.

Keywords Rocket, Aerodynamic design, Propulsion system, 7 to 10 kilometer altitude, Atmospheric variables.

1. INTRODUCCIÓN

Los cohetes son una herramienta crucial para la investigación atmosférica in situ, posibilitando estudios en campos tan diversos como la biometeorología, la fotobiología y la medicina aeroespacial (Sutton & Biblarz, 2022; Vilas, 2022; Fortescue *et al.*, 2023). Desarrollar estos vehículos a nivel universitario o con un presupuesto limitado presenta un desafío de ingeniería que integra múltiples disciplinas, desde la termodinámica de la propulsión hasta el diseño mecánico y la aerodinámica (Cengel & Boles, 2023). Este proyecto se enfoca en el diseño de un cohete sonda capaz de alcanzar una altitud superior a los 7 km, con el propósito de transportar una

carga útil de sensores para el estudio de variables fisicoquímicas de la atmósfera.

La literatura académica proporciona una base teórica sólida para cada subsistema del cohete. Los principios de propulsión de cohetes de combustible sólido están ampliamente documentados, así como las formulaciones de propelentes de nitrato de potasio y azúcar (KNSU), conocidos por su seguridad y accesibilidad (Sutton & Biblarz, 2022; Ak & Gencturk, 2023; Heister *et al.*, 2022; Ak & Gencturk, 2023). De manera similar, el diseño estructural de recipientes a presión y uniones mecánicas se apoya en metodologías de ingeniería bien establecidas (Budynas & Nisbett, 2023; Li *et al.*, 2023; Budynas & Nisbett, 2023; Li *et al.*, 2023; Beer *et al.*, 2023). Sin embargo, la

integración de estos elementos en un diseño funcional, de bajo costo y adaptado a una misión científica específica, representa una brecha de conocimiento práctico y un valioso ejercicio de aplicación tecnológica.

La complejidad del diseño de un cohete sonda, como el propuesto para estudiar la atmósfera de Pamplona, se apoya en una vasta base de conocimientos desarrollada por numerosos expertos. Desde los fundamentos de la **propulsión de cohetes** con obras maestras como "Rocket Propulsion Elements" de **George P. Sutton y Oscar Biblarz**, hasta la detallada mecánica de materiales abordada por **Ferdinand P. Beer y sus coautores**, la ingeniería aeroespacial se nutre de contribuciones vitales. El **diseño mecánico** y la integridad estructural, cruciales para la seguridad y rendimiento del vehículo, son pilares en los trabajos de **Richard G. Budynas y J. Keith Nisbett** con "Shigley's Mechanical Engineering Design", y las investigaciones de **Z. Li et al.** sobre carcasas de motores bajo presión.

Por otro lado, la aerodinámica, fundamental para la estabilidad y trayectoria, se beneficia de los estudios de **J. O. Jetson y A. R. Ruffin** en toberas cónicas y el método clásico de **James Barrowman** para el centro de presión. La **termodinámica**, esencial para entender el comportamiento de los propelentes, está magistralmente explicada por **Yunus A. Cengel y Michael A. Boles**. Además, el desarrollo de **propelentes sólidos** es profundizado por **M. A. Ak y M. O. Gencturk**, mientras que la simulación de trayectorias se valida con los trabajos de **M. S. Korkmaz y M. Gümüştakim**. Finalmente, la ingeniería de Sistemas y Mecánica, vital para la

integración, es abordada por **Peter Fortescue y sus colaboradores**, y los textos de **Russell C. Hibbeler** y el **MMPDS Handbook** ofrecen las bases de la mecánica y propiedades de materiales. Estos autores, junto con innovadores como **A. D. Vilas y A. M. Al-Garni et al.** en optimización de trayectorias, forman el andamiaje teórico y práctico para el éxito de proyectos como este cohete sonda.

La motivación principal de este estudio radica en la situación ambiental actual de Pamplona, Colombia, donde se ha detectado una alta concentración de sustancias volátiles contaminantes, como plaguicidas e insecticidas, además de emisiones industriales. El cohete diseñado permitirá incorporar sensores para medir estas variables y analizar su impacto en el ambiente y en la salud de la población. El objetivo explícito de esta investigación es, por lo tanto, desarrollar el diseño ingenieril completo de un cohete sonda, definiendo sus parámetros aerodinámicos, estructurales y de rendimiento para que pueda cumplir con la misión científica descrita.

2. METODOLOGÍA

El diseño del cohete se realizó mediante una combinación de software de simulación y cálculos analíticos de ingeniería mecánica. Se planteó un vector con un fuselaje de acero AISI 1020 de 110 mm de diámetro y 3 m de longitud total, propulsado por 12 kg de combustible sólido (65% nitrato de potasio y 35% sacarosa).

2.1 Diseño Aerodinámico y Simulación

Se utilizó el software SpaceCAD para el diseño geométrico del cohete y el análisis

de su estabilidad aerodinámica. La configuración incluye una nariz tipo ojiva, seleccionada por su bajo coeficiente de arrastre a la velocidad de diseño de Mach 2, y cuatro alas en configuración delta, que ofrecen buena estabilidad y rendimiento en dicho régimen de vuelo supersónico. El material para la nariz es celulosa vegetal y para las alas, acero de 3 mm de espesor (Ver figura 1).

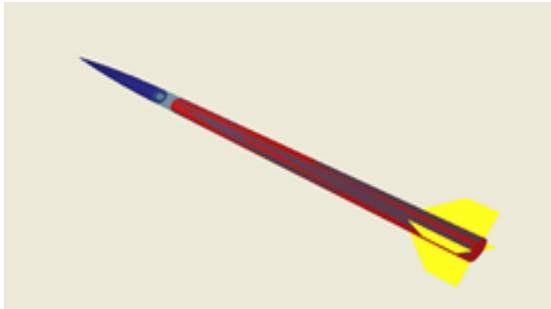


Figura 1. Diseño de cohete sonda.
Fuente. Autores, 2025

El centro de gravedad (CG) se calculó mediante el método de los momentos, considerando el peso de cada componente (nariz, carga útil, fuselaje, motor y alas). El centro de presión (CP) se determinó utilizando las ecuaciones de James y Judith Barrowman. Se verificó que el diseño fuera inherentemente estable, "asegurando que el **CP (2.644 m) estuviera posicionado por detrás del CG (1.083 m)**" lo que garantiza una trayectoria de vuelo correcta.

2.2 Diseño del Sistema de Propulsión

Dado que los motores de la base de datos de SpaceCAD no se ajustaban a los requerimientos, se empleó el software GDL_propep para un análisis detallado del motor. Introduciendo la composición del propelente (KNO_3 /Sacarosa 65/35) y una presión de cámara asumida de 1000 psi

(6.89 MPa), el programa calculó parámetros clave como la relación de calores específicos (k) y el peso molecular de los gases (M).

Con estos datos, se calculó el empuje máximo (F) utilizando la ecuación de empuje para un gas ideal (1), obteniendo un valor de 10,281.49 N.

$$F = \left(\sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \right) A^* P_0 + (P_e - P_b) A_e \quad (1)$$

Donde:

- **F:** Empuje del motor (N).
- **A:** Área crítica de la garganta de la tobera (m^2).
- **P_0 :** Presión de estancamiento en la cámara de combustión (Pa).
- **P_e :** Presión de salida de los gases en la boca de la tobera (Pa).
- **P_b :** Presión del ambiente exterior (Pa).
- **A_e :** Área de la boca de salida de la tobera (m^2).
- **k:** Relación entre calores específicos del gas de combustión (adimensional).

2.3 Diseño Estructural

Cámara de Combustión (Tubo Motor): Se diseñó utilizando un tubo de acero AISI 1020. Para determinar el espesor de pared mínimo necesario para soportar la presión interna de 1.72 MPa, se aplicaron las ecuaciones para cilindros de pared delgada (CPD). Se consideró una reducción del 10% en la resistencia del material debido a las altas temperaturas, resultando en una resistencia de diseño de 189 MPa. El

análisis determinó un espesor mínimo requerido de 3.1 mm para obtener un factor de seguridad superior a 1.5.

Uniones Roscadas (Tapa y Tobera): La tapa y la tobera, que soportan las mayores presiones, se diseñaron en acero AISI 1045 por su mayor resistencia. Se calcularon los esfuerzos en las roscas para determinar un paso de rosca seguro que equilibrara la resistencia y la facilidad de mecanizado. Para la tapa se eligió un paso de 2.5 mm, resultando en un factor de seguridad de 5.39. Para la tobera, se seleccionó un paso de 3.0 mm, con un factor de seguridad de 6.47.

Tobera: Se diseñó una tobera cónica tipo de Laval en acero AISI 1045.

Cono de Convergencia: Se adoptó un ángulo de 25° para minimizar la turbulencia sin añadir peso excesivo, resultando en una longitud de 81.49 mm.

Garganta: El diámetro se calculó en 34 mm a partir del área crítica obtenida con GDL-propep.

Cono de Divergencia: Se usó un ángulo de 10° para lograr una alta eficiencia de expansión de los gases (99.2%). La longitud se fijó en 195.44 mm para evitar que el diámetro de salida excediera el de la convergencia.

2.4 Análisis de Trayectoria de Vuelo

Se modeló la trayectoria en dos tramos.

- **Primer Tramo (Empuje Activo):** Se determinó la aceleración, velocidad y altura integrando las ecuaciones de movimiento, considerando la variación

de masa del cohete a medida que se consume el combustible y la variación del empuje en el tiempo.

- **Segundo Tramo (Vuelo Balístico):** A partir de las condiciones finales del primer tramo, se calculó la altura adicional que alcanza el cohete por inercia hasta que su velocidad vertical se anula.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1 Resultados

El proceso de diseño arrojó los parámetros y características de rendimiento que se resumen a continuación.

Tabla 1. Parámetros finales de Diseño y Rendimiento del Cohete Sonda.

Parámetro	Valor
Propulsión	
Empuje Máximo	10,281.49 N
Estructura	
Material Tubo Motor	Acero AISI 1020
Espesor de Pared Tubo	3.1 mm
Material Tapa/Tobera	Acero AISI 1045
Factor de Seguridad (Rosca Tapa)	5.39
Factor de Seguridad (Rosca Tobera)	6.47
Dimensiones Generales	
Masa Total (con combustible)	46 kg
Centro de Gravedad (CG)	1.083 m
Centro de Presión (CP)	2.644 m (desde la punta)
Rendimiento de Vuelo	
Aceleración Máxima	274.85 m/s ²
Velocidad Máxima	489.65 m/s
Altitud Máxima (Apogeo)	7822.77m
Tiempo para Apogeo	32.48 s
Alcance Horizontal	1,113.5 m

Fuente. Autores, 2025

Los resultados obtenidos del diseño del cohete, mostrados en la Tabla 1, representan parámetros críticos que definen su rendimiento y viabilidad para la misión de investigación atmosférica.

- **Empuje Máximo (10,281.49 N):**

Significado: Es la fuerza de propulsión más alta que genera el motor del cohete durante la combustión del propelente. Un empuje elevado es crucial para vencer la gravedad y la resistencia aerodinámica, impulsando el cohete a grandes altitudes y velocidades. Este valor, calculado con el modelo GDL_propep, indica la potencia máxima que el motor puede entregar.

- **Material Tubo Motor (Acero AISI 1020):**

Significado: Es el tipo de aleación de acero utilizada para construir la cámara de combustión del motor. El acero AISI 1020 es una elección común en ingeniería por su buena combinación de resistencia y maquinabilidad, adecuado para contener las altas presiones generadas por la combustión interna.

- **Espesor de Pared Tubo (3.1 mm):**

Significado: Es la dimensión de la pared del tubo que forma la cámara de combustión. Este espesor mínimo de 3.1 mm fue determinado mediante cálculos de ingeniería (ecuaciones para cilindros de pared delgada, considerando una reducción del 10% en la resistencia por temperatura) para asegurar que el tubo pueda soportar las presiones internas de 1.72 MPa con un factor de seguridad superior a 1.5, garantizando la integridad estructural del cohete.

- **Material Tapa/Tobera (Acero AISI 1045):**

Significado: Indica que la tapa (cierre superior del motor) y la tobera (conducto de escape de gases) están fabricadas con

acero AISI 1045. Este material se selecciona por su mayor resistencia en comparación con el AISI 1020, lo cual es crítico dado que estas secciones soportan las mayores presiones y esfuerzos dentro del sistema de propulsión.

- **Factores de Seguridad (Rosca Tapa: 5.39; Rosca Tobera: 6.47):**

Significado: Estos valores cuantifican la capacidad de las uniones roscadas para soportar cargas más allá de lo esperado. Un factor de seguridad de 5.39 para la tapa significa que la rosca puede soportar 5.39 veces la carga de operación antes de fallar. Valores superiores a 1 son necesarios, y valores tan altos como 5 o 6 demuestran un diseño muy robusto y conservador, esencial para la seguridad en aplicaciones de alta presión.

- **Masa Total (con combustible) (46 kg):**

Significado: Es el peso total del cohete incluyendo la estructura, la carga útil y la masa del propelente antes de la ignición. Esta variable es fundamental porque afecta directamente la aceleración, la altitud máxima y la estabilidad del vuelo.

- **Centro de Gravedad (CG) (1.083 m):**

Significado: Es el punto promedio donde se concentra la masa total del cohete. Se mide desde la punta del cohete. Su posición es vital para la estabilidad, ya que debe permanecer siempre delante del centro de presión durante el vuelo para evitar giros incontrolados.

- **Centro de Presión (CP) (2.644 m desde la punta):**

Significado: Es el punto donde se concentra la suma de todas las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre el cohete. También se mide desde la punta. Para que un cohete sea aerodinámicamente estable, el CG siempre debe estar por delante del

CP. La diferencia entre ambos (margen de estabilidad) asegura que cualquier perturbación aerodinámica genere un momento restaurador que tienda a corregir la trayectoria del cohete.

- **Aceleración Máxima (274.85 m/s²):**

Significado: Es la mayor tasa de cambio de velocidad que experimenta el cohete durante su fase de empuje activo. Indica qué tan rápidamente el cohete gana velocidad. Una alta aceleración permite alcanzar rápidamente la velocidad necesaria para la misión.

- **Velocidad Máxima (489.65 m/s):**

Significado: Es la velocidad más alta que alcanza el cohete, generalmente al final de la fase de empuje activo o poco después. Este valor es un indicador clave del rendimiento del sistema de propulsión y de la eficiencia aerodinámica.

- **Altitud Máxima (Apogeo) (7822.77 m):**

Significado: Es la altura máxima que el cohete alcanza con respecto al punto de lanzamiento antes de comenzar su descenso. Este es un resultado crítico, ya que el diseño del cohete busca superar los 7 km y alcanzar hasta los 10 km (o más según las simulaciones) para la misión de investigación atmosférica. Un apogeo de ~7.77 km valida la capacidad del diseño para cumplir y superar el objetivo de altitud.

- **Tiempo para Apogeo (32.48 s):**

Significado: Es el tiempo que transcurre desde el lanzamiento hasta que el cohete alcanza su altitud máxima. Este parámetro es importante para la planificación de la misión y la sincronización de la recolección de datos por parte de los sensores.

- **Alcance Horizontal (1,113.5 m):**

Significado: Es la distancia horizontal máxima que el cohete se desplaza desde su punto de lanzamiento hasta el punto donde alcanza su apogeo o aterriza (si no hay

despliegue de paracaídas o corrección de trayectoria). Es relevante para la recuperación del cohete y para la seguridad de la zona de lanzamiento.

La Figura 2, muestra una predicción visual del vuelo del cohete generada por SpaceCAD. En ella, el eje horizontal representa el tiempo en segundos, mientras que el eje vertical superpone las escalas para distintas variables.

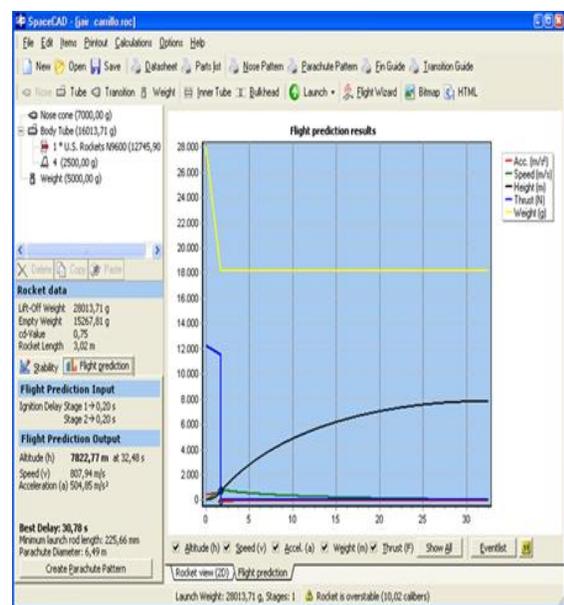


Figura 2. Resultados de la predicción de vuelo del cohete. **Fuente:** Autores, 2025

La línea negra muestra la Altitud (en metros), indicando un ascenso rápido y un apogeo de 7822.77 m a los 32.48 segundos. La línea verde traza la Velocidad (en m/s), que aumenta drásticamente al inicio y luego disminuye. La línea roja representa la Aceleración (en m/s²), con un pico inicial muy alto que luego decae. El Empuje (en Newtons) del motor se visualiza con la línea azul, mostrando una fase inicial constante de alta propulsión antes de caer a cero. Finalmente, la línea amarilla ilustra el Peso (en Newtons) del cohete, que

disminuye a medida que el propelente se consume. Esta figura 2, es fundamental para entender la dinámica de vuelo y el rendimiento previsto del diseño.

La Figura 3, titulada "Diseño de estabilidad del cohete sonda", se muestra una representación bidimensional crucial del cohete generada por SpaceCAD. Muestra el esquema lateral del vehículo con la ubicación de dos puntos fundamentales para su vuelo.

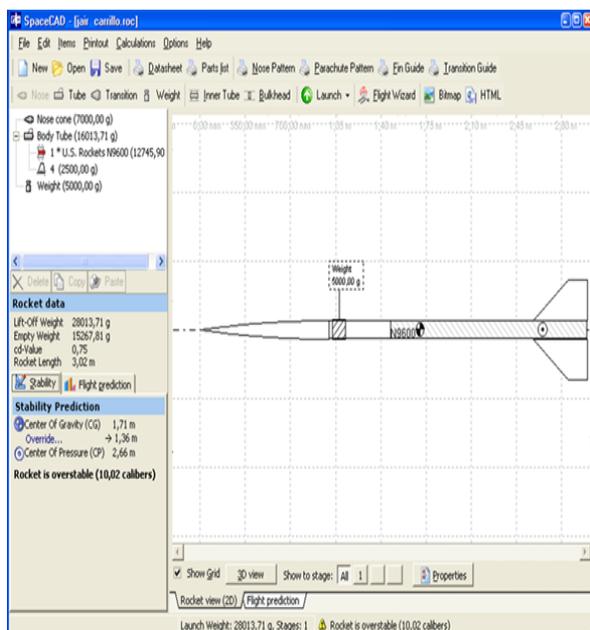


Figura 3. Diseño de estabilidad del cohete sonda.

Fuente. Autores, 2025

La figura 3, señala el **Centro de Gravedad (CG)** del cohete, que se encuentra a 1.71 metros desde la punta, representando la concentración de su masa. Más importante aún, identifica el **Centro de Presión (CP)** a 2.66 metros desde la punta, que es donde actúan las fuerzas aerodinámicas. La lógica de la estabilidad de un cohete exige que el CP esté siempre detrás del CG; la gráfica confirma esta relación, indicando que el diseño es "overstable" con 10.02 calibres. Esto asegura una trayectoria de vuelo recta

y controlada, validando la estabilidad aerodinámica del cohete.

Estos resultados evidencian los conceptos a nivel de ingeniería que se den tener en cuenta para cohetes que requieran una altura superior a 7kilómetro.

3.2 Discusión

Los resultados estructurales demuestran la robustez del diseño. El espesor de pared de 3.1 mm y los factores de seguridad para las uniones roscadas (todos > 5) son adecuados para contener las presiones de operación, alineándose con las prácticas de diseño conservadoras recomendadas para sistemas experimentales. El rendimiento de vuelo simulado, con un apogeo de ~7.77 km, es significativo para un proyecto de esta escala y lo posiciona como una plataforma viable para la investigación de la atmósfera baja y media.

Este diseño presenta ventajas y limitaciones claras. La principal **ventaja** es su **bajo costo y accesibilidad**, derivado del uso de materiales de ingeniería comunes como el acero AISI 1020/1045 y un propelente de fácil fabricación. Esto lo hace replicable en entornos universitarios con recursos limitados.

La principal **limitación** radica en las **suposiciones del modelo**: los cálculos de empuje se basan en un modelo de gas ideal que no captura todas las ineficiencias termodinámicas de la combustión, y la estimación del efecto de la temperatura en la resistencia del material es una aproximación. Futuras investigaciones deberían incluir pruebas estáticas del motor para validar el empuje real y un análisis

térmico más detallado de la cámara de combustión.

4. CONCLUSIONES

Se ha completado el diseño teórico de un cohete tipo sonda de combustible sólido, demostrando su viabilidad para alcanzar altitudes de hasta 7 a 10 km, adecuadas para la investigación atmosférica.

Se definieron y validaron mediante cálculo todos los componentes críticos del vehículo, incluyendo el motor, la estructura del fuselaje, la tobera y las superficies aerodinámicas. El uso de acero AISI 1020 para el tubo motor y AISI 1045 para las secciones de alta presión, junto con un diseño de roscas robusto, asegura la integridad estructural del cohete bajo las condiciones de operación. Cada conclusión se deriva directamente de los resultados obtenidos, confirmando que el diseño es aerodinámicamente estable, estructuralmente seguro y capaz de cumplir los objetivos de la misión.

Esta investigación proporciona una base de ingeniería sólida para la futura construcción, prueba y despliegue del cohete, lo que permitirá a la comunidad científica de la Universidad de Pamplona llevar a cabo mediciones directas de contaminantes en la atmósfera Pamplonesa.

5. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Al-Garni, A. M., Al-Garni, S. A., Al-Jabali, K. A., & Al-Hamoud, A. H. (2023). Optimal trajectory of a sounding rocket using a direct pseudospectral method. *Aerospace*, 10(9), 785.
- Ak, M. A., & Gencturk, M. O. (2023). Performance characterization and combustion properties of KNO₃–sucrose solid propellant. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 45(1).
- Barrowman, J. (1966). *The theoretical and experimental determination of the center of pressure of a model rocket*. The National Association of Rocketry. <https://www.nar.org/wp-content/uploads/2013/10/Barrowman-Method.pdf>
- Beer, F. P., Johnston, E. R., DeWolf, J. T., & Mazurek, D. F. (2023). *Mechanics of materials* (9th ed.). McGraw-Hill Education.
- Budynas, R. G., & Nisbett, J. K. (2023). *Shigley's mechanical engineering design* (12th ed.). McGraw-Hill Education.
- Cengel, Y. A., & Boles, M. A. (2023). *Thermodynamics: An engineering approach* (10th ed.). McGraw-Hill Education.
- Chirania, A., & Singh, K. (2024). A review on composite solid rocket motor casings design and analysis. *Materials Today: Proceedings*, 102, 248–254.
- Fortescue, P., Swinerd, G., & Stark, J. (Eds.). (2023). *Spacecraft systems engineering* (6th ed.). Wiley.
- Heister, S. D., Anderson, W. E., Pourpoint, T. L., & Cassady, R. J. (2022). *Rocket propulsion* (2nd ed.). Cambridge University Press.
- Hibbeler, R. C. (2022). *Engineering mechanics: Dynamics* (15th ed.). Pearson.
- Jetson, J. O., & Ruffin, A. R. (2023). Advancements in conical nozzle aerodynamics for sounding rockets. *Journal of Propulsion and Power*, 39(2), 115–128.

Korkmaz, M. S., & Gümüştakim, M. (2022). 6-DOF trajectory simulation of a sounding rocket and validation with flight data. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 94(7), 1083–1094.

Li, Z., Ren, W., Fan, C., Sun, W., & Li, R. (2023). Structural integrity and reliability analysis of solid rocket motor casings under high internal pressure. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 201, 104845.

Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS) Handbook. (2024). MMPDS-18. Federal Aviation Administration.

Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2022). *Rocket propulsion elements* (10th ed.). Wiley.

Vilas, A. D. (2022). *Design and analysis of a supersonic sounding rocket for university-level competition*. AIAA Propulsion and Energy Forum.