



Conocimiento Aeroespacial: Propulsión, Satélites, Ciberseguridad e Inteligencia Artificial



Colección:
Gestión, Ciencia y Poder Aeroespacial



EMAVI
SELLO EDITORIAL

Catalogación en la publicación - Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”

Conocimiento Aeroespacial: Propulsión, Satélites, Ciberseguridad e Inteligencia Artificial

Conocimiento Aeroespacial: Propulsión, Satélites, Ciberseguridad e Inteligencia Artificial / Contreras Sabogal, Juan Pablo... [y otros 39].; -Santiago de Cali: Sello Editorial Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” EMAVI; 2025.

300 páginas; ilustraciones col, cuadros, gráficos; 17x24 cm.

Incluye bibliografía al final de cada capítulo

Ira. Edición:

ISBN: 978-628-96705-2-3

ISBN (Digital): 978-628-96705-3-0

(Colección: Gestión, Ciencia y Poder Aeroespacial)

1.– Exploración espacial – Colombia 2. Análisis Estructural– Colombia – 3. Simulación orbital

i.Valencia, Sebastian; ii. Orduy Rodríguez, Jaime Enrique; iii. Rodríguez, Iván F.; iv Rojas, Zahir S.; v. Arenas, Cristian; vi. Velásquez Robayo, Juan Sebastián; vii. Arroyo Mueses, Miguel Ángel; viii. Esquivel Sanabria, Santiago; ix. Cardenas Niño, David Santiago; x. Meneses Suta, Juan Daniel; xi. Salek Chaves, Dib Ziyari; xii. Muñoz Giraldo, Santiago; xiii. Molina Conde, Mayra Alejandra; xiv. Cortés García, Ernesto David; xv. Zarate Luna, Paola Andrea; xvi. Saenz Hernandez, German Dario; xvii. Saenz Hernandez, German Dario; xviii. Avella Sarmiento, Richard Giovanni; xix. Rubio Ospina, Juan Pablo; xx. Franco Mesa, Karen Juliana; xxi. Quintero González, Santiago Andrés; xxii. Martínez Ortiz, Edward Camilo; xxiii. Melo Daza, Pedro Fernando; xxiv. Prada Vásquez, Jessica Juliana; xxv. González Medina, Sara Valentina; xxvi. Gómez Gutiérrez, Juan Carlos; xxvii. Salguero Rodríguez, Sol Beatriz; xxviii. Buitrago Montenegro, Brayan Nicolás; xxix. Barrios Vanegas, Jhonny; xxx. Villamil Betancur, Andrés; xxxi. Barragán de los Ríos, Germán Alberto; xxxii. Cabrera Narváez, Nelson Andrés; xxxiii. Domínguez Pombo, Mario Germán; xxxiv. Malpica Hincapié, Diego Leonel; xxxv. Farfán Fontalvo, Marian; xxxvi. Bravo Triana, Jessica Tatiana; xxxvii. Herrera Londoño, Santiago; xxxviii. Villoria Posso María Fernanda; xxxix. Villoria Posso María Fernanda; xxxx. Colombia. Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” (EMAVI), xxxxi. Colombia. Fuerza Aeroespacial Colombiana (FAC).

500.5 -dc 21.

LC TL.546.A33 C66 2025

Catálogo SIBFuP 991379224907231

Conocimiento Aeroespacial: Propulsión, Satélites, Ciberseguridad e Inteligencia Artificial

Colección: Gestión, Ciencia y Poder Aeroespacial

© Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” (EMAVI)

©EMAVI Sello Editorial

©Varios autores

Dirección

Brigadier General Oscar Mauricio Gómez Muñoz

Escuadrón Investigación EMAVI

Carrera 8 # 58-67 (La Base) Cali-Colombia

Teléfono: +57 (2) 488 1000, Ext. 68841

Subdirección

Coronel Luz Stella Franco Yezpe

Subdirectora y Jefe de Estado Mayor

Apoyo Gestión de Publicaciones Científicas

PS. Diana María Mosquera Taramuel

diana.mosquerat@emavi.edu.co

Comando Grupo Académico

Teniente Coronel Germán Andrés Arias Cortés

Corrección de Estilo:

Lorena Marcela Bustos Tamayo

Comandante Escuadrón Investigación y Jefe Sello

Editorial

Mayor Héctor Fabio Calvo Valencia

Diseño y Diagramación Editorial:

Paola Forero Tamayo

Comandante Escuadrilla de Formación y

Desarrollo Investigativo

Teniente Juan Pablo Contreras Sabogal

Ira. Edición: 100 ejemplares

Santiago de Cali, Valle del Cauca, 2025

Publicado en Colombia–Published in Colombia

Contenido relacionado

<https://www.emavi.edu.co/es/investigacion/editorial-emavi>

Las instituciones editoras de esta obra no se hacen responsable de las ideas expuestas bajo su nombre, las ideas publicadas, los modelos teóricos expuestos o los nombres aludidos por los autores. El contenido publicado es responsabilidad exclusiva de los autores, no refleja la opinión de las directivas, el pensamiento institucional de las Universidades editoras, ni genera responsabilidad frente a terceros en caso de omisiones o errores.

El Sello Editorial de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” se adhiere a la filosofía de acceso abierto. Este libro está licenciado bajo los términos de la Atribución 4.0 de Creative Commons, que permite el uso, el intercambio, adaptación, distribución y reproducción en cualquier medio o formato, siempre y cuando se dé crédito al autor o autores originales y a la fuente.

Conocimiento Aeroespacial: Propulsión, Satélites, Ciberseguridad e Inteligencia Artificial



Colección:

Gestión, Ciencia y Poder Aeroespacial

Autores:

Sebastián Valencia, Jaime Enrique Orduy, Iván F. Rodríguez, Zahir S. Rojas, Cristian Arenas, Juan Pablo Contreras, Juan Sebastián Velásquez Robayo, Miguel Ángel Arroyo Mueses, Santiago Esquivel Sanabria, David Santiago Cárdenas Niño, Juan Daniel Meneses Suta, Dib Ziyari Salek Chaves, Santiago Muñoz Giraldo, Mayra Alejandra Molina Conde, Ernesto David Cortés García, Paola Andrea Zarate Luna, German Dario Sáenz Hernández, Javier E. Méndez Gómez, Richard Giovanni Avella Sarmiento, Juan Pablo Rubio Ospina, Karen Juliana Franco Mesa, Santiago Andrés Quintero González, Edward Camilo Martínez Ortiz, Pedro Fernando Melo Daza, Jessica Juliana Prada Vásquez, Sara Valentina González Medina, Juan Carlos Gómez Gutiérrez, Sol Beatriz Salguero Rodríguez, Brayan Nicolás Buitrago Montenegro, Jhonny Barrios Vanegas, Mario Germán Domínguez Pombo, Andrés Villamil Betancur, German Alberto Barragán de los Ríos, Nelson Andrés Cabrera Narváez, Diego Leonel Malpica Hincapié, Marian Farfán Fontalvo, Jessica Tatiana Bravo, Santiago Herrera Londoño, María Fernanda Villoria Posso y Luz Marina Patiño Nieto.



**FUERZA AEROESPACIAL
COLOMBIANA**



EMAVI
SELLO EDITORIAL



**Consulta nuestras publicaciones también en el
Sistema de Información de Bibliotecas de la Fuerza Pública
- SIBFuP**

Citanos:

Valencia, S., Orduy, J. E., Rodríguez, I. F., Rojas, Z. S., Arenas, C., Contreras, J. P., Velásquez Robayo, J. S., Arroyo Mueses, M. Á., Esquivel Sanabria, S., Cárdenas Niño, D. S., Meneses Suta, J. D., Ziyari Salek Chaves, D., Muñoz Giraldo, S., Molina Conde, M. A., Cortés García, E. D., Zarate Luna, P. A., Sáenz Hernández, G. D., Méndez Gómez, J. E., Avella Sarmiento, R. G., ... Patiño Nieto, L. M. (2025). *Conocimiento aeroespacial: Propulsión, satélites, ciberseguridad e inteligencia artificial*. EMAVI Sello Editorial.

Tabla de contenido

Introducción	8
Nota editorial	10
Apéndice A: Guía de referenciación multidisciplinar	11
(APA / IEEE)	
Sección 1: Propulsión y Diseño de Cohetes	13
Capítulo 1.	
1. Cálculo de Empuje y Diseño Conceptual de un Cohete Transónico de 1.1km de Apogeo	15
<i>Sebastián Valencia, Jaime Enrique Orduy, Iván F. Rodríguez, Zahir S. Rojas y Cristian Arenas</i>	
2. Análisis Estructural de Motor Cohete de Propulsión Sólida Clase-I de la Escuela de Suboficiales FAC	29
<i>Sebastián Valencia, TE. Contreras Juan Pablo, Jaime Enrique Orduy, Iván F. Rodríguez, Cristian Arenas y Zahir Roja</i>	
3. Diseño y construcción de cohete modelo de propelente sólido categoría E con materiales simples	45
<i>Juan Sebastián Velásquez Robayo</i>	
4. Propuesta de Diseño Conceptual de un Motor Cohete Híbrido Académico de 1200N de Escala Laboratorio	65
<i>Sebastián Valencia, Jaime Enrique Orduy, Iván F. Rodríguez, Miguel Ángel Arroyo Mueses, Santiago Esquivel Sanabria y David Santiago Cárdenas Niño</i>	
Sección 2: Tecnología Satelital y Espacial	87
5. Diseño y simulación preliminar de órbitas para la misión satelital del FACSAT-3: Accesos, Cobertura y Decaimiento Orbital	89
<i>ST. Meneses Suta Juan Daniel, TE. Salek Chaves Dib Ziyari, TE. Muñoz Giraldo Santiago, ST. Molina Conde Mayra Alejandra, Ernesto David Cortés García, MY. Paola Andrea Zarate Luna, MY. German Dario Sáenz Hernández</i>	

6. Desafíos de Ciberseguridad en Sistemas Satelitales y su Impacto en la Misión FACSAT-2	107
<i>MY. Javier E. Méndez Gómez</i>	
Sección 3: Aeronáutica y Desafíos en Ingeniería Aeroespacial	129
7. Estudio de helamiento en el perfil alar NACA 4415	131
<i>Richard Giovanni Avella Sarmiento, Juan Pablo Rubio Ospina, Karen Juliana Franco Mesa, Santiago Andrés Quintero González y Edward Camilo Martínez Ortiz</i>	
8. Estudio de ingeniería para la validación de líneas de cable en aeronaves utilitarias	139
<i>Pedro Fernando Melo Daza, Jessica Juliana Prada Vásquez, Sara Valentina González Medina y Juan Carlos Gómez Gutiérrez</i>	
Sección 4: Ciencia, Tecnología y Aplicaciones en Defensa	159
9. La Brecha Tecnológica en Defensa y Seguridad: Desafíos y Oportunidades para los Países en Desarrollo	161
<i>Sol Beatriz Salguero Rodríguez</i>	
10. Dominio del Espacio: Estrategias para el Desarrollo de Capacidades de la Fuerza Aérea Colombiana	185
<i>CT. Buitrago Montenegro Brayan Nicolas</i>	
Sección 5: Avances en Ciencia y Educación	213
11. Análisis multirango de la estructura y formación estelar de la galaxia NGC 3034	215
<i>Jhonny Barrios Vanegas y Mario Germán Domínguez Pombo</i>	
12. Del Aula al Cielo: Una Introducción Práctica a las Tecnologías Aeroespaciales	229
<i>Andrés Villamil Betancur y German Alberto Barragán de los Ríos</i>	
13. Simulación y Modelación de Situaciones Matemáticas Cotidianas Aplicadas a la Computación: Integrando Herramientas de IA en la Enseñanza de Álgebra Booleana	245
<i>Nelsón Andrés Cabrera Narváez y Mario Germán Dominguez Pombo</i>	

14. Utilizing machine learning for predictive diagnosis of Metabolic Syndrome in Colombian military airmen	265
<i>Diego Leonel Malpica Hincapié y Marian Farfán Fontalvo</i>	
15. Conectando Instituciones: La Importancia de las Redes Académicas en la Administración	285
<i>Jessica Tatiana Bravo, Santiago Herrera Londoño, María Fernanda Villoria Posso, Luz Marina Patiño Nieto</i>	

Introducción

La sexta edición de la Colección Gestión, Ciencia y Poder Aeroespacial surge como testimonio intelectual de la vibrante pluralidad académica que caracterizó la Semana Universitaria EMAVI 2024 “Ciberspacio e Inteligencia Artificial”, celebrada en el marco de la Semana Mundial del Espacio. Esta obra, titulada “Conocimiento Aeroespacial: Propulsión, Satélites, Ciberseguridad e Inteligencia Artificial”, cristaliza el diálogo multidisciplinar que floreció durante el evento, reuniendo 15 contribuciones científicas que, en su diversidad metodológica y temática, trazan un mapa comprensivo de los desafíos y oportunidades del sector.

El carácter plural de esta compilación se manifiesta no solo en la variedad de instituciones representadas - desde academias militares hasta centros de investigación civil -, sino en la riqueza de formatos que acoge: desde estudios técnicos con rigurosos modelos computacionales hasta reflexiones estratégicas con enfoque geopolítico, pasando por experiencias pedagógicas innovadoras. Esta heterogeneidad deliberada refleja la naturaleza poliédrica del quehacer aeroespacial contemporáneo, donde la ingeniería de precisión debe conversar con las humanidades digitales, y los desarrollos tecnológicos exigen marcos éticos y regulatorios igualmente sofisticados.

Al adentrarnos en esta obra, descubrimos cómo los capítulos iniciales, dedicados a la propulsión y diseño de cohetes, establecen un fascinante contrapunto entre aproximaciones teóricas y soluciones pragmáticas. Mientras algunos autores presentan modelos matemáticos avanzados para cálculo de empuje, otros comparten protocolos para construcción de cohetes didácticos con materiales accesibles, demostrando que el rigor científico puede manifestarse en múltiples escalas de complejidad.

Esta misma pluralidad se extiende a los análisis sobre tecnología satelital, donde conviven diseños conceptuales de misiones espaciales con críticas agudas a vulnerabilidades cibernéticas, recordándonos que ningún avance tecnológico existe en el vacío, sino que debe evaluarse en su contexto sistémico. Los estudios sobre aeronáutica, por su parte, entrelazan datos experimentales con consideraciones sobre seguridad operacional, evidenciando la necesaria simbiosis entre teoría y práctica.

Quizás donde mejor se aprecia el carácter multidisciplinar de esta compilación es en las secciones dedicadas a defensa y educación. Aquí, ensayos sobre brechas tecnológicas se yuxtaponen con innovaciones pedagógicas que emplean inteligencia artificial, mientras investigaciones astrofísicas dialogan con modelos predictivos para medicina aeronáutica. Este eclecticismo temático no es casual: responde a la convicción de que los desafíos aeroespaciales del siglo XXI requieren aproximaciones transversales que trasciendan las tradicionales divisiones académicas.

Como compilación académica, esta obra hace explícita su vocación por documentar no solo resultados, sino procesos. Varios capítulos conservan el formato de working papers, permitiendo vislumbrar el método detrás de los hallazgos, mientras otros adoptan estructuras más cercanas al estudio de caso o al análisis prospectivo. Esta diversidad formal - lejos de ser una limitación - enriquece el valor documental del volumen, ofreciendo a lectores especializados múltiples puntos de entrada según sus intereses particulares.

La Escuela Militar de Aviación (EMAVI), como anfitriona de este ejercicio intelectual colectivo, reafirma con esta publicación su compromiso con la investigación abierta y colaborativa. Lejos de pretender establecer dogmas, esta colección celebra la fertilidad que surge del intercambio entre perspectivas diversas, demostrando que el conocimiento aeroespacial se construye precisamente en esos cruces: entre lo teórico y lo aplicado, entre lo militar y lo civil, entre la tecnología y las humanidades.

Al presentar esta obra a la comunidad académica internacional, los editores hacemos una invitación explícita a leerla no como un compendio cerrado, sino como una instantánea dinámica de un campo en constante evolución - un testimonio de cómo el diálogo entre disciplinas puede iluminar los caminos del progreso aeroespacial.

Nota Editorial

Estilos de Referenciación y Diversidad Disciplinar

En coherencia con el espíritu multidisciplinar que define esta compilación, los editores hemos optado por preservar los estilos de referenciación propios de cada área del conocimiento en los capítulos que integran esta obra. Así, los trabajos de ingeniería, tecnología y ciencias exactas siguen el formato IEEE (estándar en ingeniería aeroespacial y computación), mientras que los análisis estratégicos, pedagógicos y de ciencias sociales emplean el formato APA (ampliamente adoptado en humanidades y ciencias del comportamiento).

Esta decisión —lejos de ser arbitraria— responde a tres principios fundamentales:

1. Rigor disciplinar: Cada estilo refleja las convenciones de comunicación académica propias de su campo, garantizando precisión técnica y facilitando la trazabilidad de las fuentes.
2. Autenticidad metodológica: Al conservar los formatos originales de los trabajos seleccionados (provenientes del Call for Papers de la Semana Universitaria EMAVI 2024), respetamos el contexto en que fueron producidos.
3. Practicidad para el lector especializado: Un investigador en propulsión encontrará las referencias en IEEE, familiar para su ámbito, mientras que un analista en geopolítica aeroespacial reconocerá el formato APA.

Para asegurar la claridad:

- Cada capítulo incluye sus referencias bajo el estilo correspondiente, con verificación exhaustiva de consistencia interna.
- Los lectores identificarán en los encabezados de las bibliografías la norma aplicada (ej.: “Referencias (IEEE)” o “Bibliografía (APA)”).
- Se mantuvo unificado el estilo de citas dentro de cada capítulo, evitando mezclas que pudieran generar confusión.
- Para facilitar la consulta cruzada entre estilos, se incluye un Apéndice A con equivalencias básicas entre formatos APA e IEEE, dirigido especialmente a equipos multidisciplinarios.

Esta pluralidad normativa es, en sí misma, un testimonio de la complejidad del saber aeroespacial contemporáneo: un dominio donde cohabitan ecuaciones diferenciales y dilemas éticos, algoritmos de machine learning y modelos pedagógicos. Invitamos a abordar esta diversidad no como un obstáculo, sino como un recordatorio de que el conocimiento avanzado requiere, hoy más que nunca, de puentes entre lenguajes disciplinares.

Comité Editorial

Colección Gestión, Ciencia y Poder Aeroespacial

Mayo de 2025

Apéndice A: Guía de referenciación multidisciplinar (APA / IEEE)

Este apéndice ofrece ejemplos comparativos de los dos estilos de citación empleados en la obra, con el fin de facilitar la consulta transversal de referencias para investigadores que trabajan en interfaces disciplinares.

1. Citas en el texto

Tipo	Formato IEEE	Formato APA 7ma. Edición
Un autor	[1]	(Martínez, 2023)
Dos autores	[2]	(Gómez & Lee, 2024)
Tres o más	[3]	(Chen et al., 2022)
Cita directa	“Texto citado” [4, p. 15]	“Texto citado” (Rodríguez, 2021, p. 42)

2. Referencias bibliográficas

Tipo de fuente	IEEE	APA
Artículo científico	[5] A. Pérez et al., “Optimización de cohetes reutilizables”, <i>J. erosp. Eng.</i> , vol. 12, no. 3, pp. 45–60, 2023.	Pérez, A., et al. (2023) Optimización de cohetes reutilizables. <i>Journal of Aerospace Engineering</i> , 12(3), 45–60. https://doi.org/xx
Libro	[6] M. Kowalski, <i>Diseño de satélites pequeños</i> . Nueva York: Springer, 2021.	Kowalski, M. (2021). <i>Diseño de satélites pequeños</i> . Springer.
Conferencia	[7] L. Silva, “Ciberseguridad en sistemas satelitales”, <i>Proc. IEEE Conf. Space Tech.</i> , 2022, pp. 112–118.	Silva, L. (2022). <i>Ciberseguridad en sistemas satelitales</i> . En <i>Proceedings of the IEEE Conference on Space Technology</i> (pp. 112–118).
Informe técnico	[8] NASA, <i>Estándares de propulsión hipersónica</i> , Tech. Rep. NASA-TM-2024-123, 2024.	NASA. (2024). <i>Estándares de propulsión hipersónica</i> (Informe No. NASA-TM-2024-123).

3. Notas clave para investigadores multidisciplinares

- **IEEE:**

- o Usa números entre corchetes ([]) para citas, listadas en orden de aparición.
- o Abrevia nombres de revistas (*IEEE Trans. Aerosp.*).
- o Incluye iniciales de autores (A. García, no Alejandro García).

- **APA:**

- o Usa autor-fecha en paréntesis (García, 2023).
 - o Escribe nombres completos de revistas (*IEEE Transactions on Aerospace*).
 - o Incluye DOI/URL cuando esté disponible.
-

4. Ejemplo híbrido (contexto aeroespacial)

“Mientras los modelos de propulsión requieren precisiones del 0.1% [9], los estudios psicosociales destacan que la tolerancia al error en equipos humanos es flexible (Díaz et al., 2023).”

Sección 1:

Propulsión y Diseño de Cohetes



Capítulo 1.

Cálculo de Empuje y Diseño Conceptual de un Cohete Transónico de 1.1km de Apogeo¹

MSc. Sebastián Valencia*

PhD. (c) Jaime Enrique Orduy**

PhD. (c) Iván F. Rodríguez**

Zahir S. Rojas**

Cristian Arenas**

*Escuela de Suboficiales Fuerza Aeroespacial Colombiana “CT. Andrés M. Díaz”

sebastianf@esufa.edu.co

**Fundación Universitaria Los Libertadores

jeorduyr@libertadores.edu.co

Resumen

El desarrollo de cohetes experimentales juega un papel crucial en la ingeniería aeroespacial, permitiendo la exploración espacial y el avance tecnológico. Este proyecto se enfoca en el diseño y análisis teórico de un cohete experimental con un motor de propulsión sólida Clase I. El motor, impulsado por propulsores como KNSU (Nitrato de Potasio y Sucrosa), se caracteriza por su simplicidad y capacidad de generar grandes impulsos. El análisis incluye el diseño de una tobera de tipo De Laval, que permite la conversión eficiente de energía térmica y de presión en energía cinética, con una temperatura máxima de 1144 °C, un empuje calculado de 527.1 N y un Isp de 126.4. La tobera se evalúa mediante la ecuación de energía para flujo adiabático y el cálculo del empuje usando la fórmula adecuada.

El casing del motor, fabricado en acero galvanizado, proporciona alta resistencia estructural y soporta temperaturas elevadas. La presión y temperatura a lo largo de la tobera se determinan usando la ecuación de conservación de energía y la ecuación de estado de gases ideales. Además, la tasa de combustión del KNSU, proyectada con un tiempo de quemado de 1.167 segundos y una presión máxima de 8.60 MPa, impacta el rendimiento del motor. El diseño conceptual del fuselaje incluye una longitud de 85 cm y un diámetro de 7.5 cm, con mejoras en resistencia y reducción de peso mediante impresión 3D y fibra de carbono. El análisis abarca cargas aerodinámicas y estructurales durante el vuelo para asegurar la estabilidad del motor y el cohete.

Palabras clave: Cohete, propulsión sólida, simulaciones CFD, integridad estructural, empuje específico.

1. Introducción

El desarrollo de cohetes experimentales es una de las piedras angulares en la evolución de la ingeniería aeroespacial, no solo en el medio de exploración y el avance tecnológico, sino también como una plataforma de investigación clave para la comprensión del comportamiento aerodinámico y estructural en entornos extremos. Ejemplos icónicos de esto se pueden ver en el cohete Soyuz, que ha sido el caballo

1. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma IEEE.

de batalla de las misiones especiales tripuladas desde la década de 1960, y el Falcon 9 de SpaceX, que ha revolucionado el sector espacial moderno ya que hizo vigente una nueva tecnología nunca vista como la reutilización de cohetes, eso no hace más que demostrar la importancia de los cohetes en la exploración espacial y en la capacidad de expandir las fronteras tecnológicas [1, 2]. Estas plataformas han sido fundamentales para el avance de la ciencia, la economía espacial y la posibilidad de llevar la exploración humana más allá de la órbita terrestre [3].

Con este contexto, el presente proyecto se centra en el diseño y el análisis teórico de un cohete experimental propulsado por un motor de propulsión sólida Clase I, una tecnología que es ampliamente utilizada en cohetes debido a su simplicidad y la capacidad de generar grandes impulsos en cortos periodos de tiempo [4]. Los motores de propulsión sólida, usados históricamente tanto en aplicaciones militares como en lanzamientos espaciales, han sido fundamentales en muchas misiones, así como los boosters sólidos del Transbordador Espacial y los cohetes Ariane [3]. Este tipo de motor se caracteriza por contener el combustible y el oxidante en estado sólido dentro de su carcasa, lo que permite una operación más segura y eficiente en comparación con motores líquidos más complejos [5]. En nuestro caso, el motor Clase I de combustible sólido está diseñado para alcanzar altitudes superiores a 1 kilómetro y velocidades cercanas y/o superiores a Mach 1 en vuelos de corta distancia, cumpliendo con los estándares de propulsión sólida que han demostrado ser efectivos en muchas ocasiones.

A través del uso de herramientas especializadas en dinámica de fluidos computacional (CFD) y análisis estructural, se evaluarán las condiciones de vuelo durante las fases más críticas del lanzamiento y el ascenso, con especial atención a la respuesta del cohete ante las cargas aerodinámicas y su capacidad para mantener la integridad estructural bajo estas condiciones extremas. Este trabajo no solo busca optimizar el diseño del cohete experimental, sino también contribuir al desarrollo de una base de conocimiento aplicable a futuros proyectos aeroespaciales en el ámbito de la investigación y el desarrollo tecnológico.

2. Performance del SRM

El motor es una pieza clave en el diseño y desarrollo de cohetes experimentales. Este motor se diseñó principalmente para cohetes de investigación, se destaca por su confiabilidad, flexibilidad y la capacidad de alcanzar altitudes significativas con impulsos variables, utilizando propulsores de tipo azúcar, como KNSU (Nitrato de Potasio y Sucrosa).

2.1 Performance de la tobera

La tobera es un componente esencial del motor de cohete, cuya función principal es convertir la energía térmica y de presión del gas en energía cinética, generando así el empuje necesario para el vuelo. En este proyecto, se ha diseñado una tobera De Laval, caracterizada por su convergencia hacia un throat seguido de una expansión, lo que permite que los gases alcancen velocidades supersónicas [8, 9].

La ecuación de energía expresa el principio de conservación de la energía. Para un flujo adiabático entre dos puntos x_1 y x_2 , se presenta como [14]:

$$h_1 - h_2 = \frac{1}{2}(v_2^2 - v_1^2) = C_p (T_2 - T_1) \quad (1)$$

Donde h es la entalpía del fluido (energía disponible para la transferencia de calor), v es la velocidad del flujo en la dirección x , C_p es la capacidad calorífica efectiva del fluido, y T es la temperatura del fluido. Esta ecuación muestra que la disminución en la entalpía se traduce en un aumento en la energía cinética del fluido. En otras palabras, el calor del fluido se utiliza para acelerar el flujo, aumentando su velocidad. Las propiedades de estancamiento son aquellas que resultarían si el fluido se desacelerara isentrópicamente hasta alcanzar velocidad cero (flujo estancado) [14]. La temperatura de estancamiento, T_o , se obtiene de la ecuación de energía estableciendo $v_2 = 0$

$$T_o = T + \frac{v^2}{2C_p} \quad (2)$$

Para un proceso de flujo isentrópico, se mantiene la siguiente relación importante entre las propiedades de estancamiento para la temperatura, la presión y la densidad del fluido.

$$\frac{T_o}{T} = \left(\frac{P_o}{P}\right)^{k-1/k} \quad (3)$$

Donde kk es la relación de calores específicos, también conocida como el exponente isentrópico [14].

$$k \equiv \frac{C_p}{C_v} = \frac{C_p}{C_p - R} \quad (4)$$

Tanto C_p como R (constante específica del gas) dependen de la composición de los productos de la combustión. Aquí, RR se calcula como $R = R'/M$, donde R' es la constante universal de los gases y M es el peso molecular promedio de los productos de la combustión. Si hay una cantidad significativa de partículas en forma de humo, se debe ajustar M para tener esto en cuenta. Además, se debe utilizar el valor adecuado de k para considerar el flujo de dos fases. La velocidad sónica local, a , y el número de Mach, M (definido como la relación entre la velocidad del flujo y la velocidad sónica local), se expresan mediante la siguiente fórmula [14]:

$$M = v/a \quad (5)$$

A partir de las ecuaciones 1, 2 y 3, la relación entre la temperatura de estancamiento (también conocida como temperatura total) y el número de Mach se puede expresar como [14]:

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \left(\frac{k-1}{2}\right)M^2 \quad (6)$$

La relación entre la presión de estancamiento, la densidad y el número de Mach se puede expresar mediante las siguientes dos ecuaciones:

$$\frac{P_o}{P} = \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{-\frac{k}{k-1}} \quad (6)$$

$$\frac{\rho_o}{\rho} = \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{-\frac{k}{k-1}} \quad (7)$$

La velocidad del flujo en la salida de la tobera se puede expresar como [14]:

$$v_e = \sqrt{2T_0 \left(\frac{R'}{M}\right)^{\frac{k}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{k}{k-1}}\right]} \quad (8)$$

Y la relación de A^*/A_e se expresa como [14]:

$$A^*/A_e = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{P_x}{P_0}\right)^{\frac{1}{k}} \sqrt{\left(\frac{k+1}{k-1}\right) \left[1 - \left(\frac{P_x}{P_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (9)$$

El empuje que genera un motor cohete es el criterio más fundamental de su rendimiento. Sin duda, este parámetro es lo más importante para cualquier diseñador aficionado de motores cohetes. El empuje, al ser la fuerza que ejerce un motor. El empuje se genera mediante la expulsión de masa que fluye a alta velocidad a través de la tobera. La expresión para el empuje se da por:

$$F = A^* P_0 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k-1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{k}{k-1}}\right]} + (P_e - P_a) A_e \quad (10)$$

El Coeficiente de Empuje determina la amplificación del empuje debido a la expansión de los gases en la tobera en comparación con el empuje que se ejercería si la presión de la cámara actuara únicamente sobre el área del Chocking. El valor ideal de C_f se muestra a continuación [14]:

$$C_f = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k-1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0}\right)^{\frac{k}{k-1}}\right]} + \frac{(P_e - P_a) A_e}{P_0 A^*} \quad (11)$$

2.1.1 Cálculo de Presión y Temperatura en la Tobera

La ecuación fundamental que gobierna la dinámica del flujo a través de la tobera es la ecuación de conservación de energía, complementada por la ecuación de estado de los gases ideales, la cual describe la relación entre la presión, volumen, temperatura y cantidad de gas en la cámara de combustión [10, 11]:

$$P = \frac{nRT}{v} \quad (12)$$

Donde:

P es la presión, T la temperatura, R la constante de los gases, v el volumen. La temperatura y presión a lo largo de la tobera también se determinan mediante la ecuación de Mach, que permite calcular la temperatura en un punto a lo largo de la tobera en función del número de Mach en ese punto:

$$\frac{T_e}{T_0} = \frac{1+(\gamma-1)}{2} + M^2 \quad (13)$$

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (14)$$

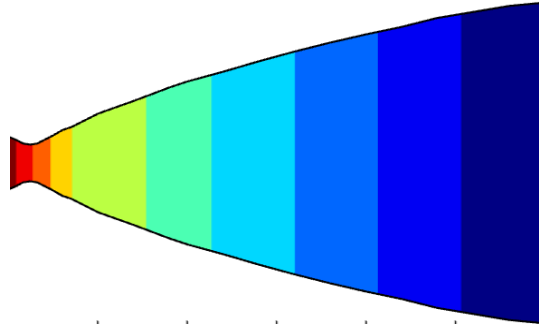


Figura 1. Distribución de temperatura en la tobera (Llegando a tener temperaturas hasta 1144

El empuje debido a la velocidad de los gases de escape ($in \cdot V_e$) es generalmente el componente dominante, especialmente en la atmósfera. Sin embargo, la diferencia de presión ($P_e - P_a$) también puede contribuir significativamente, especialmente en altitudes donde la presión atmosférica es baja. Este da como resultado un empuje de 527.1 N y un Isp de 126.4.

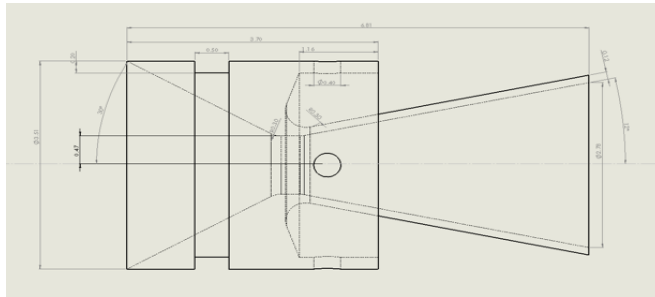


Figura 2. Medidas de la tobera

2.2 Casing del Motor

El casing del motor funciona como una cámara de contención para el propulsor sólido y los gases generados durante la combustión. En este proyecto, se ha seleccionado el acero galvanizado para la fabricación del casing debido a su alta resistencia estructural, su capacidad para soportar temperaturas elevadas y su excelente resistencia a la corrosión [12].



Figura 3. Carcasa de la cámara de combustión o casing

2.2.2. Ecuación de Esfuerzo en el Casing

Para garantizar la integridad estructural del casing bajo las altas presiones generadas durante la combustión, se utiliza la ecuación del cilindro de pared delgada [12]:

$$\sigma = P \frac{r}{t} \quad (5)$$

El diseño del casing se optimiza de manera que, con un grosor adecuado, pueda soportar las cargas generadas sin fallos estructurales, garantizando tanto la seguridad como la durabilidad del cohete.

2.3 Selección de Propulsor Sólido

El propulsor sólido seleccionado para este motor hace uso de una configuración BATES (Burning At The Ends Segment), que es una de sus características más distintivas. Esta configuración es ampliamente utilizada en motores de cohete debido a su capacidad para proporcionar una tasa de combustión estable y controlada. El propulsor en cuestión utiliza segmentos de grano BATES que empiezan a quemar desde el núcleo y los extremos, mientras que un inhibidor adherido evita la combustión en la superficie exterior de los segmentos. Esto garantiza una combustión predecible y eficiente a lo largo del vuelo del cohete [7].

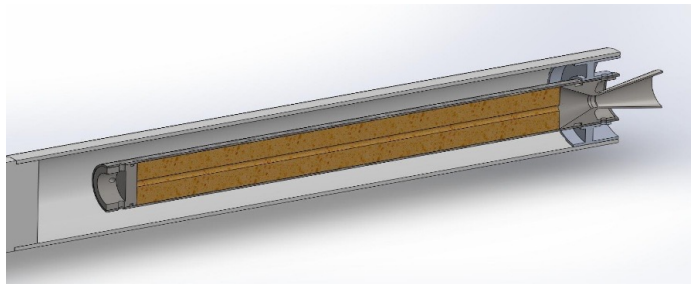


Figura 4. Motor dentro del fuselaje del cohete

2.3.1 Cálculo de Área de Superficie de Combustión

El área de la superficie de combustión para el propelente de grano cilíndrico hueco del motor, como se muestra en la Figura 5, se puede calcular de la siguiente manera usando los datos de las medidas dadas en el punto 2.1.1 y con las ecuaciones de Radio del área de la superficie de Quemado (A_b) y la sección transversal de la tobera (A_t):

$$A_{bmax} = A_{binicial} = A_b = \frac{1}{2}(D^2 - d^2) + L(D + d) \quad (9)$$

$$A_{bfinal} = A_t = (D + d)(L - t) \quad (10)$$

$$\text{Donde } t = \frac{1}{2}(D - d).$$

La relación de área característica (Kn) es un parámetro clave en el diseño del motor, debido a su influencia en la eficiencia del motor y en cómo los gases generados por la combustión son expulsados a través de la tobera. Un valor alto para Kn implica que el área abierta a la combustión es significativamente mayor que el área de la garganta, representando un motor capaz de generar altas presiones y, por consiguiente, producir un mayor empuje. Un valor bajo para Kn puede significar un motor con un menor comportamiento de empuje o un motor con un rendimiento relativamente más bajo.

La relación se calcula como el cociente entre las ecuaciones (9) y (10):

$$Kn = \frac{A_b}{A_t} \quad (11)$$

El cálculo de Kn da como resultado un valor máximo de 340, lo que indica que el motor está diseñado para maximizar el empuje bajo las condiciones operativas previstas. Se asume una presión máxima de 8.60 MPa.

2.4. KNSU Burn Rate y su Impacto en el Rendimiento del Motor

La tasa de combustión, coloquialmente conocida como ‘burn rate’, es una variable primordial con la cual medir la eficiencia o desempeño de cualquier motor cohete de propulsión sólida. En el caso del KNSU, Nitrato de Potasio y sacarosa, tal tasa controla la rapidez con la que los gases se liberan y la presión se genera dentro de la cámara de combustión del cohete, teniendo una influencia en la generación de empuje y en la estabilidad del motor durante la operación [3, 11, 15].

El KNSU es un propulsor muy usado dada su simplicidad y facilidad de adquisición. Sin embargo, este propulsor no tiene una tasa de combustión constante, y esta depende de varios factores tales como la presión en la cámara de combustión, la temperatura y la composición del material. Mientras más alto sea el *burn rate*, más rápido se quema el propulsor, lo cual puede conllevar a un aumento en la presión y, por lo tanto, en el empuje.

La tasa de combustión del KNSU está influenciada por las propiedades termoquímicas del material y se describe mediante la ley de Vieille, que relaciona la velocidad de combustión con la presión de la cámara de combustión. Esta relación se expresa matemáticamente como [3, 11, 15]:

$$r = a * P_0^n \quad (12)$$

Para el proyecto en cuestión, el tiempo de quemado proyectado sea de 1.167 segundos bajo condiciones controladas; en este lapso, la presión en cámara estimada se eleva a cerca de 8.60 MPa. Esta precisión en la tasa de combustión es fundamental para evitar un pico de presión que pueda dañar el *casing* o provocar fallos en la tobera. Para asegurarse de ejecutar el motor en el nivel adecuado, todos los factores provistos fueron simulados, lo que, en consecuencia, ayudó a más adelante retocar la tasa de combustión y prevenir alguna parada que comprometa la misión.

2.5 Análisis de Fases Transitorias y Estado Estacionario

La operación del motor cohete pasa por varias fases críticas, cada una con diferentes demandas en términos de presión y flujo de gases. Inicialmente, durante la fase transitoria de arranque, la presión dentro de la cámara aumenta rápidamente hasta alcanzar un nivel de operación estable. Durante la fase transitoria de arranque, la tasa de producción de productos de combustión de la cámara debe equilibrarse con la tasa de consumo de propulsor, de modo que no surjan fluctuaciones inesperadas en la presión de la cámara, lo cual podría afectar la estabilidad del motor.

3. Diseño conceptual de los sistemas cohete Libertador

3.1 Diseño del Fuselaje

El fuselaje del cohete se ha diseñado para proporcionar una configuración de dureza estructural y eficiencia en el peso. La elección del diseño se basa en los requisitos de rendimiento del cohete, que incluyen la capacidad para alcanzar velocidades cercanas a Mach 1 y resistir las cargas aerodinámicas generadas durante el ascenso. Con una longitud total de 85cm y 7.5cm de diámetro [17].

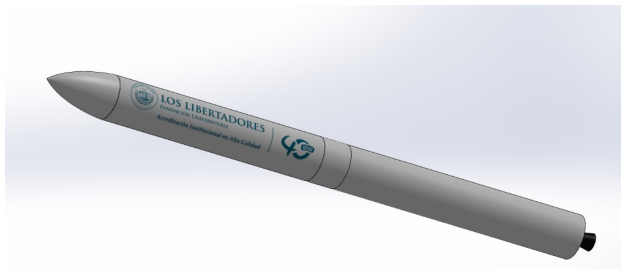


Figura 5. *Diseño conceptual del fuselaje*

3.1.1. Impresión 3D

El fuselaje se fabricará utilizando tecnología de impresión 3D, debido a que es una técnica que permite crear estructuras complejas con alta precisión y en un tiempo relativamente corto. La impresión 3D ofrece varias ventajas en la fabricación de fuselajes para cohetes [18]:

- **Reducción de masa:** La tecnología de impresión 3D facilita la creación de estructuras huecas o con refuerzos internos que reducen el peso sin comprometer la resistencia estructural. Además, ayudaría para el ensamblaje del motor y la aviónica. Esto es crucial para mantener el peso del cohete al mínimo y maximizar el rendimiento.
- **Eficiencia en la Producción:** La impresión 3D reduce el tiempo y los costos asociados con la fabricación de moldes y herramientas, permitiendo realizar ajustes de manera rápida y concisa.

3.1.2. Recubrimiento de Fibra de Carbono

El recubrimiento del fuselaje con fibra de carbono es una parte esencial del diseño. La fibra de carbono es conocida por su excepcional relación resistencia-peso, lo que la convierte en el material ideal para aplicaciones aeroespaciales. Este recubrimiento ofrece las siguientes ventajas [6]:

- **Resistencia a la fatiga:** La fibra de carbono tiene una excelente resistencia a la fatiga, lo que es importante para la durabilidad del fuselaje durante múltiples ciclos de vuelo.
- **Ligereza:** A pesar de su alta resistencia, la fibra de carbono es extremadamente ligera. Esto es crucial para mantener el peso del cohete bajo control y asegurar una aceleración eficiente.
- **Alta Resistencia y Rigidez:** La fibra de carbono proporciona una resistencia a la tracción y una rigidez estructural que es significativamente superior a la de los materiales tradicionales. Esto haría que la impresión 3d aguante no solo mayor presión, si no que se evita que la velocidad pueda generar daños irreversibles.

El proceso de recubrimiento de fibra de carbono implica la aplicación de capas de tejido de fibra de carbono sobre la estructura impresa en 3D. Estas capas se adhieren mediante resinas que, una vez curadas, forman un compuesto sólido y resistente.

3.2. Cargas Aerodinámicas y Estructurales

Una parte indispensable del diseño estructural del cohete es la capacidad para manejar las cargas aerodinámicas y estructurales durante el vuelo. Estas cargas pueden variar significativamente en función de la velocidad, la altitud y las maniobras realizadas por el cohete [4].

3.2.1. Análisis de Cargas Aerodinámicas

Las cargas aerodinámicas en el cohete incluyen la presión del aire, la resistencia y las fuerzas laterales generadas por el flujo de aire alrededor del fuselaje. Estos factores son críticos para garantizar que la estructura pueda soportar las fuerzas durante el vuelo, especialmente a altas velocidades [16].

- **Presión del aire:** A medida que el cohete acelera, la presión del aire en la superficie del fuselaje aumenta. El diseño del fuselaje debe ser capaz de resistir estas presiones sin deformarse ni comprometer su integridad estructural.
- **Resistencia:** La resistencia del aire actúa en dirección opuesta al movimiento del cohete y puede generar fuerzas significativas sobre la estructura. El fuselaje debe estar diseñado para minimizar la resistencia y distribuir las cargas de manera uniforme.

3.3 Aviónica del cohete

La aviónica del cohete es una parte esencial del sistema de control y navegación, y desempeña un papel crucial en la supervisión y gestión del vuelo del cohete. Esta sección detalla los componentes de aviónica seleccionados para el proyecto, su función en la operación del cohete y las consideraciones clave para garantizar un vuelo exitoso.

3.4. Sensores

Los sensores son esenciales para proporcionar datos en tiempo real sobre el estado del cohete. Los sensores seleccionados para este proyecto incluyen:

- **Acelerómetros:** Miden la aceleración del cohete en diferentes ejes. Estos datos son cruciales para entender las fuerzas que actúan sobre el cohete y ajustar la estabilidad durante el vuelo.
- **Sensores de Altitud:** Utilizados para medir la altitud del cohete, como los altímetros barométricos. Estos datos son fundamentales para la navegación y para el despliegue de cargas útiles en el momento adecuado.

4. Sistema de Telemetría

El sistema de telemetría permite la transmisión de datos desde el cohete a una estación de control en tierra. Incluye:

- **Transmisores y Receptores:** Estos dispositivos aseguran la comunicación entre el cohete y la estación de control. La telemetría en tiempo real permite monitorear el estado del cohete y hacer ajustes para futuras ocasiones.

- **Antenas:** Las antenas permiten una comunicación clara y estable entre el cohete y la estación de control. Su diseño y ubicación son cruciales para mantener una conexión durante el vuelo.
- **Confiable:** Para este caso será por medio de una explosión controlada de una de sus partes.

5. Datos y simulaciones

En este anexo, se presentan los resultados obtenidos a partir de las simulaciones computacionales y los datos experimentales recopilados durante las fases preliminares del diseño del motor. Utilizando programas especializados como OpenRocket, además de herramientas de análisis dinámico y simulaciones estructurales y CFD (Dinámica de Fluidos Computacional) en ANSYS, se ha evaluado el comportamiento del motor y la distribución de cargas y el rendimiento que este puede llegar a tener en vuelo [8, 16].

De acuerdo con los resultados de las ecuaciones 10 y 11, el Motor de Propulsión Sólida (SRM) alcanzará un empuje de 525.7 N con un tiempo de quemado de 1.204 segundos. Esto da como resultado un impulso específico de 126.4 s.

Estos datos fueron ingresados en el software OpenRocket, dando como resultado la siguiente gráfica:

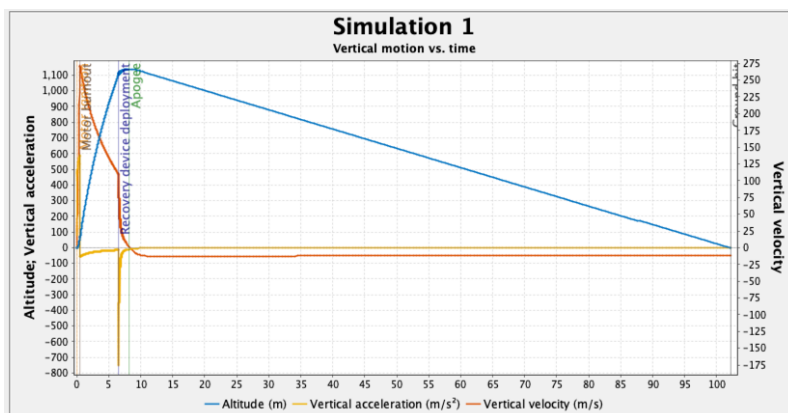


Figura 6. *Altura máxima alcanzada*

De acuerdo con la simulación del programa OpenRocket, el prospecto diseño empleando los datos del performance del SRM, el cohete podría alcanzar una altura de aproximadamente 1138 m a una velocidad de 391 m/s con un Mach de 0.8.

6. Conclusión

El El proyecto del cohete experimental ha sido diseñado para cumplir con objetivos ambiciosos, incluyendo alcanzar velocidades cercanas a Mach 0.8 y una altitud de hasta 11349 m. A través de un enfoque integral que abarca desde el diseño del

motor hasta el sistema de recuperación, se han realizado importantes avances en cada componente clave del cohete. La integración de tecnologías avanzadas y la meticulosa planificación del diseño han permitido una evaluación detallada de la viabilidad y el rendimiento del cohete.

El motor de clase I, ha demostrado ser una opción adecuada para el proyecto. Las simulaciones y pruebas muestran que el motor puede proporcionar el impulso necesario para alcanzar las velocidades deseadas y soportar las cargas aerodinámicas durante el vuelo. La capacidad del motor para funcionar de manera confiable y repetida es crucial para el éxito del proyecto.

La estructura del cohete, fabricada mediante impresión 3D y recubierta con fibra de carbono, ha sido evaluada para resistir velocidades superiores a 391 m/s. El uso de estos materiales avanzados asegura una alta resistencia y durabilidad del fuselaje, crucial para mantener la integridad estructural durante el vuelo. Las simulaciones han confirmado que el diseño es capaz de soportar las cargas aerodinámicas esperadas y optimizar el rendimiento general del cohete.

El sistema de recuperación basado en paracaídas ha sido diseñado para garantizar un aterrizaje seguro y controlado del cohete. El uso de un paracaídas principal y un paracaídas de estabilización asegura una reducción efectiva de la velocidad de descenso. La activación remota desde tierra proporciona un control preciso sobre el despliegue de los paracaídas, mejorando la eficacia del sistema de recuperación y minimizando el riesgo de daños al cohete.

7. Referencias bibliográficas

- [1] SpaceX, «Falcon 9 Overview,» SpaceX, 2024. [En línea]. Available: <https://www.spacex.com/falcon9>. [Último acceso: Agosto 2024].
- [2] Roscosmos, «Soyuz Launch Vehicle,» 2024. [En línea]. Available: <https://www.roscosmos.ru/23034/>. [Último acceso: Agosto 2024].
- [3] M. Gagg, «Fundamentals of Rocket Propulsion,» *Space Science Reviews*, vol. 45, n° 2, pp. 134-145, 2019.
- [4] A. Kumar y R. Patel, «High-Speed Rocket Dynamics,» *Journal of Rocket Science*, vol. 25, n° 4, pp. 200-210, 2021.
- [5] R. Friedrich, «Rocket Propulsion: An Overview,» *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 15, n° 3, pp. 45-53, 2022.
- [6] M. Brown y L. Williams, «Advanced Materials for Rocket Fuselages,» *Materials Science and Engineering*, vol. 10, n° 4, pp. 123-135, 2021.

-
- [7] A. C. Foltran, D. F. Moro, N. D. Pereira da Silva y C. H. Marchi, «Burning Rate Measurement of KNSu Propellant Obtained by Mechanical Press,» *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 7, n° 2, pp. 193-199, 2015.
- [8] F. Garcia, «Design and Testing of Rocket Propulsion Systems,» *Propulsion Engineering*, vol. 16, n° 2, pp. 78-85, 2022.
- [9] E. O'Brien y D. Martin, «Review of Rocket Motor Technology,» *International Journal of Aerospace Innovations*, vol. 19, n° 2, pp. 210-220, 2023.
- [10] G. A. Kuhl, J. D. Fry, M. H. MacDonald y D. L. Frost, «Ignition and combustion of solid propellants in rocket motors,» *AIAA Journal*, vol. 38, n° 2, pp. 345-353, 2000.
- [11] R. A. Stalker, «Effects of pressure and temperature on solid propellant burning rates,» *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, vol. 10, n° 2, pp. 145-160, 2011.
- [12] H. Wong y D. R. Penner, «Solid rocket motor combustion chamber modeling,» *Combustion Science and Technology*, vol. 61, n° 4-6, pp. 293-298, 1988.
- [13] Hierros Ciriaco Sánchez, «Acero galvanizado: cómo se obtiene, usos, ventajas y tipos,» Hierros Ciriaco Sánchez, 2024. [En línea]. Available: <https://hierrosciriacosanchez.es/acero-galvanizado-como-se-obtiene-usos-ventajas-y-tipos/>. [Último acceso: 28 Agosto 2024].
- [14] R. Nakka, «Teoría Sobre Motores Cohete de Propelente Sólido,» Traducción por S. Garófalo, [En línea]. Available: <http://www.nakka-rocketry.net/>. [Último acceso: 30 Agosto 2024].
- [15] S. F. Son, Z. Chen, C. M. Malinis y J. H. Sinibaldi, «Burning rate measurements of solid propellants,» *Journal of Propulsion and Power*, vol. 19, n° 6, pp. 1017-1023, 2003.
- [16] P. Green, «Computational Modeling of Rocket Aerodynamics,» *Journal of Computational Fluid Dynamics*, vol. 18, n° 2, pp. 205-218, 2022.
- [17] J. Miller, «Advanced Techniques in Rocket Fuselage Design,» *Journal of Aerospace Structures*, vol. 21, n° 5, pp. 345-355, 2023.
- [18] G. Thompson, «Simulation and Analysis of Rocket Flight Dynamics,» *Computational Aerospace Engineering*, vol. 13, n° 3, pp. 150-160, 2022.
- [19] C. Taylor, «The Role of Avionics in Modern Rocketry,» *Aerospace Electronics*, vol. 12, n° 3, pp. 67-75, 2021.
- [20] R. Wilson, «Integration of Arduino in Rocket Control Systems,» *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 59, n° 6, pp. 1234-1242, 2023.

- [21] H. Johnson y K. Lee, «Parachute Systems for Rocket Recovery,» *Journal of Aerospace Recovery Systems*, vol. 8, n° 1, pp. 31-40, 2023.
- [22] R. S. Academy, «Introduction to Rocket Propulsion,» Youtube Video, [En línea]. Available: https://www.youtube.com/watch?v=A6kL1jBS7Vo&list=PLyV774-3p835n5XZFz4JMvF-Griy_uOdV&index=6.
- [23] J. A. Urrego Peña, F. A. Rojas Mora, “Misiones de cohetaría experimental con propelente sólido: Misión Séneca, Cohete AINKAA 1”, *Ciencia e Ingeniería Neogranadina*, vol. 20, no. 2, pp. 53-64, 2010.
- [24] J. O. Murcia Piñeros, H. D. Ceron Muñoz, S. A. Gomez Salcedo, S. N. Pachon Laiton, “Diseño conceptual, preliminar y análisis de la trayectoria de vuelo de un cohete sonda de propelente sólido para carga útil de 2 kg”, en Cuarto Congreso Internacional en Ciencia y Tecnología Aeroespacial (CICTA 2012), no. Octubre, pp. 1-11.
- [25] O. D. Salazar Ceballos, M. A. Solorzano Gomez, “Diseño conceptual, preliminar y detallado del cohete sonda recuperable ‘Aristarco I’ propulsado con propelente solido”, Trabajo de grado, Fundación Universitaria Los Libertadores, 2016.
- [26] N. Alvarez Rojas, J. Huérfano, O. Ojeda, “Diseño e implementación de misión para el lanzamiento de un cohete para tres kilómetros de altura”, en VIII Congreso Argentino de Tecnología Espacial, 2015, pp. 1-10.
- [27] F. A. Galindo Herrera, J. O. Calderon Rojas, “Diseño estructural y aerodinámico de un cohete sonda para ser usado en la adquisición de variables atmosféricas”, en XII Congreso Iberoamericano de Ingeniería Mecánica (CIBIMXII), 2015, pp. 1-9.
- [28] D. Valdivieso Merino, M. A. Rojas Nova, A. F. Correa Rivera, “Diseño y validacion de los calculos de un motor cohete R-Candy E65”, Research Report, Universidad Industrial de Santander, 2017.
- [29] R. A. Robayo-Salazar, “Cohetes tipo sonda con fines científicos, tecnológicos y militares: una oportunidad para su desarrollo en la EMAVI-FAC”, en Ciencia, Gestión e Ingeniería en el Desarrollo Aeroespacial, Cali, Colombia, 2019, pp. 49-72.
- [30] M. Correal, D. Castaño, O. Rincón, H. Aguillón, “Diseño y construcción de un cohete amateur tipo G”, Trabajo de grado, Universidad de San Buenaventura, 2009.
- [31] E. A. Perez Reina, N. Bermeo Perez, D. A. Fuquen, “Diseño y construcción de un motor cohete que produzca 800 newton de empuje”, Trabajo de grado, Universidad de San Buenaventura, 2010.

Capítulo 2.

Análisis Estructural de Motor Cohete de Propulsión Sólida Clase-I de la Escuela de Suboficiales FAC²

MSc. Sebastián Valencia*

TE. J. Pablo Contreras*

PhD(c) Jaime Enrique Orduy**

PhD(c) Iván F. Rodríguez **

Cristian Arenas**

Zahir Rojas**

*Escuela de Suboficiales Fuerza Aeroespacial Colombiana “CT. Andrés M. Díaz”
sebastianf@esufa.edu.co

**Fundación Universitaria Los Libertadores, Bogotá, D.C, Colombia
jeorduyr@libertadores.edu.co

Resumen

Este estudio presenta un análisis estructural detallado de un motor cohete de propulsión sólida (SRM) diseñado para aplicaciones académicas en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aeroespacial Colombiana (ESUFA). El objetivo principal es calcular las tensiones internas y la presión de combustión en el motor, utilizando como combustible una mezcla de Nitrato de Potasio y Azúcar (KNSU). Se desarrolló un modelo numérico para predecir las deformaciones y tensiones en el casing de acero galvanizado y acero AISI 1020, considerando los parámetros de diseño específicos, como las dimensiones de la tobera y el casing. El análisis reveló que la estructura del motor mantiene un factor de seguridad adecuado bajo las condiciones de operación esperadas, garantizando la integridad del sistema durante su funcionamiento.

El modelo de combustión del KNSU, basado en la ecuación de Saint Robert y otros enfoques teóricos, permitió estimar la presión interna y la tasa de combustión, proporcionando información clave sobre el rendimiento del motor. Los resultados indican que la presión dentro de la cámara de combustión alcanza niveles óptimos para un empuje eficiente, mientras que el análisis estructural confirma que las deformaciones permanecen dentro de los límites permisibles. Este trabajo no solo optimiza el diseño del SRM, sino que también ofrece un marco metodológico para futuros desarrollos en motores de propulsión sólida, contribuyendo a la formación académica y la investigación en el ámbito aeroespacial de la ESUFA.

Palabras clave: Análisis Estructural, Cohete, FAC, Propulsión Sólida, Tobera.

1. Introducción

En el diseño de la cámara de combustión para motores cohete de propulsión sólida (SRM por sus siglas en inglés), es fundamental tener un conocimiento adecuado de las

2. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma IEEE.

características del propulsor, tales como la densidad, la tasa de quemado, la temperatura máxima esperada, la presión máxima esperada, el tiempo de combustión, etc. [1]. El empuje se desarrolla cuando la alta energía térmica de los gases de combustión se convierte en energía cinética en los gases de escape [2]. Los motores cohete de propulsión sólida pueden ser encendidos de inmediato y no requieren un llenado externo de líquidos antes de la operación. Aunque su eficiencia (impulso específico, o Isp) es generalmente inferior a la de los sistemas de motores cohete líquidos y no pueden ser regulados fácilmente, una vez encendidos, el motor continuará quemándose hasta su extinción a menos que se incluyan disposiciones especiales para interrumpir el empuje durante el transcurso del encendido [1, 2].

La variedad de misiones que un cohete puede realizar es muy amplia, abarcando desde pequeñas aplicaciones como el control de actitud de satélites hasta motores que impulsan las primeras etapas de un vehículo de lanzamiento. La misión de este cohete será elevar una carga útil hasta una cierta altura o altitud. La propulsión se genera mediante la combustión de una masa presente en el vehículo, llamada propelente, que sale del vehículo con una determinada cantidad de movimiento asociado. De acuerdo con el principio de conservación de la cantidad de movimiento, esta acción aumenta la cantidad de movimiento del vehículo en la dirección opuesta, o bien es contrarrestada por fuerzas aerodinámicas y gravitatorias [3].

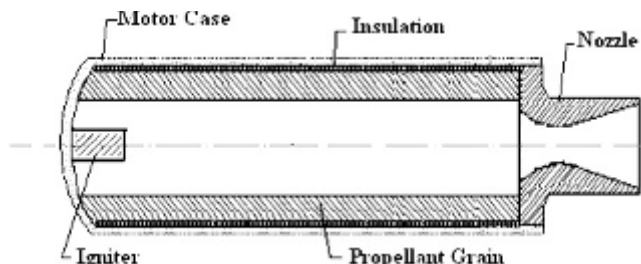


Figura 1. Esquema de un SRM [17]

Por lo tanto, objetivo principal de este estudio es realizar un análisis estático detallado y calcular la presión interna en un SRM diseñado para fines académicos para la Escuela de Suboficiales FAC. Este análisis busca proporcionar una comprensión profunda de las tensiones estructurales a las que está sometido el motor durante su funcionamiento, específicamente considerando el uso del combustible Nitrato de Potasio-Azúcar (KNSU) [4]. Al comprender las tensiones internas y la presión en la cámara de combustión, se puede optimizar el diseño del motor para mejorar su rendimiento y seguridad.

2. Parámetros de Diseño del Motor Cohete Sólido

Se detallarán las especificaciones técnicas y materiales utilizados en el diseño del motor. El casing del motor cohete fue diseñado utilizando Acero Galvanizado conocido por su alta resistencia y ligereza, lo que lo convierte en un material ideal para aplicaciones aeroespaciales [6].

Por otro lado, la tobera y otros componentes críticos se construyeron con acero AISI 4140, una de las aleaciones de acero más utilizadas en la industria debido a su alta resistencia al desgaste y capacidad para soportar altas temperaturas, lo cual es crucial en aplicaciones de propulsión [7].

2.1 Diseño de la tobera y casing

Sabemos que cuando la relación de presiones a través de la tobera supera su valor crítico, la velocidad máxima del gas alcanzada es igual a la velocidad del sonido. En esta situación, se añade una tobera divergente para aumentar aún más la velocidad, ya que en la sección convergente las velocidades del gas no pueden superar la velocidad del sonido. Esta tobera convergente-divergente (CD) es básicamente un conducto convergente seguido de un conducto divergente, como se muestra en la Figura 3. [7].

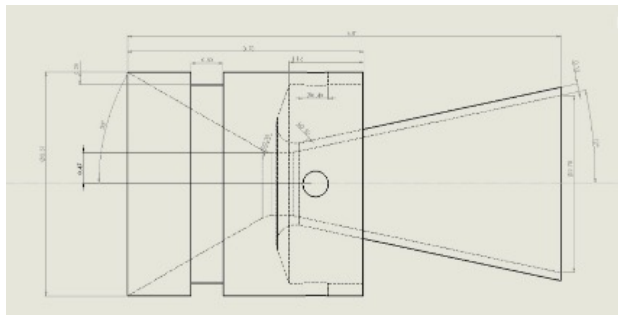


Figura 2. Diseño 3D de la tobera

Tabla 1. Configuración geométrica del motor y casing

	MEDIDA (mm)
Longitud del Casing	330
Diámetro Interno del Casing	35.1
Diámetro de la Garganta Nozzle	9.12
Diámetro de la Entrada Nozzle	35.1
Diámetro de salida Nozzle	27.8

3. Cálculos del desempeño del propelente y presión interna cámara de combustión

3.1 Propiedades físicas y químicas del KNSU como propelente del SRM para hallar su K_n

El KNSU (potassium nitrate-sucrose), es una mezcla de propelente sólido compuesta por los siguientes componentes químicos:

- Nitrato de potasio (KN, KNO_3): Es la sal oxidante en la mezcla. Su fórmula química es KNO_3 .
- Sacarosa (Sucrose, $C_{12}H_{22}O_{11}$): Es el combustible en la mezcla. La sacarosa es un tipo de azúcar común y su fórmula química es $C_{12}H_{22}O_{11}$.

La mezcla de estos dos componentes, típicamente en una proporción de aproximadamente 65% de nitrato de potasio y 35% de sacarosa en peso, se utiliza como un propelente sólido en motores cohete caseros debido a su simplicidad y efectividad [15].

Este propelente que es ampliamente reconocido por su capacidad para alcanzar altas temperaturas de combustión debido a su elevada entalpía de reacción y sus propiedades químicas favorables. Específicamente, el nitrato de potasio actúa como un potente agente oxidante, facilitando una combustión rápida y completa de la sacarosa, que es el combustible en la mezcla. La entalpía de combustión del KNSU se estima en aproximadamente **3300-3500 kJ/kg**, lo que le permite generar temperaturas de llama que pueden alcanzar hasta **1700 K** en condiciones óptimas. [15].

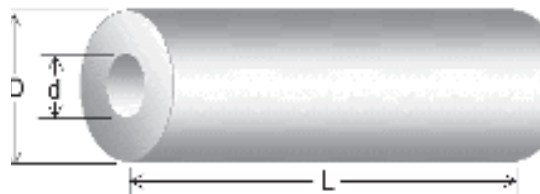


Figura 3. Imagen de un propelente hueco [15]

Tabla 2. Parámetros físicos del propelente KNSU incorporado en el SRM

DATO	VALOR (mm)
D	35.1
d	5
L	300

Para nuestro SRM, el grano con combustión no restringida (sin superficies inhibidas) permite que todas las superficies del propelente se quemen libremente. En este caso, no se aplica ninguna superficie inhibida, lo que simplifica el análisis, ya que no se necesita considerar la influencia de materiales inhibidores que limitarían la combustión en ciertas áreas, permitiendo un cálculo más directo del área de combustión total.

El **Kn** es un parámetro crucial en el diseño de motores cohete, definido como la relación entre el área de combustión del propelente y el área de la garganta de la tobera. Este valor determina la presión interna en la cámara de combustión y, por lo tanto, afecta el rendimiento y la eficiencia del motor. Un **Kn** alto indica una mayor presión, mientras que un **Kn** bajo sugiere una combustión más controlada [16].

El área de la superficie de combustión para nuestro propelente de grano cilíndrico hueco, como se muestra en la Figura 4, se puede calcular de la siguiente manera usando los datos de la tabla 2 usando las ecuaciones de Radio del área de la superficie de Quemado (A_b) y la sección transversal de la tobera (A_t):

$$A_{b \max} = A_{b \text{ inicial}} = \frac{1}{2} r (D^2 - d^2) + rL (D + d) \quad (1)$$

$$A_{b \text{ final}} = r (D + d) (L - t) \quad (2)$$

Donde $t = \frac{1}{2} (D - d)$.

Para hallar su **Kn**, se juntan los resultados de las ecuaciones (1) y (2) en la siguiente ecuación:

$$Kn = \frac{A_b}{A_t} \quad (3)$$

Resolviendo la ecuación (3) nos da como resultado un máximo $Kn = 340$. Como se observa en la imagen #, la integración del Bulkhead, casing, propelente y nozzle integrados con las medidas previamente descritas en la Tabla 1.

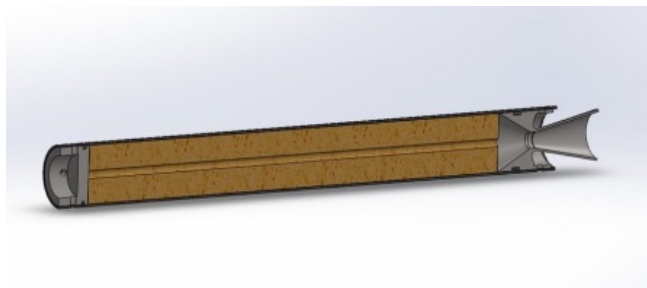


Figura 4. Vista cortada a la mitad del SRM ensamblado con el propelente

3.2 KNSU burn rate

La tasa de combustión o “burn rate” es un factor crítico para determinar la eficiencia y el rendimiento del propelente sólido. La tasa de combustión del KNSU influye en cómo se libera el gas y la presión en la cámara de combustión del motor cohete. Un burn rate más alto indica que el propelente se quema más rápidamente, lo que puede

generar mayores presiones y empujes. Usando como referencia las propiedades termoquímicas del KNSU encontrado en la referencia [14], el tiempo de quemado es de 1.167s.

3.3 Cálculo de presión

En un motor cohete de propulsión sólida, la combustión ocurre dentro de una cámara de forma cilíndrica. En pocos segundos, se generan gases de alta presión y temperatura, los cuales son expulsados a través de una tobera, alcanzando velocidades supersónicas. Estos gases de escape producen el empuje necesario para mover el cohete, según el principio de conservación del momento [3]. Si el combustible y el oxidante forman parte de la misma molécula, se denomina propulsor sólido homogéneo. Según la forma de la sección transversal y la dirección en la que se quema, los propulsores sólidos se clasifican en dos tipos: los que queman de manera radial (interna) y los que queman de manera longitudinal (en el extremo) [3].

La presión dentro de la cámara de combustión se determina por el equilibrio de masa entre los gases que se expulsan a través de la tobera y los que se generan en la superficie de combustión. La ecuación de balance de masa [8,9], representada por la ecuación Eq. (4), es:

$$\frac{V(r)}{R_g T_0} \frac{dP_0}{dt} = A_b r (d_b - d_0) - c A_b P_0 \quad (4)$$

En esta expresión, V representa el volumen de la cámara de combustión, R_g es la constante utilizada en el modelo de gas ideal, T_0 denota la temperatura de la llama, y P_0 es la presión dentro de la cámara. t corresponde al tiempo, A_b es el área de la superficie donde se produce la combustión, r es la tasa a la que el combustible se quema, d_b es la densidad del propulsor sólido, y d_0 es la densidad de los gases resultantes de la combustión. Además, A representa el área crítica de la tobera, mientras que c es la velocidad característica del gas, la cual está determinada por las propiedades de los productos de combustión [9,10].

$$c = \sqrt{\frac{\gamma}{R_g T_0} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (5)$$

γ representa la relación de calores específicos. Es posible obtener una solución analítica explícita para la presión en la cámara de combustión cuando la combustión es radial, pero esto no se aplica en el caso de combustión longitudinal. Además, un aspecto crucial a considerar es la tasa de combustión, r que se calcula según la ley de Vieilley [9,10]:

$$r = AP_0^n \quad (6)$$

En este escenario, se aplica la Ecuación (3) a la ecuación de balance, Ecuación (6), bajo las siguientes suposiciones: la densidad de los gases de combustión d_0 es insignificante; tanto la superficie de combustión A_b como el volumen de la cámara V_0 se mantienen constantes. Con estas consideraciones, la ecuación de balance se reescribe como:

$$\frac{dP_0}{dt} + K_1 P_0 = K_2 P_0^n \quad (7)$$

Cuando $n \neq 0$ o 1, la Ecuación (8) corresponde a la ecuación de Bernoulli [11], y puede simplificarse a una ecuación lineal utilizando un cambio de variable apropiado [9]:

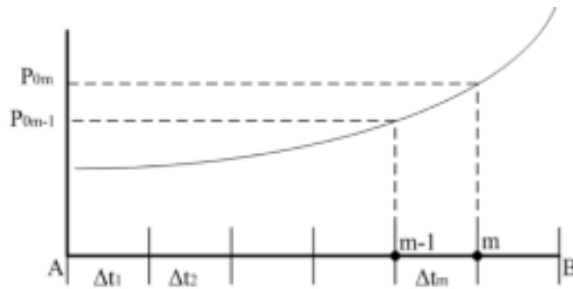


Figura 5. Aproximación numérica de la cámara de combustión. [9]

La curva de presión de un motor cohete presenta tanto fases transitorias como de estado estacionario. Las fases transitorias ocurren durante el encendido y arranque, y al final del consumo del propulsante, cuando la presión disminuye hasta el nivel ambiente. Durante la combustión en estado estacionario, la presión varía principalmente debido a cambios en la geometría del grano, afectando la tasa de combustión, aunque factores como la erosión de la tobera también pueden influir [13]. La fase de arranque, aunque breve, depende de la eficacia del sistema de ignición, mientras que la fase de estado estacionario, que determina el rendimiento del motor, se basa en que la tasa de generación de productos de combustión sea igual a la tasa de consumo del propulsante dado por la ecuación (9) [13]:

$$\dot{m}g = A_b r_p r \quad (9)$$

Donde r es la densidad del propelente, A_b es el área de combustión del grano, y la tasa de combustión del propulsante, r_p , son fundamentales en la generación de presión dentro de un motor cohete. Los productos de combustión incluyen tanto gases como partículas en fase condensada, estas últimas se manifiestan como humo y pueden ser sólidas o líquidas. Mientras que solo los gases influyen directamente en la presión, la fase condensada también aporta al empuje total del motor debido a su masa y velocidad tal cual como se muestra en la ecuación (10) [15].

$$F = \int P dA = \dot{m} V_e + (P_e - P_a)A_b \quad (10)$$

La tasa a la cual los productos de combustión se acumulan progresivamente dentro de la cámara de combustión se expresa como [11, 12]:

$$\frac{dM_s}{dt} = \frac{d}{dt} (r_0 - v_0) \quad (11)$$

Donde ρ es la densidad instantánea del gas en la cámara, y v_0 es el volumen instantáneo del gas (que es igual al volumen libre dentro de la cámara). El cambio en el volumen del gas con respecto al tiempo es igual al cambio en el volumen debido al consumo de propulsante, dado por $\frac{dv_0}{dt} = A_b r$. Esto conduce a [11]:

$$\frac{dM_s}{dt} = r_0 A_b r + V_0 \frac{dr_0}{dt} \quad (12)$$

donde r_0 representa la densidad instantánea del gas en la cámara, y v_0 es el volumen instantáneo del gas (que equivale al volumen libre dentro de la cámara).

El cambio en el volumen del gas con respecto al tiempo es igual al cambio en el volumen debido al consumo del propelente, dado por $\frac{dv_0}{dt} = A_b r$. Esto lleva a:

$$\dot{m}_n = P_0 A^* \sqrt{\frac{K}{RT_0}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (13)$$

La velocidad a la que los productos de combustión atraviesan la garganta de la tobera está limitada por la condición de flujo estrangulado. El flujo alcanza una velocidad sónica (Mach 1) en el punto más estrecho de la tobera convergente-divergente (la garganta). En esta área, la velocidad del flujo no puede superar la velocidad del sonido local y se considera que el flujo está estrangulado.

$$= \frac{dM_s}{dt} + \dot{m}_n \quad (14)$$

Al sustituir ecuaciones (9) y (11) en (13), obtenemos [12]:

$$r = r_0 A_b r + V_0 \frac{dr_0}{dt} \quad (15)$$

Propellant burn rate may be expressed in terms of the chamber pressure by Saint Robert's law

$$r = a r_0^n \quad (16)$$

where a and n are the burn rate coefficient and pressure exponent, respectively. Substituting equations (16) & (13) (mass flowrate through nozzle) into equation (17) leads to the following equation [14]:

$$A_b r_b a P_0^n = A_0 r_0 a P_0^n + V_0 \frac{dr_0}{dt} + P_0 A^* \sqrt{\frac{K}{RT_0}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (17)$$

Utilizando la ley de los gases ideales, la derivada de la densidad en la ecuación anterior puede ser formulada como [14]:

$$\frac{dr_0}{dt} = \frac{1}{RT_0} \frac{dP_0}{dt} \quad (18)$$

Además, considerando que la temperatura de la cámara, T_0 , es esencialmente independiente de la presión de la cámara, la ecuación (17) puede reescribirse de la siguiente manera:

$$\frac{v_0}{dtRT_0} \frac{dP_0}{dt} = A_b a P_0^n (P_e - P_a) - P_0 A * \sqrt{\frac{K}{RT_0}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (19)$$

Esta ecuación es especialmente útil, ya que nos permite calcular la tasa de cambio de la presión en la cámara $\frac{dP_0}{dt}$ durante la fase transitoria de arranque del SRM, cuando la presión en la cámara aumenta rápidamente hasta llegar al nivel de operación estable. Una vez que se alcanza el estado estacionario, cuando la salida de los gases de combustión se equilibra con la producción de gases por el consumo del propulsor, $\frac{dP_0}{dt}$ se iguala a 0, y el término en el lado izquierdo de la ecuación (19) desaparece. En ese punto, la presión en la cámara en estado estacionario puede describirse como [14]:

$$P_0 = \left[\frac{A_b}{A^*} \frac{ar_p}{\sqrt{\frac{K}{RT_0}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \right]^{\frac{1}{(1-n)}} \quad (20)$$

Es importante mencionar que el término de la densidad de los productos de combustión se ha eliminado, ya que es insignificante en comparación con la densidad del propulsor. La ecuación (20) puede simplificarse mucho al aplicar la ecuación (16), estableciendo $Kn = \frac{A_b}{A^*}$ y teniendo en cuenta que la velocidad característica de escape (c^*) se define como:

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_0}{\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}} \quad (21)$$

Esto resulta en una expresión simplificada para la presión de la cámara en condiciones de estado estable:

$$P_0 Kn P_p r c^* \quad (22)$$

Donde r representa la velocidad de combustión a la presión de la cámara P_0 , y se nota que $Kn = \frac{A_b}{A^*}$. Es crucial entender que la velocidad de combustión, r , depende de la presión de la cámara. Por lo tanto, la presión de la cámara no depende directamente de Kn ; más bien, para un propulsor específico, la relación es:

$$A_0 = C(Kn)^{\frac{1}{(1-n)}} \quad (23)$$

Donde c es la relación de la constante de las propiedades de los propelentes:

$$c = \left[\frac{ar_p}{\sqrt{\frac{K}{RT_0}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \right]^{\frac{1}{(1-n)}} \quad (24)$$

La tercera y última fase de la curva de presión, conocida como la fase de descenso de presión, idealmente ocurre justo después de que todo el grano del propelente ha sido consumido. Sin embargo, en la práctica, quedan fragmentos o residuos del grano de propelente una vez que la mayor parte del grano ha sido consumido. Esto provoca que

el descenso de la presión sea más gradual que en el caso ideal. No obstante, es poco práctico tener en cuenta este efecto, por lo que la presión en la fase de descenso se determina bajo la suposición de que el grano ha sido completamente consumido. Después del apagado, cuando $A_b = 0$, la ecuación 10 se convierte en [14]:

$$\frac{v_o}{dtRT_o} \frac{dP_o}{dt} = \frac{P_o A^*}{c^*} \quad (25)$$

Esta ecuación diferencial se puede resolver para representar la presión en la cámara durante la fase de disminución como una función del tiempo de descarga en un flujo estrangulado:

$$P_c = P_{bo} \exp\left(\frac{-RT_o A^*}{v_o c^*} t\right) \quad (26)$$

Donde P_{bo} es la presión en la cámara al momento del apagado y t es el tiempo desde el apagado. La presión muestra una disminución exponencial. Además de la quema de fragmentos durante el descenso, el taponamiento de la tobera tiende a hacer que la disminución de la presión sea más gradual de lo que predice la ecuación (26).

Resolviendo los cálculos de presión en la ecuación (19) y usando los datos del tiempo de quemado obtenidos en la sección 3.2, se obtiene una presión de 8.60 MPa:

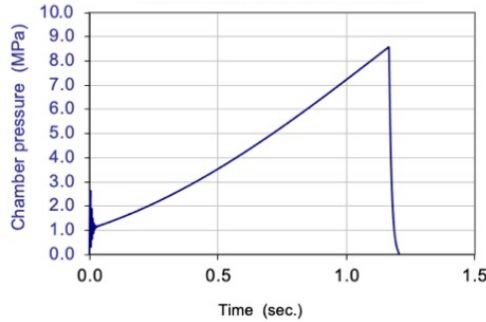


Figura 6. Presión en cámara de combustión vs Tiempo de quemado de propelente

4. Modelo computacional

4.1 Modelamiento

La investigación se enfoca en el grano estelar. Los modelos consisten en una carcasa metálica que es el casing de Acero Galvanizado y la tobera de acero ASI 1010. El modelo de elementos finitos desarrollado consta de 27,016 elementos hexaédricos y 48,458 nodos.

4.2 Parámetros del material

Para simplificar, se supone que el propulsor se comporta como un material viscoelástico lineal, isotrópico y uniforme, con un coeficiente de Poisson constante. La carcasa del motor y la tobera se modelan como materiales elásticos. La descripción del material viscoelástico lineal se realiza mediante las series de Prony para el módulo de relajación por cizallamiento $G(t)$ y el módulo de relajación volumétrica $K(t)$ [12]. Cuando el coeficiente de Poisson no depende del tiempo, la relación entre $G(t)$, $K(t)$ y el módulo de relajación en tracción $E(t)$ se puede expresar de la siguiente manera:

$$E(t) = 2G(t)(1 + \nu) = 3K(t)(1 - 2\nu) \quad (27)$$

Tabla 3. Para de los materiales usados en el Casing y en Nozzle

	Módulo	Elástico	Radio	de	Coeficiente de expansión Térmica
Casing ¹⁸	2.25 x 10 ⁵		0.29		12 x 10 ⁻⁶ °C
Nozzle ¹⁹	2.30 x 10 ⁵		0.27		11 x 10 ⁻⁶ °C

4.3. Condiciones de frontera

El SRM presenta una restricción de desplazamiento axial en la parte delantera del Bulkhead, mientras que una restricción de desplazamiento circunferencial se aplica en la superficie lateral del SRM. Se asume que la temperatura del propulsor disminuye gradualmente desde la temperatura sin tensión hasta la temperatura ambiente de 15°C, con una temperatura interna de 1700°K como producto de la combustión del KNSU como se describe en el **subcapítulo 3.3**. Finalmente, el motor se enciende en 0.1 segundos, alcanzando una presión interna máxima de 8.60 MPa como se describe en la ecuación (20) [20].

Donde ε_m representa la elongación máxima del propulsor. En este artículo, se usa el criterio de deformación Von Mises para evaluar la integridad estructural ya que facilita la obtención de ε_m y ε_v [22, 23]. La simulación se realizó por medio del software ANSYS R2023 Académico.

4.4. Criterio de evaluación de la integración estructural

Cuando se someten a cargas de temperatura y presión interna, se utiliza frecuentemente el criterio de Von Mises para evaluar la integridad estructural del propulsor sólido [21].

$$\varepsilon_v \leq \frac{\varepsilon_{vm}}{n} \quad (28)$$

Donde ε_{vm} representa el valor crítico de la deformación y n es el factor de seguridad. La fórmula para la deformación de Von Mises es [22]:

$$\varepsilon_v = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_x - \varepsilon_y)^2 + (\varepsilon_y - \varepsilon_z)^2 + (\varepsilon_z - \varepsilon_x)^2 + \frac{3}{2}(\varepsilon_{xy}^2 + \varepsilon_{xz}^2 + \varepsilon_{yz}^2)} \quad (29)$$

En condiciones de estiramiento máximo, las deformaciones pueden expresarse de la siguiente manera:

$$\varepsilon_y = \varepsilon_z = -\nu \varepsilon_x, \varepsilon_x = \varepsilon_m, \varepsilon_{xy} = \varepsilon_{yz} = \varepsilon_{xz} = 0, \text{ lo cual,}$$

$$\varepsilon_{vm} = \frac{2}{3}(1 + \nu)\varepsilon_m \quad (30)$$

Donde ε_m representa la elongación máxima del propulsor. En este artículo, se usa el criterio de deformación Von Mises para evaluar la integridad estructural ya que facilita la obtención de ε_m y ε_v [22, 23]. La simulación se realizó por medio del software ANSYS R2023 Académico.

5. Resultados y discusión de la simulación

Cuando el motor se enciende, alcanza altas temperaturas, se aplican cargas térmicas y de presión. En el análisis, primero se introduce una carga térmica a 1700°K, lo que provoca una deformación de Von Mises del 0.00886%, ubicada en la intersección de la sección de transición y la sección tubular como se observa en la Figura 6.

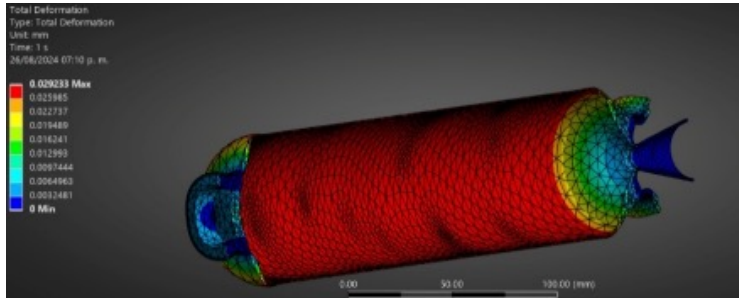


Figura 7. Deformación máxima del casing a 8.60MPa

Luego, al combinar esta carga térmica con una presión de 8.60 MPa, la deformación máxima de Von Mises aumenta a 0.2987%, manteniéndose en la misma ubicación como se observa en la Figura 7.

La relación entre la elongación del propulsor y la tasa de deformación a 1700°K por el tiempo expuesto muestra que la capacidad de elongación disminuye a medida que la tasa de deformación aumenta [23].

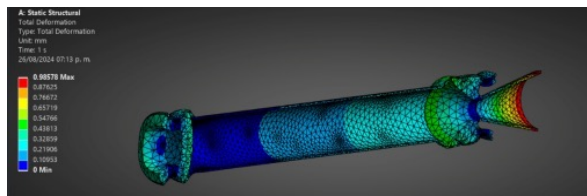


Figura 8. Deformación máxima del casing sometido a 8.60MPa y a 1700°K

El factor de seguridad, calculado en base a la deformación permisible y la tasa de deformación ajustada por temperatura, resulta en 1.9, lo que asegura que el motor cumple con los requisitos de integridad estructural bajo estas condiciones tal cual como se observa en la Figura 9.

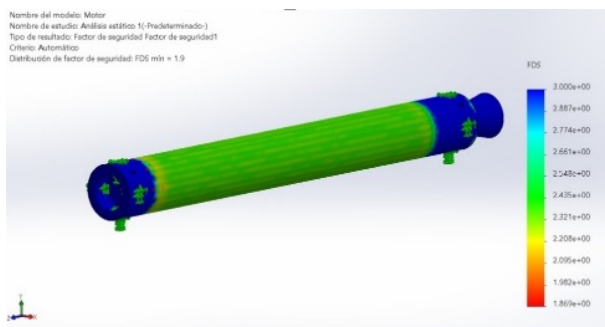


Figura 9. Deformación ajustada a temperatura

6. Conclusiones

Para analizar la integridad estructural de un motor de cohete de propulsión sólida (SRM), se desarrolló un modelo de análisis numérico y tridimensional de elementos finitos del motor. Este modelo permitió estudiar cómo el grano del SRM compuesto de KNSU. Las conclusiones clave son las siguientes:

Cuando el motor se somete a una carga térmica de 1700°K y una presión de 8.60 MPa, la deformación máxima de Von Mises, que alcanza el 0.2987%, se encuentra en la unión entre la sección de transición y la sección estrellada, cumpliendo así con el requisito de integridad estructural con un factor de seguridad de 1.9 expuesto a 8.60MPa y a 1700°K garantizando una operación óptima y segura. El cálculo de presión y tiempo de Quemado arrojó que puede alcanzar de 0 a 8.60 MPa en 120 ms, demostrando su eficacia para simular el proceso de encendido de un motor de cohete de propulsión sólida. Además, los resultados del análisis

7. Referencias bibliográficas

- [1] Clergen, J.B., “Solid Rocket Motor Conceptual Design – The Development of a Design Optimization Expert System with a Hypertext User Interface,” AIAA 93-2318, 1993.
- [2] Singh S (2013). Solid rocket motor for experimental sounding rockets advance in aerospace science and applications 3: 1992.
- [3] SHMAKOV, A.G., KOROBENICHEV, O.P. & BOL'SHOVA, T.A. Combustion, Explosion, and Shock Waves (2002) 38: 284. <https://doi.org/10.1023/A:1015697618376>
- [4] G.P. Sutton, O. Biblarz, Rocket Propulsion Elements, 8th ed., John Wiley and Sons, New York, 2010.
- [5] E. C. Battagin, F. do Nascimento Monteiro, H. Bakkenist, V. H. V. Garcia, M. V. F. Ribeiro, H. D. Cerón-Muñoz, and P. C. Greco Júnior, “KNSU solid propellant granulometry effects analysis involving a ball mill,” in *Proc. of COBEM 2011 21st Brazilian Congress of Mechanical Engineering**, Natal, RN, Brazil, Oct. 24-28, 2011.
- [6] Fundamentals of Flight, Shevell, Richard S., 1989, Englewood Cliffs, Prentice Hall, ISBN 0-13-339060-8, Ch 18, pp 373-386.
- [7] Central Steel & Wire Company Catalog (2006–2008 ed.), p. 246. Note: “For bar products; plate, sheet and tubing may be slightly different.”
- [8] P. Hill, C. Peterson, Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, 2nd ed., Addison Wesley, New York, 2008.
- [9] S. Gómez, J. Murcia, y H. Cerón-Muñoz, “Finite Difference Method for Modeling Internal Pressure in a Solid Rocket Motor,” *International Journal of Mechanical Engineering and Automation*, vol. 2, no. 8, pp. 365-369, Aug. 2015.
- [10] N. Kubota, Propellants and Explosives, 2nd ed., Wiley-VCH, Weinheim, 2007.
- [11] S.L. Ross, Differential Equations, John Wiley and Sons, 3rd ed., New York, 1984.

- [12] Z.B.Shen,R.W.Jiang,S.J.Zhi.Effectsofumbrellaslot on the structure integrity of solid rocket motor grain with large aspect ratio. *Journal of National University of Defense Technology*, 2017, 39(1): 148-152.
- [13] A. M. Lipanov, “Solid-Propellant Burning Rate As a Function of Pressure,” *Fiz. Goreniya Vzryva* 49 (3), 34–38 (2013) [*Combust., Expl., Shock Waves* 49 (3), 283–287 (2013)].
- [14] Nakka, R. KNSB Propellant <https://www.nakka-rocketry.net/sorb.html> (04/07/2018)
- [15] A. C. Foltran, D. F. Moro, N. D. Pereira da Silva, and C. H. Marchi, “Burning Rate Measurement of KNSu Propellant Obtained by Mechanical Press,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 7, no. 2, pp. 193-199, May 2015. [Online]. Available: <https://doi.org/10.5028/jatm.v7i2.431>. [Accessed: 19-Aug-2024].
- [16] B. T. Maia, R. Tavares, S. Balajee, y J. Cappel, “Comparison of the Various Cavity Depth or Jet Penetration Index Formulae for Blowing in a BOF with Bottom Stirring,” in 49º Seminário de Aciaria, Fundição e Metalurgia de Não-Ferrosos, Nov. 2018. DOI: 10.5151/1982-9345-31133
- [17] S.X. Song, H.B. Shi, Z.B. Liu. Structural analysis of solid rocket motor grain at ignition transient under low temperature. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2018, 41(3): 278-283.
- [18] L. Zhang, G.Q. Xing. The Analysis for Grain Structural Integrity of a Certain Solid Rocket Motor. *Aero Weaponry*, 2012, 2: 29-32.
- [20] F. Liu and S. Ba, “Structural response analysis of a solid rocket motor charge under temperature and internal pressure loads,” *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 2764, p. 012021, 2024.
- [21] K.Q.Deng,L.Zhang,A.M.Pang.Analysisonstructural integrity of a free loading solid propellant grains under ignition loading at low temperature. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2018, 41(4): 428-434.
- [22] Z.B.Liu,Y.Q.Zhou.Simulationexperimenttechnology for low temperature ignition adaptability of solid rocket motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2015, 38(2): 203-207.

- [23] G. J. Tang, Z.B. Shen, X. C. Song. Design and application of cold pressurization testing system for solid rocket motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2011, 34(4): 423-425.
- [24] R.X. Chen. Design and research of solid rocket motor. Beijing: Aerospace Publishing House, 1991.[25] Z.B. Liu, Y.Q. Zhou, B. Zhang. Structural integrity analysis on grains of solid rocket motor at low temperature ignition. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2015, 38(3): 351-354.
- [26] D. Valdivieso Merino, M. A. Rojas Nova, A. F. Correa Rivera, “Diseño y validación de los cálculos de un motor cohete R-Candy E65”, Research Report, Universidad Industrial de Santander, 2017.
- [27] R. Nakka, “Solid propellant rocket motor design and testing”, trabajo de grado, University of Manitoba, 1984.
- [28] F. A. Riveros Enciso, L. A. Rodríguez Herrera, “Diseño y construcción de un cohete aficionado controlado mediante el accionamiento de una tobera de empuje vectorial”, trabajo de grado, Universidad Militar de Nueva Granada, 2010.

Capítulo 3.

Diseño y construcción de cohete modelo de propelente sólido categoría E con materiales simples³

Juan Sebastián Velásquez Robayo
Universidad Pontificia Bolivariana
<https://orcid.org/0009-0006-2765-8795>
juans.velasquez@upb.edu.co

Resumen

Un cohete modelo debe ser uno de los primeros pasos a tomar para comenzar a innovar y desarrollar el sector aeroespacial en una ciudad o un país. A través de estos modelos se estudian las bases científicas que sustentan su funcionamiento, lo que permite escalar los logros alcanzados y evitar errores “básicos” en fases más avanzadas. Usualmente, el campo de la cohetaría experimental es considerado uno de los más costosos, ya que implica la fabricación de modelos con materiales de alto desempeño mecánico. Sin embargo, esta investigación busca demostrar que, en el caso de los cohetes de baja y mediana potencia, no es indispensable el uso de materiales compuestos. Es posible construir cohetes de manera sencilla, por ejemplo, utilizando tubos de cartón, sin dejar de considerar los esfuerzos de compresión que debe soportar el cohete durante su ascenso vertical. Asimismo, pueden emplearse materiales de fácil adquisición para fabricar otros componentes, como el sistema de recuperación. Con este trabajo se pretende acercar a la población colombiana, paso a paso, al campo espacial, contribuyendo así al desarrollo del país dentro del vasto océano del conocimiento global.

Palabras clave: Baja potencia, cohete modelo, fácil elaboración, materiales estructurales simples, propelente sólido, sistema de recuperación simple

Keywords: easy development, medium power, Model rocket, simple recovery system, simple structural materials, solid-propellant

1. Introducción

La cohetaría, uno de los hobbies más caros para entusiastas y amantes del mundo aeroespacial, una afición que a lo largo de la historia de la civilización humana ha construido bases para el desarrollo tecnológico y avances en el sector militar, es plausible reconocer que esta ha tenido sus inicios incluso desde hace unos cuantos cientos de años. Es en el siglo XIII, cuándo se empezó a esparcir el conocimiento chino en esta materia por el mundo, pero incluso tres siglos antes fue cuando dentro de la misma China que empezaron este tipo de desarrollos [2]; clara ha sido la historia humana, que cuando más avances tecnológicos hay, es cuando hay conflictos y se deben crear mejores armas. Los inicios de los fuegos artificiales de la actualidad (que si se mir de otra forma son cohetes pequeños) fueron fundamentados bajo las “flechas

3. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma IEEE.

como blanco impactar a los enemigos de las tropas chinas, es importante aclarar que ha esta civilización se le atribuyen estos inventos por los registros históricos, más no necesariamente deben ser asociados con ser los primeros en usar los cohetes, pues también existen registros de batallas en que los Indios utilizaron este tipo de armas[4].

Tomando esto en cuenta, los cohetes luego se expandieron por Europa, creando fascinación y creatividad desde la mismísima realiza por avistar grandes espectáculos con colores destellantes por los cielos de la ciudad, así mismo estos inventos distrajerón la vista de artistas de épocas más allegadas a la era moderna, vistas como la de Georg Friedrich Haendel [3], quien retrato la noche londinense en 1974 en honor del Tratado de Aix-la-Chapelle, que puso fin a la Guerra de Sucesión austriaca, evento solicitado por el rey George II. De igual forma en que los colores saltaron por los aires, lo hicieron en muchos lienzos de artistas, así como es las mentes de grandes autores literarios responsables de hacer explotar la imaginación de sus lectores a través de novelas con tintes de ciencia ficción para la época, productos literarios como el libro titulado “De la terre à la lune” [5], del célebre escritor francés Julio Verne, quien relató en 1865 la travesía en que “tres originales y pintorescos personajes” emprendían un viaje singular, a la luna. En aquella época era difícil de creer que esto sucediera, pero ya para quienes viven en el siglo XXI, es “normal” observar este tipo de actos que cada vez más se acercan al grado de la imaginación a través de avances tecnológicos y un mayor entendimiento del campo espacial. No por nada la misión Apolo 11 de la NASA [6, 15] fue la responsable de enviar exitosamente humanos a la luna por primera y única vez, misión que ocurrió el 16 de Julio de 1969 después de años de esfuerzos, durante la carrera aeroespacial que había entre EE. UU. y la URSS y que llevó consigo a “tres originales y pintorescos personajes”: Neil Armstrong, Michael Collins y Edwin Aldrin.

Para objeto de la investigación es importante esclarecer que este “Pequeño paso para el hombre, y un gran salto para la humanidad” no vino solo, este gran logro no hubiera sido posible sin precedentes tales como: Konstantin Tsiolkovsky, un escritor visionario que tuvo sueños jóvenes para su época, todas sus ideas plasmadas en papel sentaron muchas bases para el desarrollo de nuevas formas de propelentes, “en el papel se quedaron sus sucesivos diseños de propulsores espaciales” [8, 14], así mismo dejó una marca en la historia con sus soluciones conceptuales a problemáticas que vendrían más adelante con respecto a diferentes dispositivos de uso espacial, es por ello que se otorga con su nombre la ecuación del cohete; otro precedente de gran magnitud lo fue Robert Goddard, quien es considerado como el padre de la propulsión de cohetería moderna, fue quien estudió la practicidad de utilizar propelente líquido para altas altitudes, incluso para ir a la luna, probó que los cohetes funcionan al vacío (en el espacio), también logró desarrollar un artefacto de control giroscópico para el vuelo de un cohete, todos estos progresos fueron a su vez escalados para poderse implementar en cohetes de mayor magnitud y rango de operación [7]; un último precedente es el primer cohete moderno: el V-2, fabricado por Alemania en los años 30’s [9], a pesar de su propósito principal en la WWII, este se convirtió en una maravilla tecnológica

al alcanzar vuelos supersónicos llevando consigo una carga de 2000 lb [10, 20], tuvo tal impacto, que después de la gran guerra inspiró a ciertos ingenieros (como Ralph Smith) de la Sociedad Británica Interplanetaria mencionaron que “esa tecnología podría ayudarlos a construir una nave espacial”. Finalmente 13 años después de estas palabras, los cálculos de muchas personas, los deseos otros cuantos, y los sueños de grandes visionarios se materializaron, aproximadamente un siglo después del año de publicación de la ya mencionada novela de Julio Verne, el ser humano se sumió en la inmensidad del espacio gracias al diseño desarrollo e investigación de muchas mentes brillantes de la era [21].

Finalizando la contextualización, se debe aclarar el hecho de que existen tres tipos de propelentes generales en la industria, que funcionan bajo el principio de acción-reacción química, en donde una chispa acciona al reactivo con oxidante. El más básico y con el que empezó la historia por medio de las cargas explosivas, el propelente sólido, es el más seguro es su maniobrabilidad “segura”⁴ [11] alta, este tipo de combustible es un compuesto de cuerpo extruido de grano moldeado o fundido, que es quemado de manera secuencial, dependiendo de si tiene alguna forma geométrica axial diferente a la tubular o completamente cilíndrico⁵, esto hace que el empuje sea proporcional a la presión, en donde la presión instantánea varía entorno al área de quemado (que depende de la geometría axial) [1], de manera genérica este es comercializado por empresas como ESTES ROCKETS [13] o AEROTECH, en donde se clasifica por su impulso total o la potencia que entrega, los motores de este tipo están subdivididos por grupos alfabéticos medidos por Newton segundo que existen desde la A hasta la Z, se inicia desde 2.5 N.s y cada vez que se avanza una letra se duplica este valor, hasta llegar a 1.07E+10 del motor 8Z utilizado en el Saturn V [30]; otro tipo de propelente es el líquido, del cual ya se había tocado anteriormente cuando se habló de Robert Goddard, el cual posee un gran contenido energético por unidad de masa, es conocido por ser volátil y de alta precaución, pues su punto de fusión es bajo, entre sus ventajas está la baja masa molecular (al tener combustibles ricos en hidrógeno) [17], además que no requiere de un sistema de ignición, su combustión es estable y a diferencia del sólido, es capaz de apagarse cuando aún hay propelente, es decir, dejar de reaccionar en mitad del quemado, es tan simple como cerrar una válvula de entrega del reactivo, muy similar a la llave de un lavamanos, en donde al cerrar el paso del fluido ya no habría reacción; y el tercer tipo de propelente es el híbrido, el cual combina las características de los ya mencionados propelente sólido y líquido, esto permite hacer una mezcla de las ventajas, así como de sus desventajas, por un lado es visible una misma capacidad de iniciar y apagar, mayor impulso específico que sólidos y relativamente más baratos que los líquidos, pero existe un cambio de mezcla e impulso durante su operación [16].

Ahora bien, en el siglo XXI, ha obtenido grandes avances en la industria, aunque también se ha evidenciado una creciente fascinación por explorar este hobby en el diseño, desarrollo, optimización y/o retroalimentación de cohetes modelos, pues como lo ha dejado en claro la historia, los grandes saltos requieren de pasos pequeños al inicio, esto crea ciertas bases sólidas para poderse plantear de manera adecuada el

4. Claro, si hay alguna forma adecuada de llamarle seguro al manejo de reactivos, sin tener un sinfín de procedimientos de seguridad para su maniobrabilidad adecuada.

5. Lo cual no significa que no hay espacios intersticiales entre las mismas partículas de propelente y oxidante

avance de un programa espacial en cada nación del mundo, en este caso Colombia. La idea central del semillero al que hace parte esta investigación es precisamente focalizar el conocimiento y la atención de ingenieros de distintas ramas del conocimiento para construir cohetes, para plantear la iniciativa de dar estos pequeños pasos, en dondesuelen haber equivocaciones, malos cálculos, asunciones erróneas y aún más que todo: aprendizaje para no cometerlos más adelante, cuando se pase a implementar alta potencia, la cual requiere de una certificación exclusiva que se obtiene en EE.UU. y se debe de asociar a uno de los grandes grupos de coheteros a nivel internacional [12]. Para el mercado actual, existen dos opciones para aventurarse e iniciar en este mundo de la cohetería: el primero, es comprar todos los materiales que se requieren para construir un modelo prefabricado [24], esto se puede hacer mediante grandes compañías que venden kits de iniciación, los cuales incluyen al tubo del cohete, la ojiva (la nariz), las aletas, el sistema de recuperación (el paracaídas), el propelente sólido y la base de lanzamiento⁶ [32], esto puede traer consigo una mayor seguridad de que funcionará, debido a que es como armar un rompecabezas y prendiéndole fuego⁷, pero esto aparte de ser costoso, evita el proceso de diseño propio y la oportunidad de equivocarse, lo cual puede ser deseable para muchos, pero para esta investigación no es de este modo; la segunda opción, incluye la oportunidad de equivocarse, pero aún más de aprender, aprender a investigar a través de diferentes iteraciones en el diseño del cohete como se puede alternar ciertas configuraciones geométricas y demás alteraciones que llevarán al cohete a tener un mejor y más alto desempeño que uno prefabricado, o no.

La presente investigación tiene en cuenta la historia, y se hace así misma parte de ella, para ajustar los cimientos de la cohetería en la ciudad de Medellín, crear nuevas relaciones en el campo para el grupo de investigación al que pertenece, brindar una novedosa perspectiva a los estudiantes de Ingeniería Aeronáutica hacia el campo aeroespacial, contribuir en la distribución de conocimiento y responder preguntas claves en el desarrollo de cohetes modelo tales como ¿Cómo se efectúa el diseño de un cohete modelo?, ¿Qué factores hay que tener en cuenta para construir adecuadamente un cohete?, ¿Cómo es posible desarrollar un cohete de bajo costo?, ¿Con qué materiales se logra una correcta distribución de cargas de compresión axiales al cuerpo de un cohete modelo propulsado por propelente sólido categoría E? y ¿Todos los cohetes que se diseñen y lancen con el mismo motor van a llegar a la mismo apogeo? La razón de este trabajo se centra más en el desarrollo de un equipo de investigación con enfoque a la competencia entre diferentes instituciones educativas, trabajo que comparte el conocimiento previo necesario en baja potencia, de tal modo el grupo de cohetería llamado ARGEON perteneciente al SIIA de la Universidad Pontificia Bolivariana, pueda obtener notables avances para construir a finales del presente año un cohete de categoría F que ya es catalogado como mediana potencia [29]⁸, subiendo los primeros escalones para consolidar la cohetería en Colombia.

6. La cual incluye un deflector de acero que es golpeado por el chorro de propulsión, incluye el trípode que le da estabilidad en el terreno de lanzamiento, también tiene guía del cohete, la cual es la responsable de mantener la estabilidad del cohete durante una carrera inicial del cohete mientras alcanza la velocidad inicial deseable para su lanzamiento.

7. Suponiendo que cuando se le prende fuego a un rompecabezas, este emprende un vuelo vertical.

2. Marco teórico

Los cohetes modelos, en pocas palabras, son versiones escaladas de los ejemplares que son lanzados al espacio con tripulación y carga paga adentro, destinados a cumplir misiones de exploración o investigación en condiciones extraterrestres. Claro es que estas representaciones guardan sus proporciones en cuanto a potencia suministrada por los motores, de igual manera el peso que soporta el cohete para ascender en vuelo; son gracias a sus características de similitud con los diseños de agencias espaciales que resultan ideales dentro de la metodología de aprendizaje didáctica STEM, que según la International Science Teaching Foundation (ISTF), la educación STEM promueve la integración y el desarrollo de las materias científico-técnicas en un marco interdisciplinar; método de enseñanza didáctico que es planteado y desarrollado durante la construcción de cohetes modelos con un grupo de investigación universitario, donde los estudiantes de todas las carreras interesadas logren ver y aplicar por sí mismos los conceptos vistos en clase [26].

La razón fundamental para hacer uno de estos es la integración de varios enfoques educativos con el fin de desarrollar el campo aeroespacial y de igual forma valorar los intereses de los estudiantes sobre el mismo campo y relacionarlo con su área de estudio (p.e. la ingeniería eléctrica para la aviónica y la ingeniería química para el propelente).

Dependiendo de la literatura que se tenga en cuenta, un cohete se compone de tres o cuatro partes que se entienden como básicos componentes de un cohete, está el sistema de propulsión, el sistema de aviónica, el sistema de recuperación y la estructura, de estas el sistema de aviónica este ligado al sistema de recuperación es por ello que otras literaturas se toma como uno solo.

Para la actualidad y desde hace más de 60 años, existe una empresa que se llama ESTES Industries, esta vende cohetes prefabricados, así como bases de lanzamiento para cada cohete que ellos diseñan, sus motores e incluso su sistema de recuperación [27], teniendo en cuenta que todos los motores comerciales, tienen presente una carga de eyección del paracaídas que es accionada tan pronto existe el Burnout⁹ en el cohete o con unos cuantos segundos de diferencia, estos segundos se relacionan con el apogeo y el posterior descenso (caída) del cohete, muchas veces en que la carga de eyección es ejecutada exactamente cuándo se termina el propelente sirve para propulsar y separar una primera fase de una segunda dentro de un cohete multietapas¹⁰, pero si se procede con la eyección del paracaídas sin que el cohete haya finalizado con su ascenso, esto hará muy difícil la apertura del paracaídas, pues la fuerza de arrastre del cohete no es equivalente a cero y por ende en vez de salir el paracaídas, va a entrar o a enredarse por la mezcla de flujos, lo que hará que no se despliegue. Aparte de ESTES, existen

8. Para mayor claridad, la clasificación en coherería de la A la E son de baja potencia, la F y la G son mediana potencia, y alta potencia son los cohetes con motores de la H a la O, allí se subdividen entres niveles de certificación, el primero que incluye los motores H e I, el segundo que incluye los motores J, K y L, finalmente el tercer nivel de certificación incluye motores M, N y O; para las categorías de baja o mediana potencia los motores son completamente comerciales, ya para alta potencia es primordial estar certificado para acceder a tales motores.

otras varias compañías como AEROTECH Rockets o Cesaroni Technology Inc, entre otras muchas más. Una amplia gama de opciones es brindada sobre el software de simulación de vuelo OpenRockets, del que se hablara más adelante. El precio de un cohete prefabricado ronda por entre los \$25 a \$35 dólares [13], que en el contexto colombiano que se trabaja son \$102,000 a \$143,000 pesos colombianos en promedio para solo el cohete, sin los motores, los cuales pueden ser de la mitad o hasta el mismo precio promedio dependiendo de que categoría se seleccione.

La identificación del empuje, el impulso se observa de mejor manera a través de las etiquetas de nombre de los diferentes motores, a continuación, en la Figura 1, nos centraremos sobre la designación desde la H hasta la A. La H se refiere al impulso total que el motor tiene como capacidad de entregar, que es categoría H, el 128 se refiere al empuje promedio que este da en funcionamiento, la W se refiere a la formula química y el 14 A es tiempo de retraso para la carga de eyección, para este preciso caso, el 14 A, se refiere su ajuste de 14 segundos [33].

RMS-Plus™ H128W-14A White Lightning™

Figura 1. Etiqueta motor ejemplo de Aerotech

De igual forma como hay una etiqueta que dice estos datos, existe la gráfica de desempeño del motor que los “demuestra”, allí en la figura 2, se evidencia que alcanza aproximadamente 38 lb-seg. de impulso total, que en newtons son 175 N-s, que valida la H de su categoría, donde su límite inferior es de 160 N-s y el superior es 320 N-s, se demora aproximadamente 1.4 segundo es quemarse completamente, alcanza su primer pico de empuje a las 34 lb-s aproximadamente.

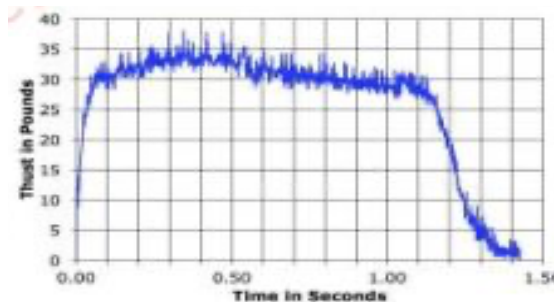


Figura 2. Gráfica de desempeño de motor H128W-14A

9. Instante técnico en donde se acaba el propelente.
10. Como los de la NASA, que van desprendiendo carga en su ascenso, para optimizar las relaciones de peso y altitud obtenida por factor de empuje.

Claro, hay formas de desarrollar cohetes más baratos, no tiene la seguridad, ni precisión de uno vendido, pero si cumple la función de enseñar y aprender de los errores, además este es una de las bases de la presente investigación al buscar economizar el desarrollo a razón de un buen desempeño con materiales simples, que se pueden conseguir fácilmente.

Estos diseños dan pie a este tipo de investigaciones donde se experimenta su construcción y representan un avance tecnológico en una ciudad sobre un campo, en este caso el aeroespacial. Sobre estos mismos cohetes es en donde se pueden implementar ideas con respecto a estructuras u optimizaciones aerodinámicas, investigaciones como la del equipo de Mario Tindaro Migliorino en la Sapienza University of Rome, los cuales lanzaron exitosamente cuatro cohetes con un alcance de 540 metros o 1772 pies aproximadamente, dentro de su artículo publicado por la revista *Acta Astronáutica* en los servidores de ScienceDirect relatan el desarrollo gradual que obtuvieron al diseñar, testear y lanzar su cohete modelo con aviónica [22]. O también Sebastian K. Hampl con su equipo de investigación de distintas universidades a nivel internacional, enfocados sobre el diseño conceptual del uso de propelente derivado de recursos lunares (Regolith) [23], así mismo como Enrico Stoll con su grupo de investigación del instituto de sistemas del espacio en Alemania, se propusieron a desarrollar un cohete híbrido utilizando recurso lunares [31], todo esto sobre modelos que les apoyaban por su nivel a escala con respecto a la limitación de recursos de esta índole, lo mismo es aplicable a análisis termodinámicos o incluso de carga paga dentro del cohete.

Con fin de un adecuado diseño de los cohetes es importante utilizar simuladores de vuelo, que representen las condiciones del ascenso vertical teniendo en cuenta los parámetros de configuración el cohete, de su motor y las variables presentes o esperadas del clima el día del lanzamiento, el más popular (por ser gratuito) es OpenRocket, pero también existe RockSim, ambos muy intuitivos y fáciles de usar dicho por Mike Westerfiel en el libro “Make: High-Power Rockets”. Estos simuladores arrojan datos como el centro de gravedad esperado, el centro de presión diseñado, El parámetro de apogeo esperado, como su velocidad máxima y el tiempo de vuelo, todos estos datos resultan muy útiles cuando se planea la oportunidad de optimizar geometrías, para mejorar el tiempo de descenso (más rápido), pero sin dejar a un lado la velocidad óptima de descenso [30].

La construcción de cohetes se liga al diseño desde los simuladores de vuelo, pero también son necesarias herramientas de diseño en CAD para ver la representación tridimensional de los componentes y del ensamble, así mismo permite el diseño de planos que resultan muy productivos cuando se entrega el trabajo para observación y anotaciones por un ente examinador externo. De la misma manera el diseño en CAD permite exportar el archivo para impresión 3D o corte láser, en sus respectivos formatos de .stl y .dxf, aunque el mismo OpenRocket [37] es capaz, con la última

actualización de exportar el cohete y sus componentes en archivo.obj que también se usa en el UltiMaker Cura, el software de impresión 3D, donde permite explorar una amplia gama de opciones para el detalle y las propiedades mecánicas de la pieza a imprimir.

Para finalizar, el diseño de un paracaídas se puede partir de la interacción dentro del simulador, y de escoger formas similares a los círculos, como los octágonos, facilitando el corte de estos materiales, los cuales no hay otra forma de hacerlo manualmente, lo cual puede incurrir en riesgos de disparidad dimensional no deseable, ya que lo esperado es distribuir equitativamente las cargas de arrastre, dejando una velocidad optima de descenso de entre 2 – 4 m/s [35], partiendo del cuidado de una carga paga, si no puede ser entre 5-7 m/s [36], aunque estas preferencias son muy empíricas, y requieren del testeo en un túnel de viento para medir el coeficiente de arrastre [34] del paracaídas octogonal.

3. Metodología

La construcción de un cohete modelo de propelente sólido inicia desde plantear cual es el alcance deseado, así es que se escoge que tipo de motor se utilizará (de la A hasta la E para baja potencia, etc.), y también se debe tener en cuenta que experiencia hay en la construcción de este tipo de proyectos. No es recomendado intentar lanzar un cohete de alta potencia sin haber lanzado de menor empuje, es decir, no es favorable dar pasos agigantados, ya que es mejor equivocarse aprendiendo con los pequeños (que tienen menor costo de producción). Entonces para esta investigación se escogió directamente un motor, el E12-0 de ESTES, pasando por encima de analizar que apogeo era el deseado, pues lo importante también ha sido poder comparar los diseños y sus simulaciones para demostrar que los cambios geométricos y de estabilidad aerodinámica si alteraban esta condición que no está completamente sujeta al empuje del motor. Quien construyó estos dos cohetes, ya había diseñado y lanzado un cohete de propelente sólido, de categoría incierta pues el motor era de pólvora negra y no había una gráfica de desempeño, pero debido a la altura que alcanzó, debió ser un B o un C. Con esto en mente se procedió con los siguientes detallados pasos para la construcción final:

3.1. Diseño digital de los cohetes

Aquí es donde se utiliza el simulador de vuelo OpenRocket, el cual como ya mencionó es una herramienta muy favorable en esta etapa inicial. Se debe partir de las medidas del motor, su largo y diámetro influirán en el correspondiente diseño de cada cohete. El E12-0 es un motor con 70 mm de largo y 24 mm de diámetro, el diámetro del cohete debe ser mayor o igual, al diámetro del cohete, se recomienda que sea mayor, para poder dejar una puerta abierta a que el cohete reutilizado pueda albergar un

sistema de aviónica o telemetría abordo. Es importante entonces definir el diámetro del cohete, teniendo en cuenta que el largo del cohete debe ser mayor o igual a 10 veces el diámetro de este.

De manera preliminar se diseñaron dos cohetes, Nice21 y Spike-e, donde Nice21 sería el más grande y con una geometría de aletas un poco más diferentes que las usualmente observadas en otros modelos, los cuales tienen aletas trapezoidales. De igual forma a partir de las dimensiones del motor es que se determinan de manera empírica las medidas del cuerpo del cohete, posterior a ello se le diseña una ojiva que cumpla con el mismo diámetro externo que el del cuerpo, esto es primordial ya que sienta las bases de una laminaridad aerodinámica, lo cual es muy similar a lo que ocurre con las aeronaves, que se pretende que no haya mayor interrupción en el flujo del aire que pasa a su alrededor, pues las turbulencias que generen pequeños imperfectos superficiales pueden ocasionar alteraciones en la estabilidad del modelo ¿Cómo? Es muy simple, como ya se mencionó la estabilidad depende de donde se ubica el centro de presión con respecto al centro de gravedad, siempre debe estar más abajo del CG, pero este centro de presión no es propio del cohete, sino que está ligado a las aletas. Ahora, si hay una turbulencia, esta afectará a las aletas, creando un efecto domino, donde estarán sometidas a una carga mayor aerodinámica [25], si se parten o se altera su geometría en vuelo, sucederá de igual forma con la estabilidad del cohete [28].

Por otro lado, las ojivas son diseñadas para ensamblarse al final con el cuerpo, por ello se le debe hacer un acoplamiento, donde este diámetro externo sea igual al diámetro interno del cuerpo del cohete, su longitud varía en cuanto al mismo diámetro, pues esta correlacionada con la fuerza de la carga de eyección, la cual se expande a través del diámetro de este y la distancia que recorre hasta tocar la ojiva y expulsarla del ensamble. Usualmente estos diseños se pueden ver afectados por muchas variables, que, al momento de hacer un cohete de mediana o alta potencia, variables que se deben tener en cuenta, pues el aumento o no de geometrías influye en el peso que a su vez limita aún más al cohete; pero para el desarrollo de un cohete [18] de baja potencia, no existe tal grado de importancia, por ello se desprecia, y se agrega un valor entre el 20% al 35% del diámetro del cuerpo del modelo.

Luego de tener diseñado el cuerpo y la ojiva se debe instaurar los soportes que unen el motor con el cuerpo que son los anillos centrados, que como su nombre lo dice son anillos, usualmente de madera, que permiten que exista una concentricidad entre los diámetros del cuerpo y del motor. Dentro del propio diseño se debe tener en cuenta los espaciamientos de los anillos centrados, por experiencia es mejor que hayan tres, pues lo recomendable es también diseñar un tubo interior que alberque el motor y que sea más largo que el mismo, esto para que cuando salga la carga eyectiva del sistema de recuperación sea una guía de presión para la dirección de la carga, claro está que su diámetro interior debe ser igual al diámetro exterior del motor, esto se hace para que se

pueda sacar luego el motor sin tener que desensamblar completamente el cohete o las partes que lo unen al mismo. Los espaciamientos entre los anillos centrados se deben tener en consideración los puntos más inestables de un cilindro, sus dos caras, el espaciamiento debe ser un anillo centrado sobre la cara más próxima a la parte inferior del cohete, luego un anillo que este a la misma altura máxima del propelente y uno último en la cara más alta del tubo interior, Si se analiza el ¿Por qué estos hay un espacio más grande entre el anillo de la base y el anillo de la altura del propelente, es debido a que allí será el lugar exacto para la pestaña de sujeción de las aletas, todo esto es más claro con la Figura 3 y 4, donde se ve la sucesión de anillos para sostener el motor, dejar el espacio para las aletas y claro, la razón de poner el tercer y más alto anillo es de hacer un refuerzo estructural al tubo interior para la guía de la carga de eyección.

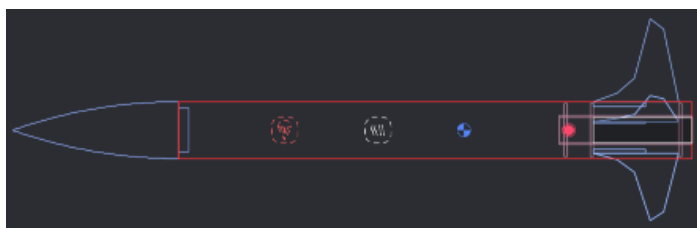


Figura 3. Diseño OpenRocket de Nice21

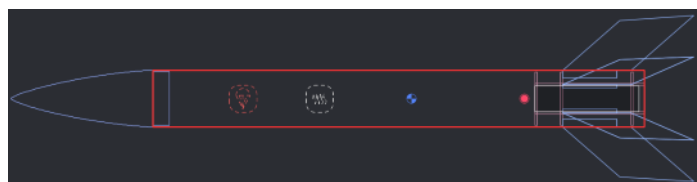


Figura 4. Diseño OpenRocket de Spike-e

Entonces la longitud del lado de las aletas que está conectado al fuselaje esta correlacionado y delimitado por la diferencia entre el anillo 1 del 2, contando de derecha a izquierda sobre las Figuras 3 y 4, además no es recomendable que esta longitud sobrepase la de la base del cuerpo, pues allí es que se efectuará la parte de propulsión y por ende puede quemarlas, deformándolas y generando un efecto similar al ya explicado con la turbulencia por imperfecciones. El número de aletas también influye en la graduación del centro de presión, con normalidad se pueden ver otros modelos con 3 o máximo 4 aletas, por otro lado Nice21 tiene 5 aletas y Spike-e tiene 6 aletas. La geometría singular de las aletas de Nice21, radica en el hecho de comparar rendimientos entre ambos cohetes, así como iterar nuevas formas de alcanzar más estabilidad, ya que entre más alejado este la punta (la más lejana) del cohete, existe un mayor nivel de estabilidad dinámica, dado que la velocidad rotacional puede ser

incrementada, esto hace que el cohete genere una fuerza centrífuga en las aletas que el momento al ser mayor genere que la dirección se mantenga sobre la impuesta antes de su lanzamiento.

A partir de estos datos, e insertando el motor para la simulación, se genera un apogeo y velocidad máxima preliminar, para este tipo de cohete modelo, no es necesario un descenso muy controlado, es decir, con una velocidad de descenso muy baja, ya que no hay sistemas tan frágiles, entonces es aceptable que la velocidad de descenso (que se logra mediante el paracaídas) sea un 10% aproximadamente de la velocidad máxima, si es menor que este valor deseado es aun mejor, pero para consideraciones prácticas y de construcción este será el mínimo establecido. Además para el diseño correcto de un paracaídas se debe hacer un cálculo a partir de la ecuación de arrastre, en donde se plantea un coeficiente de arrastre genérico que ya viene por defecto en OpenRocket, el cual es 0.8 (un valor adimensional). Finalmente se debe intuir que si la carga eyectiva esta arriba del motor, y que la ojiva esta de igual manera, entonces es claro que la ubicación del paracaídas debe estar entre estos dos limites imaginarios, pero más cercano a la ojiva, ya que se debe tener en cuenta la cuerda que une al paracaídas con el cohete que esta enganchada sobre el CG del cohete y la punta interna de la ojiva, ubicándose entre el paracaídas y el mismo CG.

Al acabar la fase de diseño, se debe tener en cuenta que las siguientes fases, que complementan la construcción del cohete, pueden alterar ciertas medidas del diseño, es por ello que los resultados simulados en el primer diseño son preliminares, y no tiene sustento tenerlos en cuenta más adelante, pues los cambios son predecibles.

3.2. Selección de materiales

Saber que materiales escoger afecta dos troncales en el diseño del cohete, la económica y la de complejidad, para el presente caso se tiene como objetivo clave el uso de materiales simples, materiales que se pueden conseguir en cualquier papelería y que le permiten al desarrollador una mayor facilidad con la maniobrabilidad de instrumentos.

Para el cuerpo de cohete, es común observar que se use materiales compuestos, como la fibra de carbono o la fibra de vidrio, ambas con excelentes características de resistencia térmica, la cual influye cuando existe una tobera con alta carga de combustible, pues la transferencia de calor es inevitable cuando la temperatura se eleva tan rápido y fugazmente, además que las propiedades de resistencia mecánica contra esfuerzos de compresión [19] es óptima cuando se plantea un escenario donde el impacto del aire logra alcanzar alto regímenes de número Mach. Pero son muy costosos, además que representan un nivel de complejidad elevado, entonces se emplea un cartón dúplex, el cual es sencillo y cumple su papel de ser más económico, además que permite observar sus fibras para luego ser orientadas adecuadamente, el problema de la distribución de carga se soluciona con el espesor de pared, donde cada

capa es 1 mm, y con 3 es más que suficiente, es de la misma forma como se escogió el material para el tubo interior.

En cuanto a los materiales de la ojiva se tienen ejemplares con compuestos, y también existe la posibilidad de hacerla en este cartón dúplex por medio de cortar $\frac{3}{4}$ de círculo y envolverlo, generando una ojiva cónica, pero la idea es que así como se plantea de barato, cumpla su papel y también tenga propiedades aerodinámicas óptimas, una ojiva cónica presenta problemas en la laminaridad del fluido por esta envuelta y observarse fácilmente las capas, es entonces cuando se implementa la opción del PLA, que es el plástico utilizado para imprimir en 3D, este así como el cuerpo, se debe plantear una correcta distribución de cargas mediante la orientación de las fibras o en este caso, las capas de impresión.

En cuanto a los anillos centrados y las aletas se tomaron en cuenta las mismas consideraciones ya mencionadas con el dúplex, los compuestos y el PLA, y se escogió la madera de balso. Finalmente, para el paracaídas, se escogió, a partir de materiales delgados, resistentes a carga y de bajo peso, estos parámetros son claves ya que este sistema de recuperación se caracteriza por ser muy grande, por ende, su peso podría incrementar o decrementar dependiendo del material a usar. Usualmente se utiliza la tela de Nylon, pero esta se consigue a un precio alto además de que se consigue en lugares muy específicos de la ciudad, por ello se prefiere el polímero vinílico presente en las cortinas de baño, vendidas en cualquier supermercado, accediendo a una alta practicidad por bajo costo.

3.3. Orientación de fibras y diseño de manufactura

Esta parte ya comienza a hacer la construcción del cohete modelo, es a partir de aquí que se establece que siempre que se vean las fibras del cartón se deben de posicionar de forma perpendicular al eje axial central del modelo, es decir, las fibras deben ser horizontales de modo que se vea el cohete parado. Así mismo es diseñada la orientación para la fabricación 3D, donde resulta que la impresora traduce un diseño digital a coordenadas de impresión e imprime capa por capa, fundiendo el PLA y extrayéndolo a través de su boquilla, esta acción repetitiva hace que la distribución de fuerzas deba ser correctamente diseñada para ser perpendicular en su punto más crítico.

Ya en el desarrollo de las aletas, lo más importante es que estas no tenga sus fibras direccionadas ni de forma paralela, ni perpendicular a la axial del cohete, sino transversalmente, ya que son susceptible a los cambios de presión influido por el aire que viaja a su alrededor, los vientos cruzados, que no son tan comunes para el apogeo de estos cohetes, pueden romper las aletas, es muy importante tener en cuenta que la orientación de las fibras demuestra el ángulo de presión más crítico, por ello se debe evitar que exista la posibilidad de que se le aplique fuerza externa por estos ángulos.

Para el diseño de manufactura, es que se empiezan a notar las tolerancias dimensionales de hacer un cohete modelo de manera tan empírica (a mano), las dimensiones suelen cambiar en su corte manual y se presenta un mayor trabajo cuando se corta balsa de manera transversal a las fibras, por ello es que se debe planear con anterioridad el corte de las aletas y los anillos centrados por medio de cortadora láser, que entrega un nivel de precisión deseado, mientras que por la misma simplicidad que se tiene pensado el corte del cartón para el cuerpo y el tubo interior es suficiente un bisturí, una regla y un lápiz. Pasar las medidas del simulador OpenRocket a cartón es muy sencillo, se parte de los diámetros, se utiliza la fórmula del perímetro de un círculo para saber qué longitud de cartón cortar, teniendo en cuenta que son tres capas, por ende, tres veces el perímetro para el largo. Si se siguen las indicaciones de que el largo del cohete sea 10 veces mayor que el diámetro del mismo se tendrá que cortar un rectángulo con dimensiones muy similares entre las caras, pues 3 (del número de capas) $\times \pi$ es aproximadamente el factor de 10 que se multiplica por el diámetro.

Con el diseño del paracaídas, lo ideal es hacer un círculo, para que adopte la forma de una semi esfera, pero resulta muy difícil hacer un corte perfecto de un círculo a partir de una regla y un bisturí, es por ello por lo que se opta por otra figura geométrica. Se debe recordar la definición de un círculo para ello, pues es un polígono de infinitos lados, por ende, un octágono es una figura similar que permite el uso de las herramientas anteriormente mencionadas, facilitando su corte, así mismo las cuerdas de sujeción deben de estar diseñadas para amarrarse con los vértices del octágono, entonces se convertiría un punto concentrador de esfuerzos, sino se le hiciera un refuerzo con cinta industrial. El otro extremo de la cuerda, que esta con el cuerpo del modelo, se sujeta mediante un refuerzo interno con una guía sobre el CG.

3.4. Manufactura

Esta sección está destinada a hacer un énfasis en la parte de diseño, pues esa es la base y se deben seguir los pasos al pie de la letra para que el producto final salga como es esperado. Para la impresión 3D es importante pasar el modelo de la ojiva a un formato digital tridimensional como archivo .obj para poderlo insertar sobre el software de impresión donde se gradúa la temperatura y velocidad de impresión con respecto a las limitaciones que tiene el PLA, estas limitaciones están anexadas con el material cuando es comprado, de igual forma es importante remarcar que en OpenRocket se establece un “Infill” del 100% que se refiere a la cantidad de material que se utilizaría en el diseño, mientras que en el software de impresión se puede graduar a menos %, sin quitarle mucha resistencia mecánica, pero sí disminuyendo en gran medida el tiempo de impresión. Existen ciertos parámetros con respecto a la preparación de la impresora, pero esto ya es conocimiento individual. Por otro lado, para el corte láser se debe pasar el diseño de OpenRocket a Fusion360 manualmente, esto para exportar un archivo .dxf y así lanzar el corte exitosamente.

Al momento de haber cortado las piezas de cartón y convertirlas en tubos, se utiliza el perímetro de una sola capa para medir que área del rectángulo no se le aplica Colbón, el cual se debe esparcir en la zona restante y doblar el cartón hasta llegar al diámetro deseado, un factor importante es el molde para que quede completamente cilíndrico o tubular, es como un tubo de PVC el cual le dará la forma de su diámetro exterior, esto a su vez altera las dimensiones finales del cohete modelo. Es de este modo que se previó que podía suceder en la fase de diseño preliminar.

Luego de tener todas las piezas, se deben de pulir para ajustar sus tamaños con respecto a las otras piezas y que no haya incongruencias en el ensamble, esto se hace por medio de lija y bisturí, donde este último es el encargado de cortar las aberturas por donde pasará la pestaña de sujeción de las aletas.

Finalmente, cuando ya este pulido el cohete, es que le agregan las pinturas y stickers, los cuales en este caso fue utilizado el papel contact de color negro, el cual es como una pegatina de amplias dimensiones, este papel es sensible al calor, es por ello por lo que después de pegarlo, se le aplica calor para borrar las burbujas que hayan podido quedar por el aire, de igual manera el marcador es una excelente herramienta para dar unos trazos de pintura sin aumentar mucho el peso del cohete.

3.5. Ensamble

El ensamble es la parte más fácil, y más divertida, pues se evidencia todo el trabajo que se le ha agregado al cohete modelo, esto tiene una similitud con el rompecabezas, pues hay una pieza específica para cada lugar, y todo tiene que encajar de excelente manera, en la Figura 5 se ven las partes del cohete antes de ser ensambladas y en la Figura 6 se ven los cohetes ya completamente contruidos.



Figura 5. Componentes mezclados de Nice21 y Spike-e.



Figura 6. Cohetes modelos Nice21 y Spike-e finalizados

3.6. Firmas

Como agregado personal, es importante poderlos identificar fácilmente, por ello luego se les agregó los Stickers con sus nombres individuales, el logo del semillero, y en una de las aletas se agregó la firma de su diseñador y desarrollador.

4. Resultados

Con base a la investigación se encontró que, si es posible, estructurar un diseño de un cohete modelo de propelente sólido de categoría E con materiales simples, que compartan la misma configuración de motor, pero que se desempeñen en la simulación de distinta forma. Es así como se encuentra que para condiciones de aletas trapezoidales tradicionales y menor tamaño-peso se logra un mayor apogeo, esto se evidencia al comparar los datos entregados por el simulador, mostrados en la Tabla 1.

Tabla 1. Comparativo de datos finales de los cohetes modelos

	Nice21	Spike-e
Apogeo [m]	132	304
Velocidad máxima [m/s]	73.8	88
Aceleración máxima [m/s ²]	137	157
Longitud [cm]	65.5	62.5
Diámetro máximo [cm]	5.48	5.18
Masa con motores [g]	227	201
Duración del vuelo [s]	28.7	48.7
Velocidad de llegada [m/s]	7.9	7.35
Costo individual aprox. del cohete [COP]	\$45,000	\$40,000

Además, que el tiempo de vuelo se prologa más, por el despliegue prematuro del sistema de recuperación, por el deseo de investigar el efecto de la carga de eyección igual a 0 segundos, se puede observar que en la Figura 8 el despliegue del paracaídas se realiza después de que el cohete ha llegado a su apogeo, por ello se demora más en descender, pues va más controlado, por otro lado en la Figura 7 se evidencia que no ha llegado a su velocidad máxima y que aproximadamente con una velocidad en contra de la dirección de la eyección de 72 m/s se despliega y hace que no adquiera la estabilidad de descenso deseada.

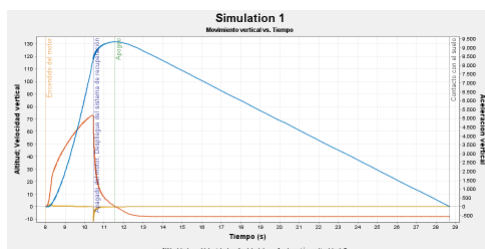


Figura 7. Simulación de despeno de Nice21

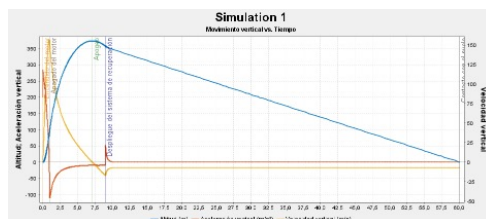


Figura 8. Simulación de desempeño de Spike-e

5. Discusión

A partir de estos hallazgos se determina que los cohetes son óptimos para uso y lanzamiento, claro, se le pueden aplicar una serie de mejoras, muy factiblemente amplificando el tiempo de retraso de la carga de eyección, para que pueda descender de mejor manera el Nice21, también es aplicable una mejora sobre el área del paracaídas. Pero comparando los precios por unidad estructural de los cohetes sin motor contra los prefabricados sin motor, resulta por encima de 50 % más barato, cumpliendo la misma función, pero ampliando el conocimiento aún más, al iterar resultados, se entiende que no todo lo fabricado puede ser perfecto, claro, siempre y cuando se mida con tolerancias aceptables de error, para no tener una alta desviación del resultado deseado final. Este resultado se debe a una dedicación prolongada a la parte de diseño del cohete, y el saber manejar herramientas computacionales que se traducen a el uso de instrumentos en la fabricación de piezas-componentes.

6. Conclusiones

Los factores más importantes en el diseño de un cohete modelo es la misión a la que se le está diseñando, tener un objetivo claro, hace que el diseño del cohete tenga un enfoque claro, ya el desarrollador será el encargado de iterar y entender los cálculos correspondientes en el desarrollo del cohete modelo. Teniendo en cuenta un enfoque conciso, se escoge el tipo de motorización que más se adapte a las condiciones, y si hay parámetros restrictivos por apogeo o duración del vuelo, las características deseadas serán puestas en búsqueda por medio de una serie de simulaciones.

La economía es un factor que es muy importante en el contexto colombiano, pues al buscar un producto final de menor costo hay un mayor riesgo de pérdida, con respecto a un cohete prefabricado, pero son este tipo de errores que se buscan para que se continúe con un desarrollo de conocimiento óptimo en el campo de aplicación. Es concluyente el hecho de que al buscar algo más barato, de materiales simples, no se deje a un lado la optimización de propiedades mecánicas, con bases suficientes en la orientación de fibras y capas de impresión se logra que estos inconvenientes sean resueltos.

7. Referencias bibliográficas

- [1] N. Chen, S. Liu, X. Zhou, and H.-B. Zhang, “Small Solid-Model rocket design and soft landing trajectory planning,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, pp. 1–13, May 2024, doi: 10.2514/1.a35919.
- [2] L. RÍOS and L. RÍOS, “Los fuegos artificiales, de la antigua China a la actualidad,” *Hermeneuta. Revista Cultural*, Aug. 12, 2022. [Online]. Available: <https://www.hermeneuta.es/articulo/historia/fuegos-artificiales-antigua-china-actualidad/20220812235451001412.html>
- [3] L. P. H. D. G. Musiques and L. P. H. D. G. Musiques, “Georg Friedrich Haendel, la musique d’apparat, de l’eau au feu,” *RTBF*, Feb. 21, 2019. <https://www.rtb.be/article/georg-friedrich-haendel-la-musique-d-apparat-de-l-eau-au-feu-10150821>
- [4] “Flecha de fuego _ AcademiaLab.” <https://academia-lab.com/enciclopedia/flecha-de-fuego/>
- [5] *lecturalia.com*, “De la Tierra a la Luna - Julio Verne,” *Lecturalia*, 2016. <https://www.lecturalia.com/libro/2000/de-la-tierra-a-la-luna#:~:text=Su%20primera%20aparici%C3%B3n%20se%20dio%20en%20el%20serial%20De%20la>
- [6] A. Milo, “Apolo 11, la misión que llevó al ser humano a la Luna,” *National Geographic En Español*, Jun. 07, 2023. <https://www.ngenespanol.com/el-espacio/apolo-11-la-mision-que-llevo-al-ser-humano-a-la-luna/#:~:text=La%20>

- La%20hist%C3%B3rica%20misi%C3%B3n%20del%20Apolo%2011%20despeg%C3%B3%20de%20Cabo%20Ca%C3%B1averal,
- [7] “Dr. Robert H. Goddard, American rocketry pioneer - NASA,” NASA. <https://www.nasa.gov/dr-robert-h-goddard-american-rocketry-pioneer/>
- [8] V. A. Conocimiento, “Konstantin Tsiolkovsky, de campesino a padre de la astronáutica | OpenMind,” OpenMind, May 31, 2021. <https://www.bbvaopenmind.com/ciencia/grandes-personajes/konstantin-tsiolkovsky-de-campesino-sin-estudios-a-padre-de-la-astronautica/#:~:text=En%201881,%20Konstantin%20Tsiolkovsky%20envi%C3%B3%20a%20la%20Sociedad%20F%C3%ADsico-Qu%C3%ADmica%20de>
- [9] “Cohete v-2 _ AcademiaLab.” <https://academia-lab.com/enciclopedia/cohete-v-2/>
- [10] R. Hollingham, “V2: el cohete nazi que pudo haber hecho que los británicos llegaran primero al espacio,” BBC News Mundo, Sep. 05, 2015. https://www.bbc.com/mundo/noticias/2015/09/150830_vert_fut_finde_nazi_britanicos_espacio_yv#:~:text=Los%20V2%20causaron%20miles%20de%20muertes%20entre%20los%20brit%C3%A1nicos%20en
- [11] “Richard Nakka’s experimental rocketry site.” <https://www.nakka-rocketry.net/>
- [12] “Home - Tripoli Rocketry Association.” https://www.tripoli.org/content.aspx?page_id=0&club_id=795696
- [13] Estes Industries, LLC, “About us - Estes rockets,” Estes Rockets, May 17, 2024. <https://estesrockets.com/pages/about-us>
- [14] Aida, “Cohetes: origen y evolución :: AIDA :: Agrupación para el Impulso y Desarrollo de la Astronomía,” Copyright (C) 2008 by AIDA. http://acuario.unicauca.edu.co/aida/articulos/2009/1/29/Comunidad/Divulgacion/Historia_de_la_Astronomia/Cohetes-origen-y-evolucion/
- [15] Cruzito, “Lección de cohetes para niños: historia y hechos | Estudiando,” Estudiando, Dec. 08, 2020. <https://estudiando.com/leccion-de-cohetes-para-ninos-historia-y-hechos/>
- [16] Cordis. Europa. E. Cordis, “Sistema de propulsión de cohetes híbrido para un rendimiento rentable y mejorado,” CORDIS | European Commission, May 04, 2011. <https://cordis.europa.eu/article/id/86628-hybrid-rocket-propulsion-system-for-costeffective-and-enhanced-performance/es>

-
- [17] A. F. Rodríguez Robayo and D. E. Villamil Escobar, “Definición y aplicación de metodología de diseño para un banco de pruebas de motor cohete de propulsión líquida con un máximo empuje de 10KN,” Nov. 2021. [Online]. Available: <https://repository.libertadores.edu.co/server/api/core/bitstreams/4111a9fc-68e7-4927-9dc2-f696247b42c8/content>
- [18] A. González, “Modelismo espacial – ¿Cómo construir un cohete modelo?,” ARGONUR, Nov. 16, 2017. <https://argonur.com/2017/10/16/como-construir-un-cohete/>
- [19] V. I. Kalinichenko, O. G. Trapezon, and K. O. Trapezon, “A procedure for the experimental determination of the fatigue strength of sheet materials under uniaxial Tension–Compression,” *Strength of Materials*, vol. 55, no. 3, pp. 484–492, May 2023, doi: 10.1007/s11223-023-00541-4.
- [20] F. H. Winter, “Did the Germans learn from Goddard? An examination of whether the rocketry of R.H. Goddard influenced German Pre-World-War II missile development,” *Acta Astronautica*, vol. 127, pp. 514–525, Oct. 2016, doi: 10.1016/j.actaastro.2016.03.003.
- [21] C. A. Lundquist, “Rocketry mentors, rocketry practitioners and unique space pioneers,” *Acta Astronautica*, vol. 115, pp. 241–246, Oct. 2015, doi: 10.1016/j.actaastro.2015.05.002.
- [22] M. T. Migliorino et al., “Student firing tests and launches with commercial and self-made solid rocket motors,” *Acta Astronautica*, vol. 197, pp. 23–34, Aug. 2022, doi: 10.1016/j.actaastro.2022.04.025.
- [23] S. K. Hampl et al., “Conceptual design of rocket engines using regolith-derived propellants,” *Acta Astronautica*, Jun. 2024, doi: 10.1016/j.actaastro.2024.06.029.
- [24] J. Mauss, “Why model rockets might be for you - estes rockets,” Estes Rockets, Mar. 29, 2023. <https://estesrockets.com/blogs/rocketry/why-rocketry>
- [25] W. Moebs, S. J. Ling, and J. Sanny, “6.4 Fuerza de arrastre y velocidad límite - Física universitaria volumen 1 | OpenStax,” Sep. 28, 2021. <https://openstax.org/books/f%C3%ADsica-universitaria-volumen-1/pages/6-4-fuerza-de-arrastre-y-velocidad-l%C3%ADmite>
- [26] Istf, “Qué es la educación STEM | Science Teaching,” Science Teaching, May 27, 2024. <https://science-teaching.org/es/educacion-stem/que-es-la-educacion-stem>

- [27] J. E. Mesa Alonso, “Diseño, construcción y lanzamiento de cohetes con aire a presión,” Departamento de tecnología I.E.S. La Orotava. [Online]. Available: https://outreach.iac.es/cosmolab/downloads/ComosEducando/Sesi%C3%B3n11_Practica/Dise%C3%B1o%20construcci%C3%B3n%20y%20lanzamiento%20de%20cohetes.pdf
- [28] “Le vol de la fusée, stabilité et trajectographie.” [Online]. Available: <https://static1.squarespace.com/static/5b641883710699360ad48c74/t/5b7311edc2241b86be580641/1534267897630/Doc-Plasci-Stabilite.pdf>
- [29] M. Westerfield, Make: Rockets: Down-to-Earth Rocket Science. Maker Media, Inc., 2014.
- [30] M. Westerfield, Make: High-Power Rockets: Construction and Certification for Thousands of Feet and Beyond. Maker Media, Inc., 2017.
- [31] E. Stoll, P. Härke, S. Linke, F. Heeg, and S. May, “The regolith rocket—A hybrid rocket using lunar resources,” *Acta Astronautica*, vol. 179, pp. 509–518, Feb. 2021, doi: 10.1016/j.actaastro.2020.11.022.
- [32] Cruzito, “¿Cuáles son las Partes de un Cohete? | Estudiando,” *Estudiando*, Jun. 25, 2024. <https://estudiando.com/cuales-son-las-partes-de-un-cohete/#:~:text=Hay%20cuatro%20partes%20principales%20de%20un%20cohete%20que,luego%20la%20gu%C3%ADa%20y%2C%20por%20%C3%BAltimo%2C%20la%20propulsi%C3%B3n>.
- [33] “Aerotech H128W-14A White Lightning Rocket Motor.” <https://www.csrocketry.com/rocket-motors/aerotech-rocketry/motors/29mm/29/180-reloads/aerotech-h128w-14a-white-lightning-rocket-motor.html>
- [34] A. Franco Garcia, “Descenso de un paracaidista en una atmósfera no uniforme.” *sc.ehu.es*, 2016. http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica3/fluidos/paracaidas/paracaidas_1.html
- [35] T. Van Milligan, “Increasing the descent time of rocket parachutes.” [Online]. Available: https://www.apogeerockets.com/downloads/Technical_Publications/Tech_Pub_03.pdf
- [36] V. Acero Sancho, “Estudio aplicado al descenso de un sistema carga-paracaídas y cálculo de su trayectoria,” oct. 2018. [Online]. Available: <https://e-archivo.uc3m.es/rest/api/core/bitstreams/5a7c8a7d-15a0-46c3-8b4c-43973f8d17b2/content>
- [37] “OpenRocket Simulator.” <https://openrocket.info/>

Capítulo 4.

Propuesta de Diseño Conceptual de un Motor Cohete Híbrido Académico de 1200N de Escala Laboratorio¹¹

MSc. Sebastian Valencia*

PhD(c) Jaime Enrique Orduy**

PhD(c) Iván F. Rodríguez**

Miguel Ángel Arroyo Mueses**

Santiago Esquivel Sanabria**

David Santiago Cardenas Niño**

*Escuela de Suboficiales Fuerza Aeroespacial Colombiana “CT. Andrés M. Díaz”

sebastianf@esufa.edu.co

**Fundación Universitaria Los Libertadores, Bogotá, D.C, Colombia.

jeorduyr@libertadores.edu.co

Resumen

Este trabajo presenta el diseño conceptual de la propuesta de un motor cohete híbrido, destacando la selección de materiales como acero inoxidable e Inconel para la cámara de combustión, lo que permite soportar condiciones extremas de operación. El diseño incluye una boquilla de perfil Laval, optimizada para maximizar el impulso específico, y un sistema de inyección que asegura una mezcla uniforme de oxidante y combustible, mejorando la eficiencia y estabilidad del motor. La modularidad del diseño facilita su escalabilidad para diferentes configuraciones experimentales y aplicaciones avanzadas.

El motor propuesto no solo representa un avance en tecnología de propulsión híbrida, sino que también se configura como una plataforma educativa versátil. Esta plataforma es ideal para la investigación y la formación en ingeniería aeroespacial, proporcionando un recurso valioso para la experimentación y la enseñanza en entornos académicos. El diseño modular permite su adaptación a una variedad de usos educativos, promoviendo la innovación y el desarrollo de nuevas tecnologías en el campo de la propulsión.

Palabras clave: CFD, empuje específico, integridad estructural, Motor Híbrido, Propulsión sólida.

1. Introducción

1.1. Contexto y motivación

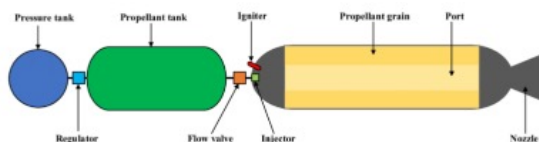


Figura 1. Esquema de un motor de cohete híbrido [1].

11. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma IEEE.

híbridos han ganado considerable atención debido a su capacidad para combinar algunas de las mejores características de los sistemas de propulsión sólidos y líquidos, al tiempo que mitigan muchas de sus desventajas.

Un motor de cohete híbrido es un sistema de propulsión bipropelente, que utiliza dos compuestos químicos: el propulsor, que es la sustancia que se quema en el motor, y el oxidante, que proporciona el oxígeno necesario para la combustión del propulsor. Estos dos compuestos están almacenados por separado y en fases diferentes, típicamente con el propulsor en estado sólido y el oxidante en fase líquida o gaseosa. Este tipo de motor ofrece un equilibrio entre la simplicidad de los motores sólidos y la capacidad de control de los motores líquidos, lo que los hace atractivos para diversas aplicaciones aeroespaciales.

A pesar de sus ventajas, los motores de cohete híbridos enfrentan un desafío técnico significativo: la baja tasa de regresión del combustible. La tasa de regresión, que se refiere a la velocidad a la cual el combustible sólido se consume durante la combustión, es un parámetro crucial que afecta directamente la capacidad del motor para generar empuje. En los motores híbridos tradicionales, esta tasa suele ser insuficiente para alcanzar los niveles de empuje requeridos en muchas aplicaciones de alta demanda, lo que limita su viabilidad en el ámbito aeroespacial [2,3].

En el ámbito académico, los motores de cohete híbridos se emplean para enseñar conceptos clave de propulsión, termodinámica y diseño de sistemas. Estos motores permiten a los estudiantes realizar experimentos prácticos que simulan las condiciones reales de un vuelo espacial. Además, en proyectos de diseño de ingeniería, los estudiantes pueden aplicar sus conocimientos para desarrollar y probar motores híbridos, lo que les proporciona una experiencia práctica invaluable.

Este estudio se centra en el diseño, desarrollo y optimización de un motor de cohete híbrido con un objetivo de empuje de 1200 Newtons, con el fin de superar las limitaciones actuales impuestas por la baja tasa de regresión del combustible. Para abordar este problema, se propone una investigación exhaustiva sobre el impacto de diversas geometrías de puertos de combustible en la eficiencia de la combustión. La hipótesis central es que, al modificar la geometría interna del puerto de combustible, es posible aumentar la superficie de contacto entre el oxidante y el combustible, lo que a su vez incrementaría la tasa de regresión y, en consecuencia, el empuje generado por el motor.

Este trabajo no solo busca optimizar un motor híbrido específico, sino también contribuir al cuerpo de conocimiento sobre la propulsión híbrida, ofreciendo nuevas perspectivas y enfoques que podrían ser aplicados en futuros desarrollos dentro de la industria aeroespacial. En última instancia, la investigación tiene el potencial de mejorar la eficiencia y la viabilidad de los motores híbridos, acercándolos a una ado-

pección más amplia en misiones espaciales, lanzadores de satélites y otras aplicaciones críticas donde la eficiencia y la confiabilidad son de suma importancia.

1.2. Objetivos del Estudio

- Llevar a cabo una investigación integral para identificar las mejores estrategias de diseño y desarrollo de un motor cohete híbrido de 1200 Newtons de empuje a escala experimental.
- Investigar el impacto de diversas geometrías de puertos de combustible en la eficiencia de la combustión en motores híbridos, con el fin de incrementar la tasa de regresión y, en consecuencia, mejorar el empuje y el rendimiento general del motor.
- Establecer un modelo funcional que pueda guiar futuras investigaciones, centrándose en los principios, materiales, y métodos más efectivos para crear un motor seguro y eficiente, adecuado para su uso.

1.3. Alcance del Trabajo

El presente trabajo tiene como objetivo la **investigación y el desarrollo teórico del diseño de un motor cohete híbrido de 1200 Newtons de empuje**. Este proyecto se centra en proporcionar una base teórica sólida y la información necesaria para el desarrollo de un motor de este tipo, mediante la investigación exhaustiva de materiales, oxidantes, y diseños geométricos óptimos, así como el uso de modelamiento numérico para predecir el rendimiento del motor.

Se investigarán las propiedades y características de posibles materiales combustibles, como el PMMA, y oxidantes, como el oxígeno gaseoso (GOX), para determinar su idoneidad en el desarrollo de un motor híbrido. Además, se analizarán diferentes geometrías de puertos de combustión a través de la investigación de modelamientos teóricos, con el objetivo de maximizar la eficiencia y la tasa de regresión del combustible, identificando así las configuraciones más efectivas para un cohete motor híbrido. Asimismo, se destacará la importancia del uso de modelos matemáticos en este contexto, ya que estos permiten determinar las condiciones óptimas bajo las cuales el motor y sus componentes pueden desarrollarse, asegurando un diseño eficiente y previendo posibles problemas antes de la fase de implementación.

Este trabajo es netamente de carácter investigativo, centrado en el desarrollo de conocimiento teórico y la recopilación de información necesaria para el diseño de un motor cohete híbrido. No se realizarán pruebas experimentales ni se construirá un prototipo físico. Aunque el estudio proporciona una base teórica sólida, los resultados y conclusiones se limitan a un motor de 1200 Newtons de empuje. Las recomendaciones pueden no ser directamente aplicables a motores de mayor escala o en contextos industriales.

2. Fundamentos teóricos

2.1. Principios de propulsión híbrida

Un motor cohete híbrido es un sistema de propulsión que combina un combustible sólido con un oxidante en estado líquido o gaseoso, integrando características de los motores de propulsión sólida y líquida. Esta configuración ofrece un equilibrio entre

la simplicidad estructural y la capacidad de control. El motor se enciende al inyectar el oxidante en la cámara de combustión, donde entra en contacto con el combustible sólido. La reacción entre ambos genera gases que se expanden rápidamente, produciendo el empuje necesario para propulsar el cohete [4].

Una de las mayores ventajas de los motores híbridos es su seguridad. Debido a que el combustible y el oxidante se mantienen separados hasta el momento de la combustión, el riesgo de explosiones accidentales se reduce significativamente. Este diseño también facilita el manejo y almacenamiento, ya que no requiere el mismo nivel de precauciones que los motores líquidos. Además, los motores híbridos permiten ajustar el flujo del oxidante durante el vuelo, lo que hace posible regular el empuje, una capacidad que no se encuentra en los motores de propulsión sólida, donde la combustión es continua y no se puede detener una vez iniciada [4].

Comparado con otros tipos de propulsión, el motor híbrido ocupa una posición intermedia. Los motores de propulsión sólida, conocidos por su simplicidad y confiabilidad, son ideales para situaciones donde se necesita un arranque seguro y rápido, pero carecen de flexibilidad en vuelo. Por otro lado, los motores de propulsión líquida ofrecen una mayor eficiencia y un control más preciso del empuje, lo que los hace adecuados para misiones de alta precisión. Sin embargo, su complejidad, junto con los riesgos asociados al manejo de combustibles y oxidantes líquidos, los hace más difíciles de operar [4,5].

En este contexto, los motores híbridos combinan las mejores cualidades de ambos sistemas: son más seguros y fáciles de manejar que los motores líquidos, pero ofrecen un mejor control que los motores sólidos. Aunque su eficiencia puede ser ligeramente inferior a la de los motores líquidos, su versatilidad y equilibrio entre simplicidad y control los hacen especialmente útiles en aplicaciones espaciales y experimentales donde la seguridad y la capacidad de ajustar el empuje son esenciales [5].

2.2. Materiales y Propulsantes

El diseño y desarrollo de un motor de cohete híbrido con un empuje nominal de 1200 Newtons exige una selección rigurosa de materiales y una configuración modular que garantice un rendimiento óptimo en términos de eficiencia, seguridad y durabilidad. Este concepto de diseño se fundamenta en la adaptabilidad que proporciona una arquitectura modular, permitiendo la sustitución y optimización de componentes críticos en función de los requerimientos específicos de la misión y las condiciones operativas.

La cámara de combustión, elemento central del motor, está diseñada para soportar las condiciones extremas de temperatura y presión generadas durante la combustión del Polimetilmetacrilato (PMMA) en presencia del oxidante. Para cumplir con las especificaciones de un motor de 1200 Newtons, se seleccionaron aleaciones avanzadas de acero inoxidable de grado aeronáutico, como AISI 321 o Inconel 625, reconocidas por su sobresaliente resistencia a la corrosión y su capacidad para mantener la integridad estructural a temperaturas elevadas [6, 7]. Materiales usados principalmente para componentes estructurales con fines de alta durabilidad al estrés. Estas aleaciones proporcionan una protección eficaz contra la degradación térmica y la corrosión,

garantizando la longevidad del motor durante operaciones prolongadas en entornos de alta presión y temperatura. El diseño de la cámara incluye una estructura reforzada con placas terminales de mayor espesor, lo que permite una distribución uniforme de las tensiones mecánicas inducidas durante la combustión. Esta configuración es esencial para asegurar la resistencia a las fluctuaciones de presión sin comprometer la integridad estructural, un factor crítico en motores que operan con altos niveles de empuje.



Figura 2. *Inconel 625 y Acero AISI 321 [8, 9].*

La boquilla del motor, componente crucial para la conversión de energía térmica en energía cinética, ha sido diseñada con un enfoque en la intercambiabilidad, permitiendo la optimización de la geometría para maximizar la expansión de los gases de escape bajo diferentes condiciones operativas. Se propone la utilización de acero inoxidable reforzado con un revestimiento de carburo de tungsteno para la fabricación de la boquilla, materiales capaces de resistir temperaturas superiores a 2000 K y presiones extremas en la garganta de la boquilla. La geometría de la boquilla sigue un perfil Laval, optimizado para maximizar la velocidad de escape y mejorar la eficiencia del impulso específico, alcanzando así el empuje deseado con alta eficacia.

Las varillas estructurales que soportan la cámara de combustión y la boquilla son esenciales para mantener la estabilidad estructural del motor durante su operación. Se han seleccionado aleaciones de acero inoxidable de alta resistencia, como AISI 316 o 17-4 PH, para estas varillas, debido a su combinación de alta resistencia mecánica y excelente resistencia a la corrosión [10, 11]. Estas varillas están diseñadas para soportar las cargas dinámicas y tensiones térmicas inducidas durante la operación del motor, asegurando que la integridad estructural se mantenga bajo condiciones extremas de funcionamiento.

El sistema de inyección de oxidante ha sido diseñado para asegurar una mezcla homogénea y eficiente del oxidante con el combustible sólido, lo cual es fundamental para mantener una combustión estable y eficiente. Para el diseño del inyector, se propone el uso de aleaciones resistentes al calor, como Inconel 718, que pueden mantener su

integridad estructural a altas temperaturas y bajo condiciones de corrosión agresiva [12]. El diseño del inyector incorpora múltiples orificios dispuestos en patrones optimizados para garantizar una distribución uniforme del oxidante, maximizando así la eficiencia de la combustión y, por ende, el rendimiento global del motor.

El diseño modular del motor no solo facilita la adaptación a distintas configuraciones experimentales, sino que también permite su escalabilidad para aplicaciones más avanzadas. La posibilidad de intercambiar componentes como la boquilla, el sistema de inyección, o incluso la cámara de combustión, abre la puerta a la experimentación con diferentes combinaciones de materiales y geometrías para optimizar el rendimiento del motor de 1200 Newtons en una variedad de escenarios. Adicionalmente, esta modularidad convierte al motor en una plataforma educativa y de investigación versátil, proporcionando a los ingenieros la flexibilidad necesaria para explorar una amplia gama de fenómenos en el ámbito de la propulsión.

Para el diseño de un motor híbrido de 1200 Newton, la selección de los propulsantes es un aspecto crítico que influye directamente en el rendimiento, seguridad y viabilidad del proyecto. En este contexto, el polimetilmetacrilato (PMMA) como combustible y el oxígeno gaseoso (GOX) como oxidante representan una elección óptima debido a sus propiedades físicas y químicas, así como a su compatibilidad. [13].

El PMMA es un polímero termoplástico ampliamente utilizado en motores híbridos por su alta energía específica y su facilidad de fabricación. Este material ofrece una combustión eficiente que contribuye a generar el empuje requerido sin comprometer la seguridad. Además, su estructura sólida y manejable permite una fácil manipulación y conformado en los granos de combustible, lo que facilita el proceso de diseño y fabricación del motor. Comparado con otros combustibles sólidos, el PMMA tiene una baja toxicidad y un perfil de seguridad superior, características que lo hacen especialmente adecuado para aplicaciones en entornos académicos y de investigación donde se prioriza el manejo seguro de materiales. [13].

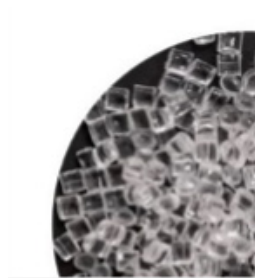


Figura 3. Polimetilmetacrilato [14].

Por su parte, el oxígeno gaseoso (GOX) se destaca como un oxidante eficaz y accesible para motores híbridos. Su utilización permite un control preciso de la tasa de combustión mediante la regulación del flujo de oxígeno, lo que proporciona una gran flexibilidad en la operación del motor. Esta capacidad de ajuste es crucial en el desarrollo de un motor de 1200 Newton, donde es necesario un control riguroso del empuje para cumplir con los requisitos de la misión. Además, el GOX no requiere de sistemas criogénicos complejos para su almacenamiento, lo que simplifica significativamente la infraestructura necesaria para su manejo y uso. La combinación de GOX con PMMA da como resultado una combustión limpia y eficiente, maximizando la transferencia de energía en el sistema propulsivo [13].

En resumen, la elección de PMMA como combustible y GOX como oxidante en el diseño de un motor híbrido de 1200 Newton se justifica por su capacidad de proporcionar un alto rendimiento energético, junto con un manejo seguro y una implementación relativamente sencilla. Estas características los convierten en una opción altamente adecuada para proyectos que requieren una propulsión confiable, segura y eficaz, como es el caso en entornos de investigación universitaria. [13, 15].

2.3. Modelos matemáticos de performance

El modelamiento numérico se ha convertido en una herramienta esencial en el desarrollo de motores de cohetes híbridos, proporcionando una plataforma teórica robusta para la optimización del diseño antes de la construcción y pruebas físicas. Este enfoque permite predecir y analizar el comportamiento del motor bajo diversas condiciones operativas, lo cual es fundamental para maximizar la eficiencia y seguridad del sistema. En el contexto del desarrollo de un motor de cohete híbrido con un empuje objetivo de 1200 Newtons, el modelamiento numérico se utiliza para explorar y ajustar múltiples parámetros de diseño, garantizando un rendimiento óptimo.

El diseño de motores híbridos, que combina un combustible sólido con un oxidante, involucra complejos fenómenos termoquímicos y de dinámica de fluidos que deben ser comprendidos y controlados para lograr un motor eficiente. Entre los aspectos más críticos a considerar se encuentra la tasa de regresión del combustible, que es la velocidad a la cual el combustible sólido, como el Polimetilmetacrilato (PMMA), se consume durante la combustión. Esta tasa de regresión es altamente dependiente de la presión en la cámara de combustión y de la geometría del grano de combustible. Un aumento en la presión tiende a incrementar la tasa de regresión, lo que puede generar un mayor empuje. Sin embargo, este incremento también conlleva un mayor consumo de combustible, lo que podría afectar la eficiencia general del motor. El modelamiento numérico permite ajustar finamente estos parámetros, logrando un equilibrio entre el empuje y la eficiencia [16].

Otro parámetro fundamental es la caída de presión en el sistema de inyección del oxidante. El diseño del inyector tiene un impacto directo en la distribución del oxidante dentro de la cámara de combustión, lo que afecta la estabilidad y eficiencia del proceso de combustión. Una caída de presión adecuada es esencial para garantizar que el oxidante se mezcle de manera uniforme con el combustible, optimizando la combustión y, en consecuencia, el rendimiento del motor. El modelamiento numérico permite explorar diferentes configuraciones de inyectores, identificando aquellas que minimizan la caída de presión sin comprometer la eficiencia del sistema de propulsión.

Además de estos parámetros clave, el modelamiento numérico facilita la creación de un espacio de diseño multidimensional, en el cual se pueden analizar y optimizar simultáneamente diversas variables del motor, como la presión de la cámara, la tasa de regresión del combustible, y la geometría de la boquilla. Este enfoque integral permite identificar configuraciones de diseño que maximicen el empuje o minimicen el consumo de combustible, de acuerdo con las necesidades específicas de la misión. Por ejemplo, en misiones donde el empuje máximo es prioritario, se pueden seleccionar configuraciones que favorezcan una mayor tasa de regresión y una boquilla optimizada para aumentar la velocidad de escape. En otros casos, donde la eficiencia y la conservación del combustible son cruciales, el enfoque puede centrarse en optimizar la distribución del oxidante y la geometría del grano de combustible para una combustión más controlada y sostenida [17].

El uso del modelamiento numérico también es crucial para la identificación temprana de posibles problemas en el diseño del motor. A través de simulaciones detalladas, se pueden detectar áreas donde los flujos de calor podrían ser excesivos, lo que potencialmente podría dañar componentes clave como la cámara de combustión o la boquilla. Este tipo de análisis preventivo permite realizar los ajustes necesarios en el diseño antes de la fabricación, mejorando la seguridad y durabilidad del motor. Además, el modelamiento numérico reduce la necesidad de realizar numerosas pruebas físicas, lo que acelera el proceso de desarrollo y disminuye los costos asociados.

El modelamiento numérico no solo optimiza el proceso de diseño de motores de cohetes híbridos, sino que también abre nuevas posibilidades para la innovación en tecnología de propulsión. Al proporcionar una comprensión profunda de los fenómenos que rigen el funcionamiento del motor, esta herramienta permite a los ingenieros explorar configuraciones de diseño más avanzadas y eficientes, contribuyendo al desarrollo de motores más confiables y de alto rendimiento. En el caso del motor de 1200 Newtons propuesto, el uso de modelamiento numérico es esencial no solo para alcanzar los objetivos de rendimiento específicos, sino también para establecer una base sólida para futuras investigaciones en propulsión híbrida.

En resumen, el modelamiento numérico es una herramienta clave en el diseño y optimización de motores de cohetes híbridos, permitiendo un enfoque más preciso y eficiente en el desarrollo de estos sistemas complejos. A través de la exploración y

ajuste de múltiples parámetros de diseño, el modelamiento numérico garantiza que el motor de cohete híbrido de 1200 Newtons no solo cumpla con sus objetivos de empuje, sino que también ofrezca un rendimiento óptimo, seguridad y eficiencia, sentando las bases para futuros avances en el campo de la propulsión aeroespacial.

3. Diseño conceptual del motor



Figura 4. *El motor híbrido de Nammo que impulso el cohete sonda Nucleus en una misión suborbital en Noruega [18].*

Para desarrollar un diseño conceptual detallado de un motor cohete híbrido de 1200 N, es fundamental integrar diversas áreas de la ingeniería, considerando las especificaciones técnicas, la selección de materiales y el diseño de los componentes clave. A continuación, se presenta una propuesta elaborada de diseño conceptual para este tipo de motor.

El punto de partida para el diseño conceptual es la definición precisa de los requisitos de la misión y las condiciones operativas del motor. El motor debe ser capaz de generar un empuje de 1200 Newtons, lo que implica consideraciones sobre la carga útil, la altitud, y el perfil de vuelo. Es crucial determinar el tiempo de funcionamiento del motor y el ciclo de trabajo previsto, ya que estos parámetros influirán directamente en el diseño del sistema de inyección y la selección de combustible. Las condiciones del entorno operativo, incluyendo la temperatura ambiente, la presión atmosférica, y la velocidad del flujo de gases dentro del motor, también deben tenerse en cuenta. Estas variables afectarán el rendimiento del motor, especialmente en la expansión de los gases a través de la tobera y la eficiencia de la combustión en la cámara [19].

La selección de materiales es un aspecto crucial para garantizar la integridad estructural y el rendimiento del motor bajo condiciones extremas. Para la cámara de combustión y la tobera, se recomienda el uso de aleaciones como Inconel 718 y aceros inoxidables de alta resistencia. Estas aleaciones son capaces de resistir temperaturas elevadas y ambientes corrosivos, lo cual es esencial para mantener la durabilidad del motor [19].

En un motor híbrido, el combustible sólido juega un papel vital en la determinación del perfil de empuje y la estabilidad de la combustión. Se recomienda el uso de un diseño de grano con geometría de estrella, lo que permite mantener una alta tasa de regresión y una superficie de combustión constante a lo largo del tiempo. Este tipo de diseño proporciona un perfil de empuje más estable, lo cual es crucial para aplicaciones que requieren un control preciso del empuje durante la misión.

La elección del material del grano también es importante. Los combustibles basados en polímeros, como el HTPB (Hydroxyl-terminated polybutadiene), combinan buenas propiedades de combustión con la facilidad de fabricación y manipulación, lo que los hace adecuados para un motor híbrido de 1200 N [19].

Una vez definidos los principales componentes del motor, se procede a la integración de sistemas auxiliares. El sistema de inyección del oxidante debe ser diseñado para asegurar una atomización y mezcla eficiente del oxidante con el combustible en la cámara de combustión. Esto implica la elección de inyectores que puedan soportar las altas presiones necesarias para forzar el oxidante hacia la cámara de combustión, manteniendo al mismo tiempo una distribución uniforme. Es vital que el sistema de control sea capaz de monitorear y ajustar el flujo de oxidante en tiempo real para asegurar la estabilidad del motor. Este sistema puede incluir sensores de presión y temperatura, así como actuadores que permitan la modulación del flujo de oxidante en función de las necesidades de la misión [19].

El sistema de inyección es uno de los componentes más críticos en un motor cohete híbrido, ya que controla la cantidad y la distribución del oxidante que entra en la cámara de combustión. Este sistema debe diseñarse para asegurar que el oxidante se atomice adecuadamente y se mezcle de manera eficiente con el combustible sólido, lo cual es esencial para una combustión completa y eficiente [19].

En motores híbridos, las bombas de alta presión son necesarias para forzar el oxidante a través de los inyectores y hacia la cámara de combustión. Los inyectores, por su parte, deben estar diseñados para soportar estas altas presiones y distribuir el oxidante de manera uniforme. La elección del tipo de inyector (por ejemplo, inyector tipo ducha, centrífugo, etc.), dependerá de la configuración específica del motor y del tipo de oxidante utilizado. Es fundamental incluir válvulas y actuadores que permitan regular el flujo del oxidante en tiempo real. Esto se puede lograr mediante un sistema de control automatizado que ajuste las válvulas según las lecturas de sensores de presión y temperatura en el motor, lo que permite mantener una combustión estable y controlar el empuje del motor [19].

El diseño conceptual de un motor cohete híbrido de 1200 N requiere un enfoque integral que combine un conocimiento profundo de la termodinámica, la ciencia de materiales, y la ingeniería de sistemas. La correcta selección de materiales y el

diseño optimizado de los componentes clave garantizan que el motor cumpla con los requisitos de la misión de manera segura y eficiente. Además, la integración de sistemas auxiliares y la validación experimental son pasos esenciales para asegurar que el motor funcione según lo previsto en todas las condiciones operativas [19].

3.1. Especificaciones conceptuales del diseño

Los motores de cohete híbridos combinan un combustible sólido con un oxidante líquido o gaseoso, y se consideran una opción interesante por su seguridad, simplicidad y controlabilidad en comparación con los motores de cohetes líquidos y sólidos. Un motor de cohete híbrido con un empuje nominal de 1200 Newtons sería un sistema de tamaño pequeño a mediano, adecuado para aplicaciones como cohetes experimentales o pequeños vehículos espaciales.

3.1.1 Empuje nominal (thrust): 1200 newtons

El empuje nominal se refiere a la fuerza constante que el motor puede generar durante su tiempo de operación. Este empuje es adecuado para cohetes de tamaño pequeño o medio, utilizados en aplicaciones suborbitales o para pruebas de tecnología.

3.1.2 tiempo de operación (burn time): 10 segundos

El tiempo de operación se calcula generalmente a partir de la masa de combustible disponible y la tasa de consumo de combustible $\dot{m}$ [20].

$$t_{burn} = \frac{m_{fuel}}{\dot{m}} \quad (1)$$

- Masa de combustible m_{fuel} : 5 kg
- Tasa de consumo $\dot{m}$: 0.5 kg/s

Usando la ecuación (1) obtenemos un resultado de 10 seg.

3.1.3 Masa del motor

- **Masa sin combustible:** TBD.
- **Masa con combustible:** Dependiendo de la carga de combustible y oxidante, la masa total puede aumentar significativamente, alcanzando hasta 30 kg.

- **Descripción:** La masa del motor sin carga es crucial para el diseño estructural del cohete. Los materiales ligeros pero resistentes, como aleaciones de aluminio y materiales compuestos, se utilizan para reducir el peso.

3.1.4 Relación de mezcla (o/f ratio): 3:1.

La relación de mezcla se determina mediante la optimización del rendimiento del motor. Se ajusta para maximizar el impulso específico (I_{sp}) mientras se minimiza la producción de subproductos indeseados [21]

$$\frac{O}{F} = \frac{m_{oxidizer}}{m_{fuel}} \quad (2)$$

Usando la ecuación (2) obtenemos un resultado de 3:1.

3.1.5 presión en la cámara de combustión (P_C): 4.87 MPa.

La presión en la cámara de combustión se calcula utilizando la ecuación de la conservación de masa y la ecuación de Bernoulli modificada para flujo compresible,

$$P_c = \frac{R \times \dot{m} \times T_c}{A_t \times \sqrt{k \times \left(\frac{2k}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (3)$$

- **Tasa de flujo de masa $\dot{m}$:** 0.5 kg/s
- **Constante de gas R:** 287 J/kg·K (para gases ideales, valor aproximado).
- **Temperatura en la cámara T_c :** 3000 °K (valor típico para un motor híbrido).
- **Área de la garganta de la boquilla A_t :** 0.001 m².
- **Relación de calores específicos k :** 1.2 (valor aproximado para gases en la combustión).

Usando la ecuación (3) obtenemos un resultado **4.87 MPa**.

3.1.6 Impulso específico (I_{sp}): 255 seg.

El (I_{sp}) es una medida del rendimiento del motor y se calcula a partir de la velocidad de escape de los gases (V_e) y la aceleración debida a la gravedad (g_o) [23]

$$I_{sp} = \frac{V_e}{g_o} \quad (4)$$

- **Velocidad de escape (V_e):** 2500 m/s (valor típico para un motor híbrido).
- **Aceleración debida a la gravedad g_0 :** 9.81 m/s².

Usando la ecuación (4) obtenemos un resultado de 255 seg.

3.2. Selección de materiales

La selección de materiales para un motor de cohete híbrido con un empuje de 1200 Newtons es una tarea que trasciende el mero aspecto técnico, requiriendo una profunda comprensión de las propiedades termodinámicas, mecánicas y químicas de los materiales involucrados. El desafío radica en asegurar que estos materiales no solo soporten las condiciones extremas a las que estarán expuestos, sino que también mantengan su integridad y funcionalidad a lo largo de la operación, garantizando un rendimiento óptimo y la seguridad del sistema. En este contexto, se han seleccionado materiales avanzados como el acero inoxidable AISI 321, el AISI 316, las superaleaciones de Inconel 625 e Inconel 718, y el carburo de tungsteno. Cada uno de estos materiales ha sido elegido por sus propiedades excepcionales, que incluyen alta resistencia a la corrosión, estabilidad térmica a altas temperaturas, resistencia a la fluencia y a la fatiga, y su capacidad para formar capas protectoras que mitigan los efectos adversos de las condiciones operativas extremas.

El AISI 321 es un acero inoxidable austenítico estabilizado con titanio, una adición que juega un papel crucial en la prevención de la corrosión intergranular, un fenómeno que puede debilitar la estructura interna del material cuando se expone a temperaturas elevadas durante largos periodos. Este tipo de corrosión se origina por la precipitación de carburos de cromo en los límites de grano, lo que reduce la cantidad de cromo disponible para formar la capa protectora de óxido de cromo (Cr_2O_3) en la superficie del acero. Esta capa de óxido es fundamental para la resistencia a la oxidación y la corrosión, actuando como una barrera que protege el material subyacente de los ataques químicos. Con un punto de fusión de aproximadamente 1400°C, el AISI 321 es capaz de mantener su resistencia mecánica y estabilidad estructural en temperaturas de hasta 800°C, lo que lo convierte en un material ideal para la fabricación de la cámara de combustión del cohete, donde se alcanzan temperaturas extremadamente elevadas. Durante la fase crítica de operación, cuando la combustión dentro de la cámara produce temperaturas cercanas a los 1000°C, el AISI 321 demuestra su capacidad para resistir la oxidación, formando una capa protectora que inhibe la progresión de la corrosión y asegura la durabilidad del componente. Sin embargo, es importante señalar que, si las temperaturas superan los 800°C de manera sostenida, el material podría empezar a experimentar una disminución en su resistencia mecánica, aunque su capacidad para resistir la corrosión intergranular sigue siendo superior a la de otros aceros inoxidables no estabilizados [24, 25].

Por su parte, el AISI 316 es otro acero inoxidable austenítico que ha sido seleccionado para componentes estructurales del motor, como las varillas que soportan tanto la cámara de combustión como la boquilla. Este acero contiene una adición significativa de molibdeno, lo que mejora notablemente su resistencia a la corrosión, especialmente en entornos agresivos donde otros aceros inoxidables podrían fallar. El AISI 316 tiene un punto de fusión de aproximadamente $1,375^{\circ}\text{C}$ y es capaz de mantener su integridad estructural bajo las intensas cargas térmicas y dinámicas que se experimentan durante la fase crítica del cohete. Cuando se expone a temperaturas elevadas, el AISI 316 forma una capa de óxido de hierro y cromo en su superficie, que actúa como una barrera adicional contra la corrosión. Esta capacidad para formar capas protectoras es crucial en un entorno donde el material está constantemente sometido a fluctuaciones térmicas y presiones extremas. Sin embargo, el AISI 316 no está exento de limitaciones; en condiciones extremas, puede sufrir un proceso conocido como sensibilización, en el cual los carburos de cromo precipitan en los límites de grano, disminuyendo su resistencia a la corrosión y aumentando la susceptibilidad a la fractura bajo tensión. Este fenómeno es particularmente preocupante en aplicaciones críticas como la del motor de cohete, donde cualquier falla estructural podría tener consecuencias catastróficas [26, 27].

En cuanto a las superaleaciones, Inconel 625 se destaca como un material de elección para la cámara de combustión, debido a su capacidad para resistir la oxidación, la corrosión y la fluencia a altas temperaturas. Inconel 625 es una superaleación de níquel-cromo, conocida por su excepcional resistencia en ambientes de alta temperatura, donde otros materiales podrían fallar. Con un punto de fusión que varía entre $1,350^{\circ}\text{C}$ y $1,450^{\circ}\text{C}$, Inconel 625 es capaz de operar de manera eficiente a temperaturas que pueden alcanzar hasta 982°C , lo que lo convierte en un material ideal para soportar las condiciones extremas dentro de la cámara de combustión. Durante la fase crítica del cohete, cuando las temperaturas y presiones son más elevadas, Inconel 625 forma una capa protectora de óxidos de níquel y cromo en su superficie, lo que protege la estructura interna del material contra la degradación. Esta capa protectora es esencial para prevenir la oxidación y la corrosión en condiciones donde otros materiales podrían sucumbir [e]. Sin embargo, es importante tener en cuenta que, en condiciones de operación prolongadas a temperaturas extremadamente altas, puede ocurrir la formación de carburos y fases intermetálicas dentro de la matriz de Inconel 625, lo que podría llevar a una disminución de su ductilidad y un aumento de su fragilidad. Este fenómeno, conocido como embrittlement, es una preocupación particular en la fase crítica del cohete, donde la integridad del material es vital para la seguridad y el rendimiento del motor. Aunque Inconel 625 resiste mejor la carburización y otras formas de degradación térmica que muchas otras superaleaciones, sigue siendo necesario un monitoreo constante para asegurar que no se formen carburos en exceso, lo que podría comprometer la resistencia a largo plazo del material [28].

Inconel 718, otra superaleación de níquel-cromo-molibdeno, ha sido seleccionada para el sistema de inyección de oxidante del motor, un componente crítico que debe mantener una alta precisión y estabilidad dimensional bajo condiciones extremas. Inconel 718 es particularmente apreciado por su resistencia a la fluencia, la fatiga y la corrosión a altas temperaturas, lo que lo convierte en un material ideal para aplicaciones aeroespaciales y de propulsión. Con un punto de fusión que varía entre 1,330°C y 1,370°C, Inconel 718 es capaz de soportar temperaturas operativas superiores a 700°C sin perder su resistencia mecánica o estabilidad estructural. Durante la fase crítica del cohete, cuando el inyector está sometido a altas presiones y temperaturas, Inconel 718 forma una capa protectora de óxidos de níquel y cromo en su superficie, similar a Inconel 625. Esta capa es crucial para prevenir la oxidación y la corrosión, protegiendo así el componente de la degradación. Sin embargo, si el inyector se expone a temperaturas cercanas a su punto de fusión, podría sufrir la formación de fases “embrittlementadas”, como carburos de cromo y otras fases Inter metálicas. Estas fases podrían reducir la ductilidad del material y aumentar su susceptibilidad a la fractura, lo que podría comprometer la estabilidad de la combustión y, en última instancia, afectar el rendimiento general del motor. Dada la importancia del sistema de inyección en la operación del motor, es esencial que se tomen precauciones adicionales para evitar la exposición prolongada a temperaturas extremas, lo que podría desencadenar la formación de fases perjudiciales en Inconel 718 [29].

El acero inoxidable 17-4 PH es una aleación martensítica conocida por su excepcional combinación de propiedades mecánicas, resistencia a la corrosión y alta dureza, lo que lo convierte en una opción ideal para aplicaciones críticas como los componentes de un motor de cohete híbrido de 1200 Newtons. La composición química del 17-4 PH incluye cromo, níquel, cobre, carbono, manganeso, fósforo y azufre en proporciones cuidadosamente controladas, lo que le otorga sus características distintivas. El cromo y el níquel, en particular, proporcionan resistencia a la oxidación y a la corrosión, mientras que el cobre contribuye a la resistencia y dureza mediante la formación de precipitados.

Este material presenta propiedades mecánicas sobresalientes, con una resistencia a la tracción que oscila entre 1030 y 1480 MPa, y un límite elástico entre 1000 y 1420 MPa. En estado endurecido, puede alcanzar una dureza de hasta 44-47 HRC, manteniendo una ductilidad suficiente para evitar fracturas catastróficas bajo condiciones de alta carga. Estas propiedades son críticas en aplicaciones donde la resistencia a la fatiga y al impacto es esencial, especialmente en entornos con altas temperaturas y presiones, como los motores de cohetes [30].

El punto de fusión del 17-4 PH se sitúa entre 1400 y 1440°C, lo que lo hace adecuado para soportar las temperaturas extremas generadas durante la combustión en un motor de cohete. Además, su estabilidad térmica permite mantener sus propiedades mecánicas hasta aproximadamente 600-700°C sin degradación significativa. Esta

característica es crucial en la fase más crítica del motor, donde las temperaturas pueden superar los 1000°C, aunque es vital controlar los parámetros operativos para evitar que se superen los límites seguros [30].

En cuanto a la resistencia a la corrosión y a la oxidación, el 17-4 PH sobresale en una variedad de entornos, incluyendo aquellos con alta salinidad y ambientes oxidantes. Esta resistencia es fundamental en un motor de cohete, donde los materiales están expuestos a productos químicos corrosivos, como los gases de combustión o los compuestos del combustible. Durante la fase más crítica del motor, el material debe enfrentar no solo altas temperaturas y presiones, sino también ambientes altamente corrosivos y ciclos térmicos intensos que pueden inducir fatiga. El 17-4 PH, con su resistencia a la fatiga térmica, minimiza el riesgo de fallos catastróficos por grietas o deformaciones [30, 31].

Finalmente, el carburo de tungsteno se utiliza en el revestimiento de la boquilla del motor, una parte crítica que convierte la energía térmica generada en la cámara de combustión en energía cinética, impulsando así el cohete. El carburo de tungsteno es conocido por su altísimo punto de fusión, que alcanza aproximadamente los 2,870°C, y por su extrema dureza, lo que lo hace altamente resistente al desgaste y la erosión. Durante la fase crítica del cohete, cuando los gases de escape alcanzan velocidades supersónicas y temperaturas extremadamente altas, el carburo de tungsteno protege eficazmente la estructura subyacente de la boquilla contra la erosión y el desgaste [32]. Sin embargo, a pesar de sus excelentes propiedades, el carburo de tungsteno no es inmune a la degradación; a temperaturas extremadamente altas, podría comenzar a descomponerse en sus componentes elementales, tungsteno y carbono. Esta descomposición es un proceso gradual, pero si las condiciones operativas se vuelven más severas de lo esperado, podría comprometer la efectividad del revestimiento y, en consecuencia, afectar la eficiencia aerodinámica del motor. Además, cualquier falla en el revestimiento de carburo de tungsteno podría llevar a un aumento del desgaste en la estructura subyacente de la boquilla, lo que podría reducir la vida útil del componente y, en última instancia, afectar el rendimiento general del cohete [32].

En resumen, la selección de materiales para el motor de cohete híbrido de 1200 Newtons se basa en una evaluación exhaustiva de las propiedades termo mecánicas y químicas de cada material, asegurando que puedan resistir las condiciones extremas de operación. Desde los aceros inoxidables AISI 321 y AISI 316, que ofrecen resistencia a la corrosión y estabilidad térmica, hasta las superaleaciones Inconel 625 e Inconel 718, que proporcionan una combinación de resistencia a la oxidación, fluencia y fatiga a altas temperaturas, y el carburo de tungsteno, que protege contra el desgaste y la erosión en la boquilla, cada material ha sido cuidadosamente seleccionado para desempeñar un papel específico en el funcionamiento seguro y eficiente del motor. El comportamiento de estos materiales en la fase crítica del cohete es de suma importancia, ya que cualquier fallo en uno de ellos podría comprometer la integridad estructural

y funcional del motor. Este enfoque meticuloso en la selección y caracterización de materiales no solo garantiza la seguridad y el rendimiento del motor, sino que también sienta las bases para futuras innovaciones en la tecnología de propulsión aeroespacial, donde la búsqueda de materiales aún más avanzados continuará siendo un factor clave para el éxito en misiones más ambiciosas [33].

3.3. Diseño de componentes principales

En el diseño de componentes principales del motor cohete híbrido, se considera el uso de materiales específicos como el PMMA (Polimetilmetacrilato) para el combustible y el GOX (Oxígeno Gaseoso) como oxidante, junto con aleaciones avanzadas como el acero AISI 321, AISI 316, y las superaleaciones Inconel 625 y 718. Estos materiales han sido seleccionados cuidadosamente para optimizar el rendimiento y la resistencia de los componentes bajo las condiciones extremas de operación del motor.

El diseño de la cámara de combustión, que es el núcleo del motor, donde ocurre la combustión del combustible sólido (PMMA) en presencia del oxidante (GOX), es crucial que esta cámara resista altas temperaturas y presiones, asegurando una combustión eficiente y controlada. En cuanto a los materiales utilizados, el revestimiento interno puede ser de acero inoxidable (316L) o Inconel (718), ambos adecuados para resistir la corrosión y las temperaturas extremas generadas durante la combustión. El cuerpo de la cámara, hecho de PMMA, debe permitir la correcta vaporización en contacto con el oxidante. En términos de diseño, una cámara cilíndrica es ideal para mantener la estabilidad estructural y facilitar el flujo de gases, además de que su geometría interna debe considerar la tasa de regresión del PMMA, lo que influirá directamente en el rendimiento del motor. Dado que este motor es de laboratorio, se podría optar por una refrigeración pasiva utilizando un revestimiento térmico o materiales cerámicos, aunque, si se requiere un enfriamiento activo, es posible implementar canales de enfriamiento alrededor de la cámara para disipar el calor. Asimismo, se recomienda considerar el uso de recubrimientos cerámicos o ablativos en el interior de la cámara para proteger las paredes de la intensa radiación térmica y la erosión durante la combustión [35].

En el diseño de la tobera, es fundamental considerar que este componente convierte la energía térmica de los gases en energía cinética, acelerándolos para producir empuje. Su diseño es crucial para maximizar la eficiencia del motor. En cuanto a los materiales utilizados, el revestimiento de la tobera debe estar compuesto de Inconel 718 o cerámicas avanzadas, ya que son ideales para soportar las altas temperaturas y la erosión, resistiendo de manera efectiva la fatiga térmica. El diseño de la tobera, generalmente basado en el perfil de Laval (convergente-divergente), es la opción más común. La sección convergente de la tobera acelera los gases hacia la garganta, donde alcanzan la velocidad del sonido, mientras que la sección divergente expande los gases, aumentando aún más su velocidad y, en consecuencia, el empuje generado.

La relación de expansión adecuada de la tobera debe determinarse en función de las condiciones operativas del motor, como la presión en la cámara de combustión y las condiciones atmosféricas en las que operará [36].

El sistema de inyección, es responsable de introducir el oxidante (GOX) en la cámara de combustión de manera controlada y eficiente, asegurando que se logre una mezcla homogénea con el combustible (PMMA). Para el diseño de este sistema se emplean los materiales mencionados en los componentes del inyector incluyen aleaciones de acero inoxidable, como el 316L, que son capaces de resistir la corrosión y manejar presiones elevadas sin deformarse. Es crucial que la configuración del inyector permita que el oxidante se distribuya uniformemente sobre la superficie del PMMA para garantizar una combustión eficiente. Los diseños más comunes son los inyectores tipo showerhead o anulares, que facilitan una buena atomización y mezcla del oxidante con el combustible. Además, es esencial contar con válvulas de precisión y medidores de flujo para regular la cantidad de oxidante inyectado. Para garantizar la seguridad operativa, los sistemas de inyección deben incorporar mecanismos que prevengan el retroceso de llama, como válvulas de retención [37].

El sistema de encendido es responsable de iniciar la combustión en la cámara de combustión, por lo que es crucial que sea fiable y capaz de funcionar bajo diversas condiciones operativas. En cuanto a los materiales utilizados, los ignitores eléctricos son una opción sencilla y fiable para un motor de laboratorio, ya que pueden funcionar mediante una chispa o un filamento calentado. El diseño del sistema de encendido debe considerar cuidadosamente la ubicación del ignitor, que debe estar colocado de manera que permita un encendido rápido y una propagación uniforme de la combustión por toda la cámara. Los ignitores eléctricos son ideales para pruebas de laboratorio debido a su facilidad de control y su capacidad de ser reutilizados. Sin embargo, en motores híbridos de mayor escala, podría considerarse el uso de ignitores pirotécnicos para garantizar una mayor fiabilidad [38].

4. Conclusiones

El diseño propuesto para el motor cohete híbrido representa un avance significativo en la tecnología de propulsión, combinando criterios técnicos avanzados con aplicaciones educativas y experimentales. La selección de materiales de alta resistencia, como el acero inoxidable y el Inconel, para la cámara de combustión garantiza que el motor pueda soportar las condiciones extremas de operación, contribuyendo a su durabilidad y fiabilidad.

La incorporación de una boquilla con perfil Laval en el diseño optimiza el rendimiento del motor al maximizar el impulso específico. Este perfil, diseñado para una expansión eficiente de los gases de escape, mejora la eficiencia del motor y proporciona un rendimiento consistente durante las pruebas. Complementando esta tecnología, el

sistema de inyección ha sido desarrollado para asegurar una mezcla uniforme de oxidante y combustible, lo que resulta en una combustión más estable y eficiente.

El enfoque modular del diseño permite una amplia gama de aplicaciones y configuraciones experimentales, lo que facilita la adaptación a diversos escenarios de prueba y el escalado del motor para futuras investigaciones. Esta modularidad no solo promueve la flexibilidad en la configuración del motor, sino que también amplía sus posibles aplicaciones en la propulsión avanzada.

Además, la propuesta posiciona al motor híbrido como una plataforma educativa integral, ofreciendo una herramienta versátil para la investigación y la formación en ingeniería aeroespacial. Su diseño permite a estudiantes y profesionales experimentar con tecnología de propulsión de vanguardia, proporcionando un recurso valioso para el aprendizaje práctico y la investigación aplicada.

5. Referencias bibliográficas

- [1] Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://www.researchgate.net/profile/Md-Akhter-8>
- [2] R. M. Newlands, *Science and Design of the Hybrid Rocket Engine*. Lulu Press, Inc., 2017.
- [3] “Cohete de propulsor híbrido _AcademiaLab”. Accedido el 20 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://academia-lab.com/enciclopedia/cohete-de-propulsor-hibrido/>
- [4] CORDIS, cordis.europa.eu. “Sistema de propulsión de cohetes híbrido para un rendimiento rentable y mejorado”. CORDIS | European Commission. Accedido el 23 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://cordis.europa.eu/article/id/86628-hybrid-rocket-propulsion-system-for-costeffective-and-enhanced-performance/es#:~:text=Los%20cohetes%20híbridos%20quemán%20una%20inserción%20orbital%20más%20segura.>
- [5] Accedido el 23 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://www.massscience.com/>
- [6] R. Nicole, “Title of paper with only first word capitalized,” J. Name Stand. Abbrev., in press.

- [7] Rosendo. “Acero Inoxidable 321 - Mega Mex”. Mega Mex. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://megamex.com/es/acero-inoxidable-321/>.
- [8] Rosendo. “Inconel Aleación 600 625 - Mega Mex”. Mega Mex. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://megamex.com/es/inconel-aleacion-625/>.
- [9] Tubo inconsútil de acero inoxidable de tubo del OEM Aisi 321 del tubo redondo del cuadrado. Accedido el 26 de agosto de 2024. [Fotografía]. Disponible: <https://spanish.gescosteel.com/quality-37843934-oem-aisi-321-stainless-steel-round-tube-square-tube-seamless-tube>.
- [10] Racores de tubo de acero inoxidable 321, Racores de tubo de compresión SS 321. Accedido el 26 de agosto de 2024. [Imagen]. Disponible: <https://www.tube-lok.com/accesorios-de-tubo-de-acero-inoxidable-321-din-1-4541-fabricantes.html>
- [11] ec_dev. “Aisi 316 - Mecanizados Garrigues”. Mecanizados Garrigues. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://www.mecanizadosgarrigues.es/materiales-de-mecanizados-garrigues/aisi-316/>.
- [12] “17-4 PH Stainless Steel”. Progressive Alloy Steels Unlimited. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://www.progressivealloy.com/17-4-ph-stainless-steel/>.
- [13] Rosendo. “Inconel aleación 718, UNS N07718 - Mega Mex”. Mega Mex. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://megamex.com/es/inconel-aleacion-718/>.
- [14] PMMA | Polimetacrilato de metilo”. Polímeros termoplásticos, elastómeros y aditivos. Accedido el 24 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://www.mexpolimeros.com/etp/pmma.html>
- [15] proveedores de materias primas plásticas (pa66, nailon, poliamida, pa6, polipropileno, policarbonato, ABS, PBT, PC, PP, PA12, PPS, TPU, TPE, PPO, PEI) - Fábrica de China - Julier Technology. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <http://www.custom-plastic-molds.com/plastic-rawmaterial/pmpolymethyl-methacrylate-acrylic/polymethyl-methacrylate-pmma-granule-acrylic.html>

-
- [16] “Oxígeno Gas (GOX)”. The Linde Group. Accedido el 24 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: https://www.linde-medica.es/es/terapias_y_servicios_linde/oxigenoterapia_continua_domiciliaria/modalidades_de_suministro_de_oxigeno/oxigeno_gas/gox.html
- [17] M. J. C. (Editor) y K. K. K. (Editor), Eds., *Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion (Progress in Astronautics and Aeronautics)*. AIAA (Amer. Inst. Aeronaut. Ast, 2007.
- [18] Motor cohete híbrido de Noruega establece un nuevo récord — Latam Satelital [Imagen]. (s.f.). Latam Satelital. <https://latamsatelital.com/motor-cohete-hibrido-noruega-establece-nuevo-record/>
- [19] C. Sainedos Corteguera, “DISEÑO Y CONTRUCCIÓN DE UN MOTOR COHETE HIBRIDO”, Trabajo de grado, UNIV. CARLOS III MADR., Madrid, 2013.
- [20] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, 9th ed. Hoboken, NJ: Wiley, 2016.
- [21] G. A. Risha, B. R. Evans, and T. L. Miller, “Hybrid Rocket Propulsion: Design, Testing, and Performance,” *AIAA Journal of Propulsion and Power*, vol. 30, no. 6, pp. 1627-1641, Nov.-Dec. 2014.
- [22] NASA, “Development and Testing of Hybrid Rocket Motors,” NASA/TM—2008-215439, 2008. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/200800215439/downloads/200800215439.pdf>.
- [23] R. W. Humble, G. N. Henry, and W. J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*. New York, NY: McGraw-Hill, 1995.
- [24] Rosendo. “Acero Inoxidable 321 - Mega Mex”. Mega Mex. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible.
- [25] W. D. Callister, *Materials Science and Engineering: An Introduction*. Wiley Sons, Inc., John, 2006.
- [26] Tubo inconsútil de acero inoxidable de tubo del OEM Aisi 321 del tubo redondo del cuadrado. Accedido el 26 de agosto de 2024. Disponible: <https://spanish.gescosteel.com/quality-37843934-oem-aisi-321-stainless-steel-round-tube-square-tube-seamless-tube>.

- [27] ec_dev. “Aisi 316 - Mecanizados Garrigues”. Mecanizados Garrigues. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://www.mecanizadosgarrigues.es/materiales-de-mecanizados-garrigues/aisi-316/>.
- [28] D. J. R y ASM International. Handbook Committee., Eds., Nickel, cobalt, and their alloys. Materials Park, OH: ASM Int., 2000.
- [29] Rosendo. “Inconel aleación 718, UNS N07718 - Mega Mex”. Mega Mex. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://megamex.com/es/inconel-aleacion-718/>.
- [30] “17-4 PH Stainless Steel”. Progressive Alloy Steels Unlimited. Accedido el 26 de agosto de 2024. [En línea]. Disponible: <https://www.progressivealloy.com/17-4-ph-stainless-steel/>.
- [31] H. Buhl, Advanced Aerospace Materials. Springer Lond., Ltd., 2012.
- [32] A. S. Kurlov y A. I. Gusev, Tungsten Carbides: Structure, Properties and Application in Hardmetals. Springer Lond., Ltd., 2013.
- [33] W. D. Callister, Materials Science and Engineering: An Introduction. Wiley Sons, Inc., John, 2006.
- [34] IHMC Public Cmaps (2),” Ihmc.us, 2024. <https://cursa.ihmc.us/rid=1MX149YHG-1BQSRMC-1VP8/Recursos%20para%20cohetes%20y%20misiles> (accessed Aug. 29, 2024).
- [35] Huzel, D. K., & Huang, D. H. (1992). Design of Liquid Propellant Rocket Engines. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [36] Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2010). Rocket Propulsion Elements. John Wiley & Sons. Este texto cubre de manera exhaustiva el diseño de toberas y los principios de expansión de gases en motores cohete.
- [37] Humble, R. W., Henry, G. N., & Larson, W. J. (1995). Space Propulsion Analysis and Design. McGraw-Hill. Ofrece una descripción detallada sobre la dinámica de inyección en motores cohete, con ejemplos prácticos para sistemas híbridos.

Sección 2:

Tecnología satelital y espacial



Capítulo 5.

*Diseño y simulación preliminar de órbitas para la misión satelital del FACSAT-3: Accesos, Cobertura y Decaimiento Orbital*¹²

ST. Meneses Suta Juan Daniel

Especialista en Desarrollo Tecnológico, CITAE
juan.meneses@fac.mil.co

TE. Salek Chaves Dib Ziyari

Especialista en Investigación, CITAE
dib.salek@fac.mil.co

TE. Muñoz Giraldo Santiago

Especialista en Desarrollo Tecnológico, CITAE
santiago.munoz@fac.mil.co

ST. Molina Conde Mayra Alejandra

Especialista en Desarrollo Tecnológico, CITAE
mayra.molina@fac.mil.co

Ing. Ernesto David Cortés García

Investigador CITAE
edcortesg13@gmail.com

MY. Paola Andrea Zarate Luna

Especialista en Coordinación Núcleo Gestión Tecnológica, CITAE
paola.zarate@fac.mil.co

MY. German Dario Sáenz Hernández

Especialista en Soporte de Productos Ciencia y Tecnología, CITAE
german.saenzh@fac.mil.co

CITAE - Centro de Investigación en Tecnologías Aeroespaciales. FAC.

Resumen

En el marco del fortalecimiento de las capacidades de integración de sistemas espaciales y dando continuidad al programa FACSAT de la Fuerza Aeroespacial Colombiana (FAC), la misión FACSAT-3 inspirada en el cumplimiento de la visión establecida en el EDAES 2042 [1], busca establecer una constelación de tres satélites, el FACSAT-3A, será el primero y permitirá a la FAC apropiarse de nuevas capacidades como el desarrollo autónomo de las fases 0 - A de una misión espacial, la integración y posterior operación de un microsátélite de hasta 180 kg.

¹². Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma IEEE.

Este estudio examina el diseño y simulaciones desarrolladas para determinar la órbita que debe ocupar la misión satelital FACSAT-3, considerando la misión que la misma desarrollará y se centra en evaluar los accesos, la cobertura y el decaimiento orbital de la misma. Se simularon varias configuraciones orbitales utilizando los programas DRAMA-OSCAR y STK para evaluar su impacto en la vida útil del satélite, resaltando que los resultados denotan el impacto de la inclinación y la excentricidad orbital, en los objetivos de la misión satelital FACSAT-3, de igual manera, se sugieren configuraciones ideales para maximizar la cobertura sobre Colombia mientras se cumple con los estándares internacionales de reducción de desechos espaciales.

Palabras clave: Cobertura satelital, decaimiento orbital, diseño de misiones satelitales, simulación orbital.

Abstract

Within the framework of strengthening space systems integration capabilities and giving continuity to the FACSAT program of the Colombian Aerospace Force (FAC), the FACSAT-3 mission inspired by the fulfillment of the vision established in EDAES 2042 [1], seeks to establish a constellation of three satellites, where FACSAT-3A will be the first of them and will allow the FAC to appropriate new capabilities such as the autonomous development of phases 0 - A of a space mission, the integration and subsequent operation of a microsatellite up to 180 kg.

This study examines the design and simulations developed to determine the orbit that the FACSAT-3 satellite mission should occupy, considering the mission that it will develop and will focus on evaluating its access, coverage and orbital decay. Various orbital adjustments were simulated using the DRAMA-OSCAR and STK programs to evaluate their impact on the useful life of the satellite, highlighting that the results denote the impact of orbital inclination and eccentricity on the objectives of the FACSAT-3 satellite mission, Likewise, ideal configurations are suggested to maximize coverage over Colombia while meeting international space debris reduction standards.

Keywords: orbital decay, orbital simulation, satellite coverage, satellite mission design.

1. Introducción

En los últimos años la Fuerza Aeroespacial Colombiana (FAC), a través del Centro de Investigación y Desarrollo en Tecnologías Aeroespaciales (CITAE), ha logrado avances significativos en el ámbito del desarrollo satelital. Desde el lanzamiento del primer satélite de la FAC, el FACSAT-1 en 2018 que consistió en una nave espacial

de tres unidades (3U), de acuerdo al estándar cubesat para nanosatélites y que fue el primero en ser utilizado para observación terrestre en el país, Colombia ha continuado mejorando su dominio del espacio con diversos hitos como la construcción e inauguración del Centro de Operaciones Espaciales (SPOC) en la ciudad de Cali y con el lanzamiento en el año 2023 del segundo satélite de la fuerza, el FACSAT-2 “SAT-Chiribiquete”, el cual ha mejorado las capacidades de observación terrestre al incorporar una cámara de mayor resolución con capacidades de monitoreo multispectral, así como un espectrómetro diseñado para el análisis de gases de efecto invernadero [2]. Según el plan estratégico CTel 2042, la FAC tiene como objetivo desarrollar y operar una constelación de satélites al año 2042, con el objetivo de aumentar la cobertura y el tiempo de observación y garantizar la soberanía de Colombia [3]. Estos progresos permiten mejorar la gestión ambiental, así como apropiar tecnologías, y desarrollar independencia en el desarrollo misiones espaciales para consolidar a Colombia como un referente regional en el sector espacial [2].

Dados los objetivos mundiales en la conservación de los ecosistemas y la protección del medio ambiente, los satélites presentan una ventaja en la gestión ambiental, pues permiten al ofrecer una visión detallada y continua vigilancia de los cambios en los ecosistemas y recursos naturales. En Colombia, estos avances tecnológicos facilitan el monitoreo de fenómenos como la deforestación o la minería ilegal, y tienen el potencial ser usados para estudiar la degradación del suelo y la calidad del agua, proporcionando datos que permiten la toma de decisiones informadas para la conservación y el manejo de los ecosistemas, así mismo, la capacidad para detectar cambios en la cobertura terrestre y entender los patrones de uso del suelo es esencial para la planificación de políticas ambientales, contribuyendo a la mitigación de los efectos del cambio climático y la protección de la biodiversidad [4].

De igual manera, la integración de sistemas satelitales también mejora la respuesta ante desastres naturales, como inundaciones e incendios forestales, facilitando la evaluación de daños y la implementación de medidas de recuperación [5], estos sistemas fortalecen la capacidad institucional para gestionar emergencias y mejorar la resiliencia de las comunidades, lo cual es un componente clave en la búsqueda de un desarrollo sostenible, dado que el programa FACSAT utiliza tecnologías de teledetección, juega un rol importante en estos esfuerzos, posicionando a Colombia como un actor emergente en la aplicación de tecnologías espaciales para la gobernanza ambiental y la seguridad nacional [4] [6].



Figura 1. Proceso de combinación de espectros para análisis de imágenes satelitales [5]

En referencia al sector defensa, los satélites permiten una vigilancia constante y detallada de actividades militares, infraestructuras críticas y eventos geopolíticos en todo el mundo, donde proveen capacidades avanzadas de monitoreo y recopilación de información, lo cual es crucial para las estrategias de defensa y toma de decisiones en tiempo real. Por ejemplo, los satélites de observación terrestre pueden identificar movimientos de tropas y ubicaciones de equipos militares, así como variar las bandas de espectro en las que operan los sensores utilizados para resaltar temas de interés como se puede observar en la Figura 1, esto brinda una capacidad que para operaciones puede facilitar el anticipar y responder a amenazas potenciales de manera oportuna y eficaz, optimizando de esta manera el uso de los recursos.

Otra ventaja que presentan los sistemas satelitales en este campo es que mejoran la comunicación y el control en entornos hostiles o remotos, asegurando la resiliencia de las operaciones militares y de inteligencia [7] [8], un ejemplo de esto se pudo evidenciar durante la Guerra Fría, en la cual los satélites de reconocimiento desempeñaron un papel fundamental para la seguridad nacional al proporcionar inteligencia crítica sobre las capacidades y movimientos de los adversarios, lo que permitió la toma de decisiones informadas para la prevención de sorpresas estratégicas, proporcionado más del 90 % de la inteligencia estadounidense sobre la Unión Soviética y sus aliados del Pacto de Varsovia [9].

Teniendo en cuenta estas ventajas, se valida la importancia que presentan los satélites para cualquier país y en donde destaca uno de los aspectos más críticos en todo el ciclo de vida de esos sistemas: la selección de la órbita. Se resalta como un factor crítico teniendo en cuenta que la selección de órbita adecuada determina la cobertura geográfica, la frecuencia de revisita sobre los puntos de interés, además permite determinar la duración de la misión (tiempo de vida útil y tiempo de vida orbital), el diseño de sus subsistemas, entre otros. Dependiendo el tipo de misión se seleccionará la altura de la órbita, teniendo en cuenta que las misiones actuales desarrolladas por la FAC, tienen un enfoque a la observación de la tierra se opta por órbitas bajas (LEO) debido a su menor costo de lanzamiento y su capacidad para ofrecer alta resolución en la observación terrestre [2], aun cuando las órbitas de baja altitud sufren mayores tasas de decaimiento debido al incremento del arrastre atmosférico (especialmente en periodos de alta actividad solar) [10], se considera que son las más adecuadas para este tipo de misión.

En el marco de la mecánica orbital requerida para el estudio de las órbitas y la dinámica que el satélite presentará en el espacio, la elección de la inclinación orbital y la excentricidad son parámetros críticos que influyen en la cobertura y en el acceso a regiones específicas como Colombia, para misiones anteriores como el FACSAT-2, la inclinación orbital fue ajustada para maximizar la frecuencia de pasos sobre el territorio colombiano, lo que es esencial para el monitoreo ambiental y la vigilancia estratégica [3], por lo que son parámetros a considerar al momento de proyectar la misión FACSAT-3.

El proceso de selección de la órbita implica la evaluación de múltiples parámetros que incluyen la altitud, la inclinación, la excentricidad y la orientación de la órbita, de acuerdo con la experiencia adquirida deseable que la órbita tenga una excentricidad cercana a cero para minimizar las variaciones en la altitud del perigeo y apogeo, reduciendo así la exposición diferencial al arrastre atmosférico [10]. Como se observa en la Figura 2 se interpreta el decaimiento orbital como un fenómeno clave en la gestión de misiones satelitales, especialmente en LEO, donde los satélites están expuestos a la resistencia atmosférica, que disminuye su velocidad y eventualmente los hace reingresar a la atmósfera terrestre, en este contexto, la radiación solar puede ser utilizada no solo para la mitigación de desechos espaciales, sino también para ajustar la altitud orbital de los satélites activos, ayudando a contrarrestar el arrastre atmosférico que contribuye al reingreso a la atmósfera terrestre [11]; para la misión satelital FACSAT-3, se realizaron simulaciones utilizando herramientas como DRAMA-OSCAR y STK para modelar el comportamiento orbital bajo diferentes configuraciones.

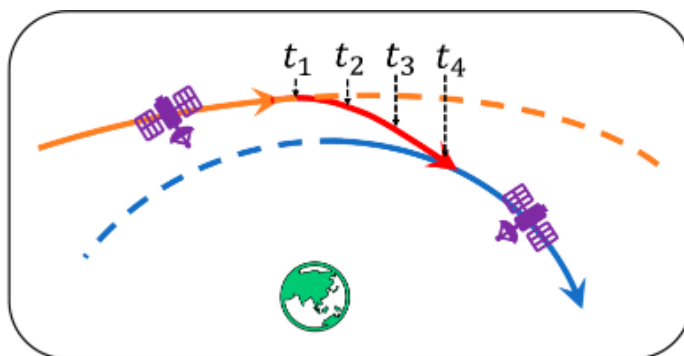


Figura 2. Reingreso de un objeto a la atmósfera terrestre, con respecto al tiempo [12]

Esto es relevante para garantizar la sostenibilidad a largo plazo del entorno espacial, resaltando que se deben cumplir normativas y lineamientos internacionales, específicamente en este contexto las directrices establecidas por el Comité de las Naciones Unidas para el Uso Pacífico del Espacio Ultraterrestre recomiendan prácticas como limitar la liberación de desechos durante las operaciones, minimizar el riesgo de colisiones y desorbitar o retirar objetos al final de su vida útil, estas medidas ayudan a reducir el riesgo de colisiones, protegiendo tanto los satélites operativos como la seguridad en las órbitas terrestres principales dependiendo su altitud, tal como se presenta en la Figura 3, bajas (LEO), medias (MEO) y geoestacionarias (GEO) [13] [14].

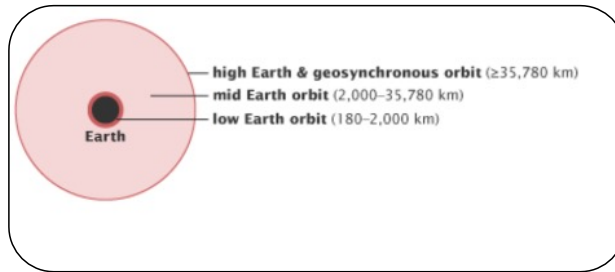


Figura 3. Reingreso de un objeto a la atmósfera terrestre, con respecto al tiempo [12]

Un concepto relevante que se debe tener en cuenta es el de cobertura, para misiones de observación terrestre, comunicación y monitoreo ambiental, debido a su capacidad para proporcionar acceso continuo a regiones específicas y garantizar la recolección de datos en tiempo real. En redes de satélites LEO, la geometría orbital juega un papel determinante en la cobertura y accesibilidad, especialmente en constelaciones diseñadas para ofrecer cobertura global [15], como se ha mencionado la capacidad de los satélites para cubrir amplias áreas y proporcionar datos precisos y actualizados es relevante ya que facilita la identificación de cambios en la cobertura terrestre mediante la integración con sistemas de teledetección y GPS, lo que mejora la eficiencia y precisión en la clasificación del suelo y otros elementos observados [16], estos enfoques optimizan la planificación y ejecución de misiones satelitales, asegurando que las necesidades operativas y los objetivos estratégicos se cumplan de manera efectiva al garantizar que la trayectoria del satélite, el área cubierta y el tiempo de operación sobre la zona requerida cumple los requerimientos de la misión.

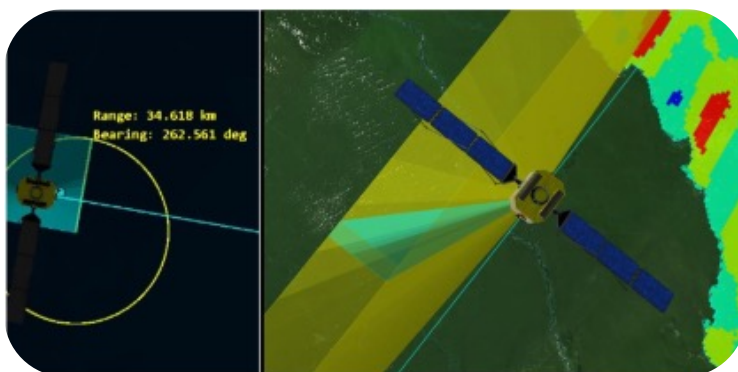


Figura 4. Ejemplo trazo de cobertura de un sensor de observación de la tierra

2. Metodología

Para el desarrollo metodológico como se puede observar en la Figura 5, se consideran tanto las necesidades operativas de la misión como la integración de manera sistemática de requisitos tanto de usuarios y operadores, con las restricciones técnicas de la misión [17], por ejemplo, las impuestas por la carga útil y las capacidades de comunicación del satélite. Para estructurar la selección de la órbita, se desarrolló una estrategia que convirtió los requisitos de misión y las restricciones de carga útil y comunicaciones en variables de diseño y, posteriormente, en parámetros orbitales. Estos parámetros incluyen variables como el tipo de órbita, la altitud, la inclinación, la excentricidad dado que determina la forma de la órbita dependiendo de los objetivos de la misión [18] y otros factores críticos que afectan la cobertura, la revisita y la vida útil del satélite. Cada uno de estos parámetros se analiza en función de su impacto en los objetivos de la misión y se seleccionan en función de su capacidad para cumplir con los requisitos definidos.



Figura 5. Estructura metodológica

Para estructurar la selección de la órbita, se desarrolló una estrategia que convirtió los requisitos de misión y las restricciones de carga útil y comunicaciones en variables de diseño, para que posteriormente en parámetros orbitales, estos parámetros incluyen variables como el tipo de órbita, la altitud, la inclinación, la excentricidad, entre otros, esto determina la forma de la órbita de acuerdo a los objetivos de la misión [18] y otros factores críticos que afectan la cobertura, la revisita y la vida útil del satélite; cada uno de estos parámetros se analiza en función de su impacto a los objetivos de la misión y se seleccionan en función de su capacidad para cumplir con los requisitos definidos.

Se consideró la integración con requisitos operacionales, como la frecuencia de revisita y la cobertura geográfica, dado que establecen la capacidad del satélite para cumplir con sus objetivos de monitoreo y vigilancia [19] [20]. Por otro lado, se analizaron limitaciones técnicas, como el peso del sistema y la capacidad de comunicación, dado que imponen restricciones adicionales que deben ser consideradas en la selección de la órbita, por ejemplo, la elección de una órbita baja puede mejorar la resolución de las imágenes, pero aumenta el impacto del arrastre

atmosférico, afectando la vida útil del satélite, por lo que se debe encontrar un equilibrio que maximice los beneficios operacionales mientras se mantienen dentro de las restricciones técnicas del sistema [21].

Entre los parámetros orbitales evaluados la elección del tipo de órbita (ya sea inclinada o heliosincrónica) y la altitud juegan roles cruciales al determinar la cobertura regional [22].

- La altitud influye directamente en la resolución de las imágenes y la eficiencia de las comunicaciones.
- La inclinación afecta la distribución de la cobertura a lo largo de las latitudes de interés en el planeta, como en este caso las correspondientes al territorio colombiano.

El proceso de selección considera, además, la excentricidad de la órbita y el argumento del perigeo para asegurar una trayectoria estable y uniforme, lo que es importante para la cobertura y la vida útil del satélite, de igual manera, se evalúan los parámetros relacionados con los sistemas de sensores, como el ángulo offset-nadir que determina la cobertura total deseada para áreas específicas.

Para la realización de las simulaciones se utilizó el propagador de órbita SGP4 (Simplified General Perturbations 4) que es un algoritmo utilizado para predecir la posición y velocidad de satélites en órbita, basándose en elementos orbitales proporcionados por archivos TLE (Two-Line Elements), este modelo considera diversas perturbaciones como la no esfericidad de la Tierra y el arrastre atmosférico, es ampliamente utilizado debido a su precisión en la predicción a corto plazo de trayectorias orbitales; este se ha aplicado comúnmente en plataformas como Software Defined Radio (SDR) para mejorar las comunicaciones y seguimiento de satélites, tal como se describe en los estudios sobre algoritmos de conformación de haz y aplicaciones en plataformas de visualización de satélites [23] [24].

Finalmente, los resultados de las simulaciones son analizados y contrastados con los criterios de selección definidos, permitiendo la elección de la órbita que mejor se alinee con los objetivos y limitaciones de la misión, este enfoque sistemático asegura que la selección de la órbita no solo cumpla con los requisitos técnicos, sino que también optimice el rendimiento y la sostenibilidad de la misión satelital a largo plazo.

3. Desarrollo

En el diseño de las simulaciones se usaron herramientas avanzadas de simulación para modelar el comportamiento orbital y evaluar cómo las configuraciones afectan la cobertura, accesos y decaimiento orbital usando los programas DRAMA-OSCAR y STK, que son reconocidos en la industria aeroespacial por su capacidad para simular

escenarios orbitales y analizar las variables que influyen en la operatividad y vida útil de los satélites.

- El Systems Tool Kit (STK) es una herramienta de simulación y análisis desarrollada por Analytical Graphics, Inc. (AGI), utilizada para la planificación y evaluación de misiones satelitales. STK permite modelar trayectorias, analizar accesos, evaluar la cobertura y predecir el comportamiento orbital de satélites bajo diversas condiciones operativas y ambientales, esta plataforma puede simular escenarios complejos que incluyen la interacción del satélite con estaciones terrestres, para la evaluación de accesos y la cobertura sobre áreas específicas de interés, también incorpora algoritmos avanzados para calcular las perturbaciones en la órbita debidas a factores como el arrastre atmosférico y la radiación solar, aspectos críticos en el análisis del decaimiento orbital y la vida útil de una misión [25] [26].
- El DRAMA-OSCAR (Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis - Orbital Spacecraft Active Removal) es una herramienta desarrollada por la Agencia Espacial Europea (ESA) que se utiliza para analizar la evolución de las órbitas de satélites y evaluar escenarios de decaimiento orbital. La herramienta permite modelar el comportamiento de satélites bajo diferentes condiciones ambientales y operativas, como la actividad solar (ver Figura 6) y geomagnética [27]; DRAMA-OSCAR es útil para evaluar el cumplimiento de las políticas de mitigación de desechos espaciales (25 años para órbitas bajas), al calcular la vida residual de una órbita considerando múltiples perturbaciones como el arrastre atmosférico, la atracción gravitacional lunar y solar, y la presión de radiación solar [28], se utiliza ampliamente para realizar simulaciones detalladas de reentrada basadas en datos de elementos de dos líneas (TLE), al modelar con asertividad la densidad atmosférica y la actividad solar para mejorar la precisión de las predicciones de reentrada [29].

Se hace uso de estos softwares, buscando reducir la inexactitud para modelar las perturbaciones orbitales, lo que puede llevar a sesgos significativos en la interpretación datos simulados, aun cuando los errores en las determinaciones orbita no pueden ser totalmente eliminados [30].

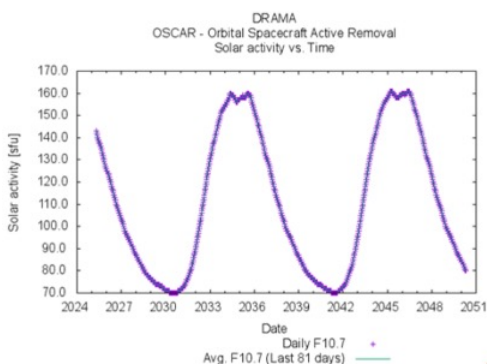


Figura 6. Simulación flujo de actividad solar DRAMA desde el 2024 al 2051

3.1. Evaluación de Accesos

Se llevaron a cabo simulaciones utilizando el propagador SGP4, que se ejecutaron durante un periodo de un año con un paso de simulación de 30 segundos, evaluando inclinaciones orbitales a una altitud fija de 530 km, enfocándose en la evaluación de accesos y cobertura como se observa en la Figura 7 a cinco estaciones terrenas en Colombia: Cali, Bogotá, La Jagua, Barranquilla y San Andrés; los criterios para evaluar cada órbita incluyeron: número de accesos por día, duración promedio de los accesos, y tiempos de revisita sobre las áreas de interés.

Las condiciones mínimas de acceso establecidas fueron una elevación de 10° y un tiempo de comunicación no menor a 5 minutos, los resultados permitieron comparar la efectividad de cada plano orbital en cuanto a la capacidad de comunicación continua sobre Colombia.



Figura 7. Distribución estaciones terrenas para simulación

Se observaron variaciones significativas en la cantidad de accesos según la inclinación orbital seleccionada de acuerdo a las Tabla 1 y Tabla 2, donde las órbitas de baja inclinación (alrededor de 16°) proporcionaron una mayor cantidad de pases diarios sobre las estaciones terrenas, lo cual es beneficioso para aplicaciones de monitoreo continuo; en contraste, las órbitas con inclinación de 97° mostraron una frecuencia menor de accesos, pero ofrecieron una mayor cobertura global, alineándose con los objetivos de proporcionar observación constante sobre el territorio colombiano y zonas circundantes.

Tabla 1. *Análisis de accesos estación terrena en Cali para órbita de 16°*

GS_CLO-FACSAT3-16°_530km_5min	
Total number of passes:	2939 pass
Total duration	1249866,128 s
Average no. Of access per day:	8,046543463 pass/day
Average access per day:	57,03244937 min
Average duration	425,2691827 s
Maximum duration	492,97 s
Minimum duration	300,038 s
Average revisit time	7754,82 s
Average revisit time	2,154115848 h

Tabla 2. *Análisis de accesos estación terrena en Cali para orbita de 97°*

GS_CLO-FACSAT3-97°_530km_5min	
Total number of passes:	690 pass
Total duration	283532,708 s
Average no. Of access per day:	1,889117043 pass/day
Average access per day:	12,93783746 min
Average duration	410,9169681 s
Maximum duration	458,787 s
Minimum duration	300,848 s
Average revisit time	34239,04 s
Average revisit time	9,5108437 h

3.2. Análisis de Cobertura

La cobertura determina la capacidad del satélite para monitorear eficazmente las áreas de interés en Colombia, como se observa en la Figura 8 y Figura 9 mediante las simulaciones, se evaluó cómo diferentes configuraciones de altitud e inclinación afectan la cobertura terrestre. Se observó que las órbitas con inclinaciones más bajas presentaron una cobertura más localizada y una mayor densidad de pases sobre áreas específicas, mientras que las órbitas heliosincrónicas ofrecieron una cobertura más uniforme a lo largo de diversas latitudes.

En términos de altitud, se priorizó una configuración de 530 km dado que, en altitudes por debajo de 700 km, se pueden usar sensores ópticos que permiten una resolución óptima para posibles cámaras a bordo del satélite, teniendo en cuenta requerimientos de imágenes de alta precisión las enfocadas en la vigilancia de la deforestación y la identificación de cambios en la cobertura del suelo.

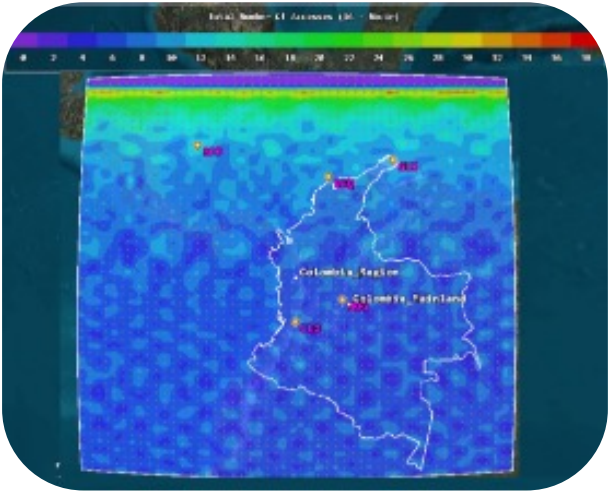


Figura 8. Análisis de cobertura de un sensor óptico en un satélite con una órbita de 16° de inclinación en un año

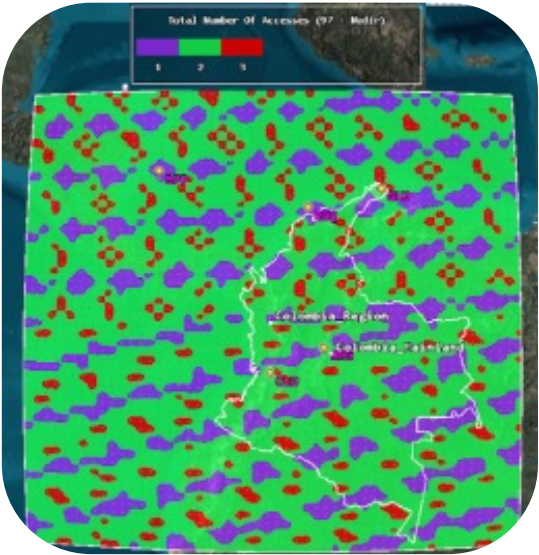


Figura 9. Análisis de cobertura de un sensor óptico en un satélite con una órbita de 97° de inclinación en un año

Se definió como región de estudio el territorio colombiano y su extensión, delimitada por las coordenadas 66°E-85°E y 4.5°S-16.5°N, el objetivo fue evaluar la cobertura operativa diurna (con luz solar directa) para distintos planos orbitales y donde se simularon sensores con un campo de visión rectangular para dos tipos de coberturas: Nadir (visión perpendicular al suelo con una cobertura de 52 x 10 km) y Oblicuo (visión angular con una cobertura ampliada de 139.5 x 10 km); para la malla de simulación se estableció una resolución de 50 km y se consideró una masa estimada del satélite de 150 kg con un momento de inercia de 200 kg·m².

3.3. Decaimiento Orbital y Vida Útil

Las simulaciones consideraron diferentes variables incluyendo el coeficiente de arrastre (Cd) y de reflectividad solar (Cr), la altitud y la inclinación orbital, la excentricidad, la masa del satélite y las áreas de arrastre / exposición solar. Para el desarrollo del análisis, se emplearon diferentes modelos estructurales del FACSAT-3, variando las dimensiones y el área de arrastre expuesta como se observa un ejemplo en la Figura 10, en las simulaciones con DRAMA-OSCAR, se consideraron modelos con menor y mayor área de arrastre, obteniendo como resultado que los modelos con menor área de arrastre mostraron una mayor resistencia al decaimiento orbital, mientras que los modelos con áreas mayores presentaron tiempos de vida útil reducidos debido al incremento en la resistencia atmosférica.

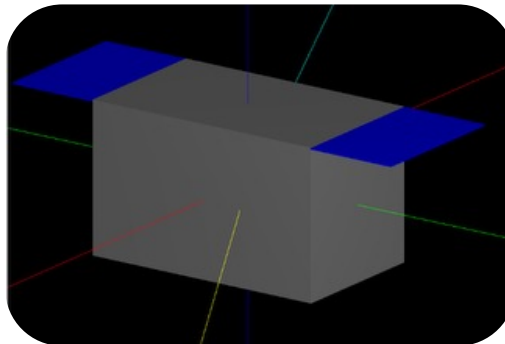


Figura 10. Modelo área 1.4268 m² en DRAMA

4. Resultados

4.1. Análisis de Accesos y Cobertura

Se observó que las órbitas de baja inclinación mostraron un mayor número de accesos diarios a las estaciones terrenas, especialmente en aquellas ubicadas en el sur del país como Cali y Bogotá. La órbita de 10°, por ejemplo, proporcionó un promedio de 11 pases diarios en Cali, con una duración promedio de acceso de 7 minutos, lo que la hace ideal para comunicaciones frecuentes y de corta latencia, sin embargo, esta órbita

mostró limitaciones en la cobertura de estaciones más al norte, como Barranquilla y San Andrés, debido a su trayectoria más ecuatorial.

La órbita de 16° , aunque con un promedio ligeramente inferior de accesos (alrededor de 9 en Cali), logró un mejor balance de cobertura en todas las estaciones terrenas, con una distribución más uniforme de accesos y visitas, lo que es importante para aplicaciones que requieren monitoreo nacional continuo, esta inclinación ofreció también un tiempo de visita razonable de aproximadamente 90 minutos.

Por otro lado, las órbitas con inclinaciones más altas presentaron el menor número de accesos diarios, con un promedio de 3 a 4 pases en la mayoría de las estaciones, y tiempos de visita superiores a 180 minutos, estas configuraciones son menos efectivas para misiones que requieren alta frecuencia de accesos, aunque ofrecen ventajas en la cobertura global y la estabilidad a largo plazo en términos de decaimiento orbital.

4.2. Evaluación del Decaimiento Orbital

Las simulaciones mostraron que las órbitas de 97° de inclinación presentan una vida útil significativamente mayor en comparación con las de 16° , lo cual se puede atribuir a la menor densidad atmosférica en esas altitudes y a una distribución más equilibrada de las perturbaciones debidas a la radiación solar y la gravedad terrestre.

5. Conclusiones

Este trabajo sienta las bases para los próximos pasos en la planificación detallada y la preparación de la misión, asegurando que todas las variables críticas sean consideradas y optimizadas antes del lanzamiento, es necesario continuar con simulaciones detalladas y ajustes iterativos de los parámetros orbitales para afinar la configuración final.

Los resultados preliminares obtenidos de las simulaciones con STK y DRAMA-OS-CAR indican que la selección de una órbita heliosincrónica con inclinación de 97° y altitud de 530 km permite una cobertura uniforme del territorio colombiano y prolonga la durabilidad del satélite frente al decaimiento orbital debido al arrastre atmosférico. Las órbitas de menor inclinación como la de 16° y 530 km ofrecen una mayor frecuencia de accesos, pero su vida útil se ve significativamente reducida, lo que podría requerir la implementación de sistemas de propulsión en el satélite para garantizar la operatividad de la misión a largo plazo.

Los resultados obtenidos en el análisis de las configuraciones estructurales y los parámetros de misión indicaron que, ajustes en la orientación del satélite para minimizar el área de arrastre pueden prolongar significativamente la vida útil del mismo, de igual manera las simulaciones sugieren que una gestión activa de la órbita, como maniobras

de ajuste periódico, podría mitigar los efectos del decaimiento, asegurando una operación continua y eficaz de un satélite.

6. Referencias bibliográficas

- [1] Fuerza Aérea Colombiana, «Estrategia para el Desarrollo Aéreo y Espacial de la Fuerza Aérea Colombiana 2042,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.fac.mil.co/es/edaesfac2042>.
- [2] J. E. M. G., «FACSAT: Conception as a cyber-physical system for satellite observation of the Earth: Automated mission planning and scheduling,» 2023. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/370629983_FACSAT_Conception_as_a_cyber-physical_system_for_satellite_observation_of_the_Earth_Automated_mission_planning_and_scheduling.
- [3] D. A. D. Álvarez, «Apoyo al Diseño de la Misión FACSAT-3, CITAE - Fuerza Aeroespacial Colombiana,» 2023. [En línea]. Available: <https://bibliotecadigital.udea.edu.co/handle/10495/40701>.
- [4] D. H. Capcha, «Gestión ambiental en América Latina 2023- Estudio de revisión,» 2023. [En línea]. Available: <https://rclimatol.eu/wp-content/uploads/2023/08/Articulo-CS23-Dina.pdf>.
- [5] A. R. González, «Contenido y calidad de las imágenes de observación terrestre,» 2013. [En línea]. Available: <https://dialnet.unirioja.es/servlet/articulo?codigo=4813530>.
- [6] J. M. Cardenas, «FACSAT II y FACSAT III programa de desarrollo espacial,» 2022. [En línea]. Available: *Fuerza Aérea Colombiana Revista Aeronáutica*, vol.306, pp. 11–13, 2022.
- [7] N/A, «Small Satellite Constellations: National Security Implications,» 2020. [En línea]. Available: https://link.springer.com/referenceworkentry/10.1007/978-3-030-36308-6_52.
- [8] R. J. Zelnio, «Whose jurisdiction over the US commercial satellite industry? Factors affecting international security and competition,» 2007. [En línea]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0265964607000926>.

-
- [9] A. Bateman, «Technological Wonder and Strategic Vulnerability: Satellite Reconnaissance and American National Security during the Cold War,» 2020. [En línea]. Available: <https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/08850607.2019.1703926>.
- [10] L. H. d. I. Santos, «Análisis de los modos de fallo del sistema de gestión de energía de un CubesAt,» 2021. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/profile/Miguel-Aybar/publication/357235655_Analisis_de_los_modos_de_fallo_del_sistema_de_gestion_de_energia_de_un_Cubesat/links/61cb233fb6b5667157ae53e2/Analisis-de-los-modos-de-fallo-del-sistema-de-gestion-de-energia-de-un-Cu.
- [11] C. Sandu, «SOLAR-GRAVITATIONAL SYSTEM FOR DEORBITING SPACE DEBRIS AND REENTRY IN EARTH'S ATMOSPHERE AND ACCELERATING ACTIVE SATELLITES FOR ORBIT REESTABLISHMENT,» 2018. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/325597671_SOLAR-GRAVITATIONAL_SYSTEM_FOR_DEORBITING_SPACE_DEBRIS_AND_REENTRY_IN_EARTH%27S_ATMOSPHERE_AND_ACCELERATING_ACTIVE_SATELLITES_FOR_ORBIT_REESTABLISHMENT.
- [12] Z. Qin, «BDS Orbit Maneuver Detection Based on Epoch-Updated Orbits Estimated by SRIF,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.mdpi.com/2072-4292/15/10/2558>.
- [13] U. NATIONS, «Space Debris Mitigation Guidelines of the Committee,» 2010. [En línea]. Available: https://www.unoosa.org/pdf/publications/st_space_49E.pdf.
- [14] J. A. Delgado, «Determination of an Operational Orbit for the FACSAT 2 Earth Observation Satellite Mission,» 2023. [En línea]. Available: <https://revistas.javeriana.edu.co/index.php/iyu/article/view/36271/29824>.
- [15] J. Lee, «Coverage Analysis of LEO Satellite Downlink Networks: Orbit Geometry Dependent Approach,» 2022. [En línea]. Available: <https://arxiv.org/abs/2206.09382>.
- [16] G. Rajmohan, «Revamping land coverage analysis using aerial satellite image mapping,» 2021. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/340278925_Revamping_land_coverage_analysis_using_aerial_satellite_image_mapping.
- [17] E. Gadzo, «Requirements Engineering Process for SeRANIS, a small satellite mission,» 2022. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/364997244_Requirements_Engineering_Process_for_SeRANIS_a_small_satellite_mission.

-
- [18] S. Khochfar, «Orbital parameters of merging dark matter halos,» 2006. [En línea]. Available: <https://www.aanda.org/articles/aa/abs/2006/02/aa3241-05/aa3241-05.html>.
- [19] J. M. Johnston, «Development of the User Requirements for the Canadian WildFireSat Satellite Mission,» 2020. [En línea]. Available: <https://www.mdpi.com/1424-8220/20/18/5081>.
- [20] P. Sengupta, «Satellite Orbit Design and Maintenance for Terrestrial Coverage,» 2020. [En línea]. Available: <http://www.aerospace-engineering.net/research/publications/2010/SenguptaOrbit2010.pdf>.
- [21] D. a. N. M. A. P. f. S. Satellites, «Lee Jasper,» 2018. [En línea]. Available: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=4243&context=smallsat>.
- [22] Lücking, C., Colombo, C., & McInnes, C. R. (2012). A passive satellite deorbiting strategy for medium earth orbit using solar radiation pressure and the J2 effect. *Acta Astronautica*, 77, 197-206.
- [23] A. Antón, «Estudio de Algoritmos de Conformación sobre Test-Bed para seguimiento de Satélites LEO,» 2008. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/44911135_Estudio_de_algoritmos_de_conformacion_sobre_Test-Bed_para_seguimiento_de_satelites_LEO.
- [24] J. T. Ruiz, «Diseño de Web App para la visualización de satélites,» 2022. [En línea]. Available: <https://upcommons.upc.edu/handle/2117/376901>.
- [25] M. Aimacaña, «Propuesta metodológica para el análisis del balance de enlace del canal de comunicación del satélite SECOT para la determinación de las características técnicas del transceptor de la estación terrena COTOPAXI y del satélite,» 2017. [En línea]. Available: <https://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/17407>.
- [26] Y. M. Gao, «Research on Integrated Simulation of Space Robot Mission,» 2014. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/286917340_Research_on_Integrated_Simulation_of_Space_Robot_Mission.
- [27] T. Flohrer, «Probabilistic Orbit Lifetime Assessment with OSCAR,» 2016. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/340278925_Revamping_land_coverage_analysis_using_aerial_satellite_image_mapping.
- [28] J. E. Cheese, «Orbital Spacecraft Active Removal,» 2012. [En línea]. Available: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.IAC-04-IAA.5.12.3.05>.

[29] A. Infante, «ERS-2 Reentry Analysis with DRAMA,» 2024. [En línea]. Available: https://www.researchgate.net/publication/379033510_ERS-2_Reentry_Analysis_with_DRAMA.

[30] N. Ya'acob1, «Mitigation of Space Radiation Effects on Satellites at Low Earth Orbit (LEO),» 2016. [En línea]. Available: <https://ieeexplore.ieee.org/document/7893545>.

Capítulo 6.

Desafíos de Ciberseguridad en Sistemas Satelitales y su Impacto en la Misión FACSAT-2¹³

MY. Javier E. Méndez Gómez

Msc. Telecomunicaciones Móviles

Centro de Investigación y Desarrollo en Tecnologías Aeroespaciales – CITAE

Código ORCID: 0000-0002-2410-5400

javier.mendez@fac.mil.co

Resumen

Al igual que otros sistemas en tierra, los satélites adolecen de fallas de seguridad y son vulnerables a ser atacados y comprometer su normal funcionamiento. Por ello, la seguridad de pequeñas plataformas satelitales contra los ciberataques plantea retos únicos en el ámbito espacial dado que no hay estándares de seguridad obligatorios que deban cumplirse antes de su lanzamiento, propiciando que los aspectos de ciberseguridad de un CubeSat no sean una prioridad en la fase de diseño y posterior producción, lo que da lugar a vulnerabilidades evidentes.

Sin embargo, en sistemas duales con aplicaciones en el ámbito civil y militar como es el caso de la plataforma CubeSat FACSAT-2, se planteó el reto de proteger en cierta medida los datos generados por las cargas útiles a bordo del satélite, aspecto enfocado principalmente en garantizar la confidencialidad, integridad y autenticidad de la información, mediante la aplicación de técnicas de cifrado de datos que pudieran ejecutarse en sistemas embebidos y contribuyeran a mitigar parte de los riesgos de seguridad existentes en pequeños satélites.

Este trabajo presenta una breve descripción de la arquitectura de la misión satelital FACSAT2. Plantea el escenario y posibles amenazas a las que se exponen los distintos segmentos de un sistema satelital, y propone una metodología para determinar el impacto de la materialización de estos vectores en una misión de observación de la Tierra. Establece los estándares aplicables para el uso de herramientas tendientes a garantizar la confidencialidad de la información en misiones satelitales de acuerdo a recomendaciones del Comité Consultivo de Sistemas de Datos Espaciales, la forma en que se adoptaron para el caso específico de FACSAT-2, la definición de los requerimientos e implementación de los algoritmos del Estándar de Cifrado Avanzado y su respectivo despliegue para la fase de pruebas en la plataforma hardware, logrando cifrar archivos binarios correspondientes a imágenes de laboratorio captadas por la cámara multispectral MultiScape100 y firmas espectrales del espectrómetro Argus 2000.

13. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma IEEE.

Palabras clave: cifrado, criptografía, CubeSat, observación de la tierra, sistema embebido.

Abstract

Like other ground-based systems, satellites suffer from security gaps and are vulnerable to attack and compromise their normal operation. Thus, securing small satellite platforms against cyber-attacks poses unique challenges in the space domain given that there are no mandatory security standards that must be met prior to launch, leading to the cybersecurity aspects of a CubeSat not being a priority in the design and subsequent production phase, resulting in glaring vulnerabilities.

However, in dual systems with civil and military applications, such as the CubeSat FACSAT 2 platform, the challenge of protecting the data generated by the payloads on board the satellite to a certain extent arose, mainly focused on guaranteeing the confidentiality, integrity and authenticity of the information by applying data encryption techniques that could be executed in embedded systems and contribute to mitigate some of the security risks existing in small satellites.

This paper presents a brief description of the FACSAT2 satellite mission architecture. It presents the scenario and possible threats to which the different segments of a satellite system are exposed and proposes a methodology to determine the impact of the materialization of these vectors on an Earth observation mission. It establishes the applicable standards for the use of tools to guarantee the confidentiality of information in satellite missions in accordance with the recommendations of the Consultative Committee for Spatial Data Systems, the way in which they were adopted for the specific case of FACSAT-2, the definition of the requirements and implementation of the algorithms of the Advanced Encryption Standard and their respective deployment for the testing phase on the hardware platform, managing to encrypt binary files corresponding to laboratory images captured by the MultiScape100 multispectral camera and spectral signatures of the Argus 2000 spectrometer.

Keywords: CubeSat, Earth observation, cryptography, encryption, embedded system.

1. Introducción

Actualmente el espacio es un dominio cambiante en el que confluyen combinación de innovaciones en informática, nuevas tecnologías en desarrollo de componentes electrónicos, diversidad de sistemas de lanzamiento y otros factores, que en su conjunto han disminuido los costos de producción de sistemas satelitales y han democratizado el acceso a estos sistemas por parte de muchos países, incluido Colombia.

La miniaturización del hardware y la disminución de exigencias en cuanto al consumo de potencia, hacen viables satélites cada vez más complejos y ligeros. Esto ha dado lugar a la aparición de pequeños satélites, una amplia gama de dispositivos de menos de 500 kg, muchos de los cuales pesan menos de 1 kg, que han permitido a los nuevos participantes del ecosistema espacial aceptar mayores riesgos técnicos y comerciales en sus iniciativas de acceso al espacio.

Hoy día, más de 5000 satélites operativos orbitan alrededor de la Tierra, representando un mercado de más de 150.000 millones de dólares anuales [1], [2]. Soportan una amplia gama de servicios esenciales entre los que destacan más de 10 TB/Sg de capacidad global de internet, emisiones de medios de comunicación para millones de usuarios, terabytes diarios de datos de observación de la Tierra y servicios de precisión para el posicionamiento y navegación global [2]. Alrededor del 40% de los satélites operativos se utilizan para aplicaciones comerciales y el 30% apoya una mezcla de operaciones gubernamentales civiles y militares [3]. El resto se dedica a misiones mixtas de teledetección, meteorología y navegación [3]. Su importancia en el tiempo no hará más que aumentar, se prevé que para el año 2035 la banda ancha por satélite supere los 100 TB/Sg a nivel mundial, y el valor directo de la industria superará el medio billón de dólares anuales [2].

A medida que la escala y el contenido de las misiones espaciales evolucionan, garantizar la seguridad de estos sistemas contra los ciberataques resultará vital para un desarrollo sostenido. Sin embargo, la vulnerabilidad de los satélites y otros activos espaciales a los ciberataques suele pasarse por alto en los debates más amplios sobre las ciberamenazas a las infraestructuras nacionales críticas, hecho que constituye un fallo importante si se tiene en cuenta que la sociedad depende cada vez más de las tecnologías satelitales para el desarrollo de sus actividades cotidianas [4].

Por las razones expuestas, la Fuerza Aérea Colombiana (FAC) como parte del desarrollo de su programa espacial, específicamente en la misión satelital FACSAT-2 decidió considerar aspectos relativos a la seguridad de la información generada por las cargas útiles del satélite y su transmisión a la estación terrena, factor que motivó el enfoque del presente trabajo.

2. Metodología

2.1. Misión Satelital FACSAT-2

FACSAT-2 es un CubeSat de 6U con un peso aproximado de 10 kg y unas dimensiones de 10D x 20W x 30L cm. La Figura 1 muestra la estructura y distribución interna de sus componentes. Dispone de dos cargas útiles para dos misiones diferentes, la observación de la Tierra y la adquisición de firmas espectrales para el análisis de gases de efecto invernadero [5].

El objetivo de observación de la Tierra de FACSAT-2 se cumple mediante un sensor óptico de imágenes multiespectral con múltiples aplicaciones después de un nivel de post-procesamiento, el uso de las bandas visual (RGB) e infrarrojo cercano (NIR) permiten el desarrollo de algoritmos específicos para la generación de un portafolio variado de productos. El tipo de sensor integrado al bus satelital fue seleccionado específicamente para operar en órbita terrestre baja (LEO) entre 500 y 600 km, permitiendo la mejor resolución de la cámara y el espectrómetro.

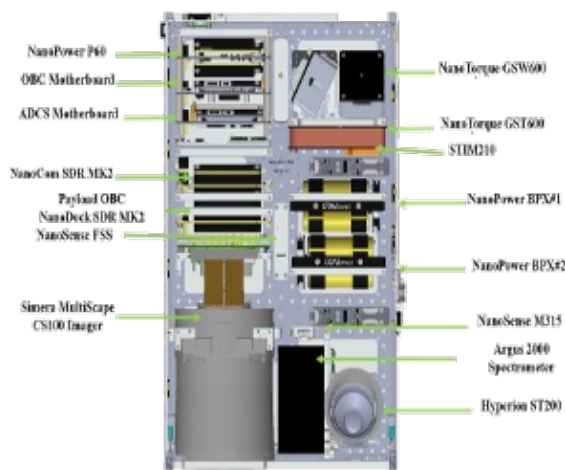


Figura 1. Estructura y distribución de componentes de FACSAT-2

La carga útil principal del FACSAT-2 es una cámara multiespectral SIMERA MultiScape100 CIS, se basa en un sensor de imágenes CMOS y un filtro multiespectral de 8 bandas en el rango espectral visible e infrarrojo cercano (VNIR) capaz de proporcionar imágenes de barrido lineal continuo hasta en 8 bandas espectrales, cada una con integración de retardo de tiempo digital (dTDI). La óptica del sensor tiene un gran diámetro de apertura y una larga distancia focal dentro de un factor de forma compacto, lo que da como resultado una distancia de muestreo en tierra (GSD) de 4,75 m a una altitud de órbita de 500 km [6].

Como carga útil secundaria, el FACSAT-2 cuenta con un espectrómetro infrarrojo THOTH Argus 2000 que opera en la banda del infrarrojo cercano de 1000 a 1700 nm. El dispositivo utiliza como detectores un conjunto de fotodiodos de arseniuro de galio lineal (InGaAs) de alta eficiencia cuántica que se enfrían activamente, los cuales están en capacidad de detectar la radiación emitida por una superficie de 1.5 km² suponiendo una altura de órbita de 600 km [7].

2.2. Arquitectura del sistema

De acuerdo con lo establecido por la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), la arquitectura básica de un sistema satelital permite distinguir tres segmentos de carácter ineludible: el segmento espacial, el segmento de control terrestre y el segmento de usuario [8]. Homologando esta arquitectura para la misión satelital FACSAT-2, el CubeSat que integra las dos cargas útiles y demás subsistemas constituye el segmento espacial; el segmento de control terrestre lo conforman la estación terrena y toda la capacidad instalada en el centro de operaciones ubicado en la ciudad de Cali en las instalaciones del Centro de Operaciones Espaciales de la FAC (SpOC); el segmento de usuario agrupa a todas las entidades que potencialmente puedan emplear los productos generados a partir del registro de datos con las cargas útiles del segmento espacial y que se controlan por la FAC haciendo uso de todas las prestaciones que integra el segmento terrestre. En la Figura 2 se muestra de forma general la arquitectura del sistema.

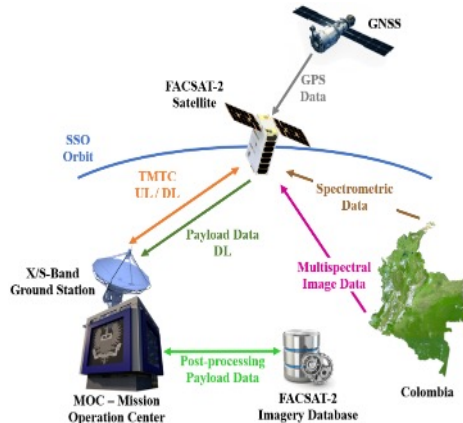


Figura 2. *Arquitectura general misión satelital FACSAT-2*

2.3. Panorama de amenazas emergentes a sistemas satelitales

A medida que aumenta el uso de los activos espaciales, el entorno de amenazas al que se enfrentan también evoluciona. Históricamente, los sistemas satelitales se han beneficiado de una especie de “seguridad a través de la oscuridad”, por la complejidad del sistema y los costos de los equipos que hacen parte del mismo, que generan una disuasión creíble a un gran número de potenciales adversarios, excepto a los que tienen mayor conocimiento sobre esta tecnología y cuentan con herramientas más sofisticadas. Los efectos combinados de los componentes Commercial off-the-shelf (COTS) y las constelaciones con gran número de satélites idénticos, propician condiciones para que esta diversidad y complejidad de implementación sea poco probable que perdure.

La motivación general para afectar un sistema satelital está bien estudiada y es intuitiva. En un contexto militar, los sistemas espaciales sustentan las capacidades de Mando, Control, Comunicaciones, Informática, Inteligencia, Vigilancia y Reconocimiento (C4ISR) [9], [10]. Los adversarios que buscan equilibrar capacidades en el teatro de operaciones de su contraparte tienen fuertes incentivos para socavar estas capacidades con acciones que buscan degradar los sistemas espaciales [11]. Por su parte, en el ámbito civil, muchas de las actividades cotidianas se soportan en servicios esenciales que proveen los satélites de comunicaciones, navegación, meteorología, observación terrestre y otros, razón por la cual los atacantes motivados por la perturbación de la sociedad pueden ver los satélites como atractivos puntos de fallo únicos en infraestructuras críticas [12].

En lo que respecta a los posibles atacantes, Chatham House, un destacado centro de pensamiento político del Reino Unido, clasifica a los actores de las amenazas en cuatro grandes categorías: Estados que buscan ventajas militares, grupos criminales organizados para obtener beneficios económicos, grupos terroristas que buscan reconocimiento y hackers independientes que demuestran sus habilidades en esta materia [2]. Esta clasificación puede complementarse con la lista de actores de amenazas identificados por el Comité Consultivo de Sistemas de Datos Espaciales (CCSDS), que añade: agencias internacionales de inteligencia, activistas políticos, competidores comerciales, personal perteneciente a la organización y socios comerciales [13]. Autores independientes de los ámbitos de la estrategia militar y la ciencia espacial civil han sugerido además amenazas a la cadena de suministro por parte de los fabricantes de componentes [14], [15].

Motivados por esta situación diversas organizaciones han desarrollado iniciativas que incluyen la publicación de una serie de normas y recomendaciones en relación con la ciberseguridad en el ámbito espacial, como referencia de ello se tienen las instrucciones emitidas por el Comité de Sistemas de Seguridad Nacional (CNSS) de Estados Unidos contenidas en el documento CNSSI No. 1200 [16], para orientar la implementación y aplicación de la “Política Nacional de Seguridad de la Información para los Sistemas Espaciales utilizados en Apoyo a las Misiones de Seguridad Nacional”; el Instituto Nacional de Estándares y Tecnología (NITS) en el reporte NISTIR 8270 [17] “Introducción a la Ciberseguridad para la Operación de Satélites Comerciales”, proporciona una introducción general a la gestión de los riesgos de ciberseguridad para la industria de los satélites comerciales; la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (NASA) en el estándar técnico NASA-STD-1006A [18] “Estándar de Protección de Sistemas Espaciales”, establece las medidas de seguridad que adopta la organización para tratar de que sus sistemas espaciales sean más seguros y resilientes. En este mismo sentido, pero con una aplicabilidad más general el CCSDS presenta una serie de recomendaciones que pueden ser aplicadas a distintos tipos de misiones satelitales.

Teniendo en cuenta que la metodología de diseño de misión para FACSAT-2 está alineada con el estándar propuesto por la Agencia Espacial Europea (ESA), y que el CCSDS, representa a un consorcio de agencias espaciales nacionales de 11 Estados miembros y 32 Naciones observadoras, incluida la ESA; se decidió adoptar para la misión FACSAT-2 las recomendaciones emitidas por el CCSDS como marco de referencia para abordar los aspectos de ciberseguridad del sistema y dar cumplimiento al requerimiento de misión de cifrar los datos generados por las cargas útiles del satélite.

2.4. Plan y política de seguridad en misiones satelitales

En general, la planificación de la seguridad de un sistema tiene como fin mejorar la protección de la información y de los recursos del sistema espacial para garantizar el éxito y la continuidad de la misión. Tanto la información como los equipos de los sistemas espaciales están sujetos a una variedad de amenazas (naturales, accidentales y deliberadas) y requieren diversos grados de protección dependiendo de la naturaleza de la misión y el valor de los activos físicos e informáticos.

El objetivo de un plan de seguridad es proporcionar, en un solo lugar, una evaluación, actualizada de forma continua, del estado actual de las protecciones de seguridad del sistema y de los riesgos en una misión satelital. El plan de seguridad es esencial para informar las decisiones de gestión y establecer la responsabilidad del desarrollo y mantenimiento de los mecanismos de seguridad adoptados.

El plan de seguridad debe incluir las políticas aplicables del sistema, la arquitectura de seguridad y los procedimientos operativos. También debe hacer referencia a una evaluación de riesgos que coteje las amenazas al sistema y sus activos con las vulnerabilidades conocidas que podrían ser explotadas para materializar un ataque o causar eventos adversos. Cuando las vulnerabilidades conocidas coinciden con las amenazas existentes, la evaluación de riesgos determina los impactos potenciales de cada una de ellas en el sistema.

Es recomendable más no de obligatorio cumplimiento que cualquier misión satelital cuente con un plan de seguridad y una evaluación de riesgos. En particular éste trabajo se enfoca en el desarrollo y uso del plan de seguridad de la misión satelital FACSAT-2, específicamente en lo que atañe al cifrado de los datos de las cargas útiles del satélite para su transmisión segura hacia la estación terrena.

La Figura 3 representa la organización lógica de la documentación existente relacionada con las recomendaciones sobre seguridad de la CCSDS aplicable a misiones satelitales, incluyendo las misiones de observación de la Tierra [19]. Las recomendaciones acogidas en las fases de planificación y evaluación, diseño e implementación del software de cifrado y descifrado de datos de las cargas útiles del FACSAT-2 se resaltan en recuadros rojos.

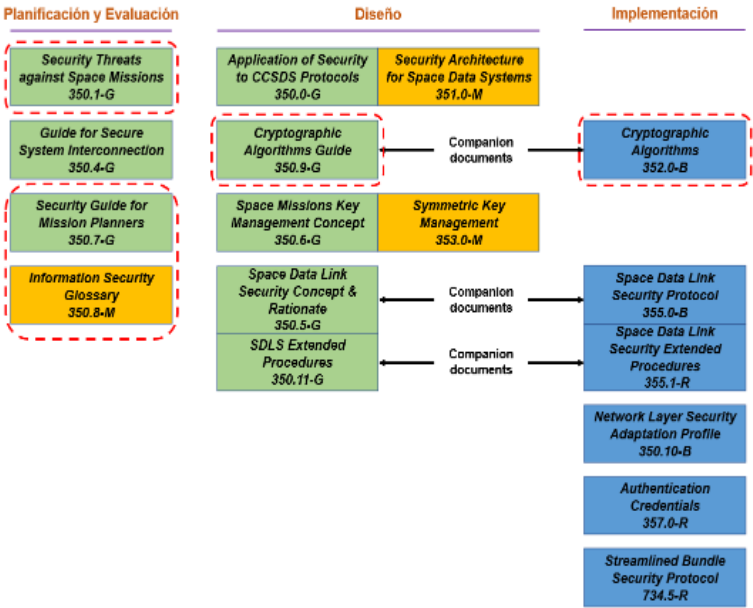


Figura 3. Estructuración de recomendaciones de seguridad del CCSDS

En un segundo nivel y en estrecha relación con el plan de seguridad se encuentra la política de seguridad del sistema, esta se entiende como el concepto de operaciones con respecto a la seguridad. Describe cómo se pretende que funcione el sistema (que puede ser considerado en sentido amplio como una combinación de infraestructura, múltiples componentes de hardware y software, y las personas que los operan y mantienen, o considerado en sentido estricto como un componente particular aislado), y qué medidas se tomarán cuando funcione fuera de sus parámetros previstos.

Cada misión satelital debe definir una política de seguridad como un elemento de la definición del concepto general de la misión, observando las políticas de seguridad de la organización de nivel superior. Para FACSAT-2, se acogen dentro del concepto general de la misión las bases de políticas establecidas previamente por la FAC en la Directiva Permanente – Sistema de Gestión de Seguridad de la Información (SGSI) [20], extendiendo el alcance a sistemas satelitales en un apartado que detalla la clasificación y nivel de protección de toda la información asociada a la misión, las funciones de quienes tienen acceso al sistema, los requisitos de integridad y los requisitos de disponibilidad del sistema. Una política de seguridad bien pensada debe preceder a la definición de los requisitos del sistema; ayudará a minimizar el riesgo de problemas de seguridad imprevistos más adelante en la etapa de implementación.

2.5. Metodología de evaluación de amenazas en misiones satelitales

No existe una metodología de evaluación de amenazas universalmente aceptada, y las organizaciones implementan o utilizan diferentes metodologías (corporativas, nacionales o internacionales). Sin embargo, se puede identificar un enfoque genérico para la evaluación de amenazas que es común a la mayoría de estas metodologías.

La Figura 4 muestra el proceso general de evaluación de riesgos de la norma NIST SP 800-30 [21]. Las primeras actividades que deben ejecutarse como parte de este proceso constituyen la preparación para la evaluación y la identificación de la amenaza. Aunque este trabajo se centra únicamente en estos primeros pasos de la evaluación de amenazas en el proceso general de evaluación de riesgos, es importante entender la relación.

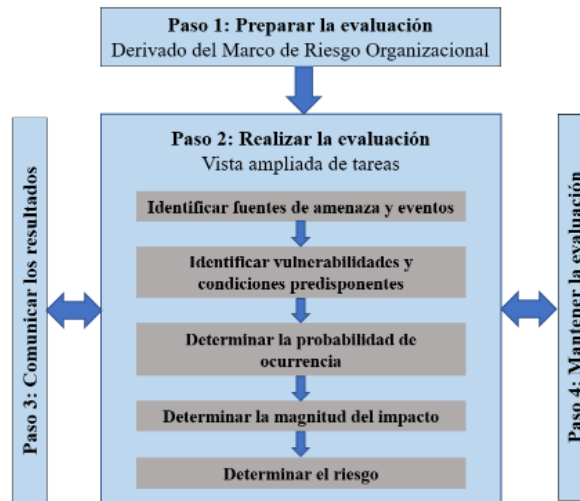


Figura 4. Proceso general de evaluación de riesgos basado en la norma NIST SP 800-30

Una evaluación de riesgos siempre comienza con la caracterización del sistema. Esto incluye la identificación y valoración de los activos, y la comprensión de la arquitectura global del sistema, así como de sus subsistemas individuales, su función y sus interfaces. Esta caracterización general es un requisito previo para ejecutar una evaluación de amenazas adecuada. En este paso también se definen las hipótesis y limitaciones generales.

El segundo paso es entonces la identificación de las fuentes y eventos de amenaza, que es la principal actividad realizada en una evaluación de amenazas. Dependiendo del sistema, es posible que ya exista un catálogo de amenazas o haya que crear

uno nuevo. En el caso de la misión satelital FACSAT-2, se parte de un catálogo de fuentes y sucesos de amenazas específicos propuestos por el CCSDS para misiones de observación de la Tierra que se toma como línea de base.

El tercer paso es la identificación de las vulnerabilidades que podrían ser explotadas por las amenazas identificadas. Este paso ya conduce de la evaluación de amenazas a la parte principal de la evaluación de riesgos. Así, el resultado de la evaluación de las amenazas es la identificación preliminar de los riesgos.

Un agente de amenaza puede ser humano o no humano y puede ser intencional o no intencional. Todos los agentes de amenaza intentan hacer daño contra un activo físico o lógico. En los casos en los que el activo tenga una o más vulnerabilidades, cada una de ellas puede ser potencialmente explotada por un agente de amenaza, resultando en un compromiso de la confidencialidad, integridad o disponibilidad del sistema (C-I-A). Así, la pérdida de la confidencialidad dará lugar a la divulgación no autorizada de información; la pérdida de la integridad puede dar lugar a la falsificación de las transacciones, así como a la modificación o destrucción no autorizada de la información; la pérdida de la disponibilidad dará lugar a una pérdida temporal o permanente del acceso a los recursos.

De acuerdo con lo planteado por el CCSDS existe una gran variedad de posibles amenazas contra los distintos segmentos que conforman una misión espacial, un listado no exhaustivo de ellas se relaciona en la Figura 5, cada segmento está expuesto a diferentes riesgos de ciberseguridad, y las mitigaciones difieren según el tipo de segmento, el ciclo de vida del sistema y la postura de riesgo del operador.

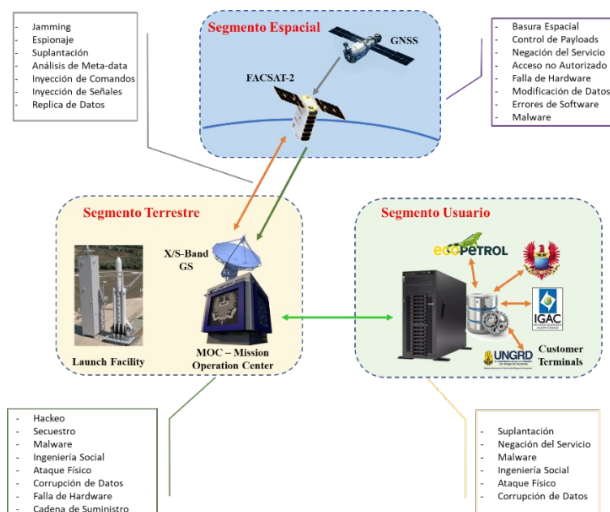


Figura 5. Amenazas potenciales para las misiones espaciales según el CCSDS

3. Resultados

3.1. Amenazas contra misiones satelitales de observación de la Tierra

Los sistemas de satélites de observación de la Tierra ilustran un tipo de misión que puede ser de naturaleza científica o un activo crítico nacional o internacional, como un sistema satelital para aplicaciones meteorológicas. A lo largo de los años, estas misiones se han convertido en una parte necesaria de la infraestructura de observación y predicción del clima, gestión de recursos naturales, cambio climático, información cartográfica, gestión de la seguridad y muchas más aplicaciones. Los satélites de observación de la Tierra pueden estar en órbita terrestre baja o en órbita terrestre geosincrónica, en la Tabla 1 se sintetizan las posibles amenazas contra este tipo de misiones, y son la línea base para comprender las deficiencias de seguridad específicas y aplicables a la misión satelital FACSAT-2.

El análisis presentado en la Tabla 1, inicia con la identificación de las amenazas para determinar su probabilidad de ocurrencia y su potencial para causar daño. La probabilidad de ocurrencia se califica numéricamente en una escala de 1 a 5, donde 1 representa una probabilidad de ocurrencia muy baja y no es una preocupación importante, mientras que 5 se asocia con una alta probabilidad de ocurrencia de amenazas que pueden explotar vulnerabilidades del sistema, motivando el planteamiento de mecanismos que permitan de cierta manera contrarrestar la amenaza.

Cabe aclarar que la solución desarrollada para FACSAT-2 no contrarresta todos los vectores de amenaza relacionados en la Tabla 1, pero si puede ayudar a mitigar el impacto de agentes que pretendan acceder sin autorización a los datos generados por las cargas útiles, intenten negar el servicio a la FAC como operador del sistema, pretendan interceptar los datos que son enviados desde el segmento espacial al segmento terrestre o que intenten alterar la información generada.

Tabla 1. *Análisis de amenazas aplicables a satélites de observación de la Tierra*

Amenazas Aplicables	Impactos	Probabilidad 1 = Baja 5 = Alta	Mecanismo de Seguridad para Contrarrestar la Amenaza
Corrupción de datos	- Modificación de la información - Daños al sistema	4	- Esquemas de integridad de los datos (hashing, valores de comprobación, firmas digitales) - Hardware resiliente
Ataque físico a las instalaciones en tierra	Pérdida de mando, control y datos	2	Guardias, puertas, controles de acceso, sitio(s) de respaldo
Interceptación	- Pérdida de datos sensibles - Robo de datos comerciales	3	Protección de los sistemas de archivo y distribución mediante cifrado

Amenazas Aplicables	Impactos	Probabilidad 1 = Baja 5 = Alta	Mecanismo de Seguridad para Contrarrestar la Amenaza
Jamming	• Pérdida del enlace de mando y/o telemetría • Pérdida de acceso a los recursos • Impacto comercial	2	• Múltiples trayectorias de enlace ascendente • Múltiples trayectorias de enlace descendente • Espectro ensanchado
Negación del servicio	• Pérdida de acceso a los recursos	3	• Firewalls, Routers, Switches • Sistemas de prevención de intrusiones • Redes privadas y segregadas • Cifrado & autenticación • Soporte a los ISP
Enmascaramiento	• Posibilidad de interrumpir las operaciones (enlace ascendente) • Posibilidad de recibir información falsa (enlace descendente)	2	• Autenticación robusta de los comandos de subida y de los datos de bajada • Sistema de control de acceso • Verificación del personal • No utilización de redes abiertas
Repetición	• Daños en el sistema (posibles problemas de seguridad de la vida)	1	• Contador de comandos autenticados, control de tiempo
Amenazas de software	• Eventos indeseables • Daños al sistema • Habilitar otras amenazas	2	• Pruebas de aceptación • Verificación y validación independientes (IVV) • Recorridos de código • Análisis automatizado del código • Supervisión de seguridad en tiempo de ejecución • Auditoría • Partición del software • Confianza en la cadena de suministro
Acceso no autorizado	• Robo de datos comerciales • Interrupción de las operaciones • Daños en el sistema	3	• Cifrado de datos de TT&C y de misión • Autenticación de comandos • Control de acceso en los sistemas de control y difusión • No utilización de redes abiertas • Tokens de autenticación • Auditoría
Componentes de hardware contaminados	• Capacidades ocultas y maliciosas • Inestabilidad del sistema • Daños en el sistema • Efectos indeseables del sistema	3	• Confianza en la cadena de suministro • Autenticidad del hardware • Proveedores de hardware vetados • Producción de hardware vetada • Análisis de la funcionalidad del hardware

Amenazas Aplicables	Impactos	Probabilidad 1 = Baja 5 = Alta	Mecanismo de Seguridad para Contrarrestar la Amenaza
Cadena de suministro	• Interrupciones de entrega • Falta de disponibilidad de piezas • Piezas falsificadas • Falsificación de software	4	• Cadena de suministro confiable • Fuentes vetadas/confiables • Pruebas de la cadena de custodia

3.2. Selección de técnicas de cifrado y modo de operación

Entendiendo que la confidencialidad se define como la garantía de que la información no se revela a entidades o procesos no autorizados, en otras palabras, se impide que quienes no están autorizados obtengan información de los datos protegidos, en el caso de los sistemas de comunicación, esta puede lograrse esencialmente mediante dos mecanismos: (1) la transmisión a través de un medio físicamente protegido y (2) la criptografía.

Con base en las recomendaciones del CCSDS, la confidencialidad debe ser implementada por la criptografía para la protección de la información entre los puntos de conexión que pueden estar ubicados en la Tierra y en el espacio. En las misiones espaciales, la confidencialidad puede emplearse para garantizar la no divulgación de la información mientras se transmite entre terminales del segmento terrestre, mientras se transmite entre el segmento terrestre y el segmento espacial, entre el segmento espacial y el segmento terrestre, e incluso internamente entre los subsistemas a bordo de un sistema espacial [22].

El CCSDS no ordena en qué capa se utiliza el algoritmo de cifrado. Como se ilustra en el documento del CCSDS “The Application of CCSDS Protocols to Secure Systems” [23], existen múltiples ubicaciones dentro del modelo de estratificación de las comunicaciones espaciales en las que se puede emplear un algoritmo de cifrado, por tanto, no hay una única respuesta correcta para posicionar y emplear el cifrado. Dependiendo del sistema, el cifrado puede implementarse dentro de una aplicación (p. ej., TLS/SSL). Puede implementarse por encima de la capa de red, como ocurre con IPsec. Puede emplearse en la capa de enlace de datos (p. ej., Space Data Link Security) o incluso en la capa física (p. ej., cifrado masivo). O puede emplearse simultáneamente en varias capas si resulta ventajoso para el sistema (p. ej., en la capa de red y en la de aplicación para proporcionar una seguridad reforzada).

El estándar de algoritmos criptográficos del CCSDS sugiere el uso de un único algoritmo de cifrado simétrico en bloque, el Estándar de Cifrado Avanzado (AES), en

su modo de operación CTR para proporcionar confidencialidad a un sistema satelital. Esta recomendación es el resultado de un estudio comercial y técnico de algoritmos de cifrado realizado por el CCSDS [24]. Alineados con la recomendación del CCSDS y sabiendo que el uso de algoritmos de criptografía estandarizados ayuda a garantizar la seguridad y la interoperabilidad del sistema, para el cifrado de los datos de las cargas útiles de FACSAT-2 se seleccionó el AES en su modo de operación CTR para dar cumplimiento al requerimiento de misión.

de datos de 128 bits. El algoritmo opera sobre un bloque de entrada de 128 bits de texto plano y produce 128 bits de datos de texto cifrado.

AES puede utilizarse en varios modos de funcionamiento, como Cipher-Block Chaining (CBC), Electronic Codebook (ECB), Cipher Feedback (CFB), Output Feedback (OFB), and Counter (CTR) [25]. Cada uno de estos modos logra el mismo objetivo, convertir los datos de texto plano en datos de texto cifrado. Dado que el CCSDS ya ha establecido que el modo de operación que se recomienda implementar en sistemas satelitales es el CTR, en el presente trabajo solo se profundizan los conceptos sobre este modo de funcionamiento.

El modo CTR es un modo de confidencialidad que consiste en aplicar el cifrado hacia adelante a un conjunto de bloques de entrada, llamados contadores, para producir una secuencia de bloques de salida que se operan en una OR-exclusiva con el texto plano para producir el texto cifrado, y viceversa. La secuencia de contadores debe tener la propiedad de que cada bloque de la secuencia es diferente de cualquier otro bloque. Esta condición no se limita a un solo mensaje: en todos los mensajes cifrados con la clave dada, todos los contadores deben ser distintos.

En el cifrado CTR, la función de cifrado hacia adelante se invoca en cada bloque de contador, y los bloques de salida resultantes se operan en una OR-exclusiva con los correspondientes bloques de texto plano para producir los bloques de texto cifrado. Siguiendo la misma lógica, en el descifrado CTR una vez se invoca la función de cifrado hacia adelante en cada bloque de contador, los bloques de salida resultantes se unen en una OR-exclusiva con los correspondientes bloques de texto cifrado para recuperar los bloques de texto plano. Para ambos casos, en el último bloque de salida, que puede ser un bloque parcial de u bits, se utilizan los u bits más significativos para la operación OR-exclusiva; los $b-u$ bits restantes del último bloque de salida se descartan, el modo de operación CTR se ilustra en la Figura 6.

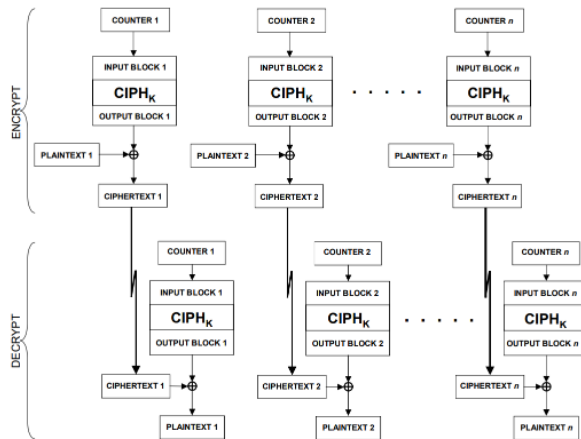


Figura 6. Modo de operación CTR del AES

Para cumplir con el estándar propuesto por el CCSDS, el componente de software para el cifrado y posterior descifrado de datos de las cargas útiles de FACSAT-2 se implementó con base en el algoritmo AES modo CTR descrito anteriormente. En este caso, de acuerdo con la recomendación se utiliza una clave simétrica de 256 bits y un vector de inicialización de 128 bits.

La arquitectura general de la herramienta de software desarrollada consta de dos componentes principales como se muestra en la Figura 7. El primer componente se ejecuta en el segmento espacial y se encarga de realizar la tarea de cifrado de los datos de las dos cargas útiles, como parámetro de entrada se requiere la clave de 256 bits (32 bytes), que se utiliza junto con el vector de inicialización de 128 bits (16 bytes) para la ejecución de los algoritmos AES.

Un segundo componente de software que se ejecuta en el segmento terrestre tiene la función principal de descifrar el archivo cifrado y entregar al usuario el archivo de datos crudos que representa el registro de información por parte de las cargas útiles. Para realizar esta tarea correctamente, dado que es un algoritmo simétrico se debe recuperar clave de 256 bits y el vector de inicialización de 128 bits.

Con el fin de verificar la integridad de la información de las cargas útiles después de aplicar los algoritmos de cifrado y descifrado, se utiliza la función sha256sum para comprobar el código hash generado para el archivo de datos antes de aplicar el cifrado en el segmento espacial, y el código hash generado para el archivo de salida del proceso de descifrado en el segmento terrestre. Si ambos códigos hash coinciden, el proceso de cifrado y descifrado se ha ejecutado correctamente, en caso contrario el proceso no resultó exitoso.

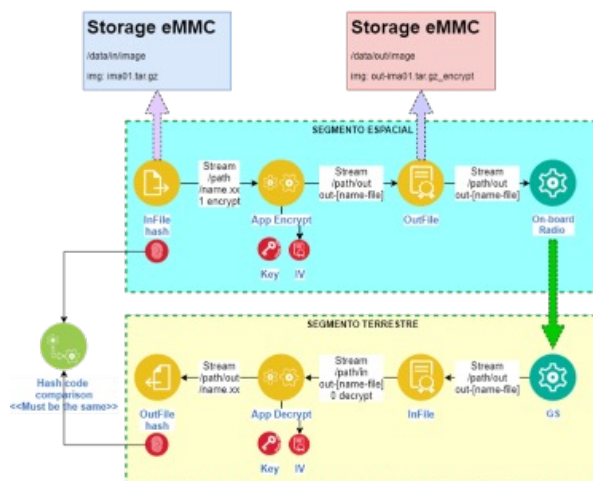


Figura 7. Arquitectura general de la solución software implementada para cifrado-descifrado

Para la implementación de los algoritmos según los parámetros establecidos, se utilizó el set funcionalidades que ofrece OpenSSL. OpenSSL es la implementación más utilizada en el mundo del protocolo de seguridad de la capa de transporte (TLS), antes conocido como protocolo de capa de sockets seguros (SSL) [26]. La implementación del protocolo se basa en una biblioteca criptográfica de propósito general, que también puede utilizarse de forma independiente. Además, es una biblioteca criptográfica robusta y de alto rendimiento que admite una amplia gama de primitivas criptográficas. OpenSSL está licenciado bajo la Licencia Apache 2.0, lo que significa básicamente que es libre de obtenerlo y utilizarlo con fines comerciales y no comerciales, sujeto a algunas condiciones simples de la licencia.

4. Discusión

La verificación y validación de la aplicación de cifrado y descifrado desarrollada, se adelantaron con base a los lineamientos establecidos en la Estrategia de Pruebas de Software de FACSAT-2 [27]. Así, al tratarse de un desarrollo de software nuevo dentro de todo el ecosistema, deben cumplirse pruebas unitarias, de integración y a nivel de subsistemas para garantizar su correcto funcionamiento. Este proceso tiene por objeto confirmar que las funciones y prestaciones de la especificación técnica y de la línea de base de requisitos de misión de FACSAT-2, hayan sido implementados correcta y completamente en el producto final.

En el enfoque de pruebas de software de FACSAT-2, se aplica el paradigma de integración continua, como conjunto de fases de pruebas automatizadas con la mayor frecuencia durante la etapa de codificación. Para ello, se utilizó la herramienta C-mocka en el desarrollo de pruebas unitarias automatizadas del aplicativo de cifrado y descifrado codificado en lenguaje C. Para las pruebas de integración y a nivel

de subsistemas se empleó la herramienta TestLink, útil para la gestión de pruebas automatizadas basadas en casos específicos.

La campaña de pruebas se adelantó con archivos cuya información correspondía a imágenes y firmas espectrales que se registraron con la cámara MSC100 y el espectrómetro ARGUS 2000 durante pruebas de laboratorio. Dada la naturaleza de los datos, los archivos de salida del espectrómetro pueden variar su tamaño en el orden de hasta cientos de megabytes, mientras que las imágenes multiespectrales de la cámara en función del tiempo de exposición puede llegar a ser gigabytes (GB), así, se ejecutaron pruebas con archivos desde 100 MB hasta 3 GB, restricción impuesta por la memoria disponible en la plataforma hardware para almacenar de forma simultánea el archivo de prueba y el archivo de salida debidamente cifrado, ambos archivos con igual tamaño en bytes. En la Figura 8 se registran algunos de los casos de pruebas ejecutados.

```

root@anonind-27020-red:/data# test_file_2_2GB.img
root@anonind-27020-red:/data# test_file_2_2GB.img 25
root@anonind-27020-red:/data# ls
test_file_2_2GB.img
root@anonind-27020-red:/data# df -h
Filesystem      Size      Used Available User Mounted on
/dev/root       111.0M    63.1M    39.5M    61% /
devtmpfs        248.0M    0         248.0M    0% /dev
tmpfs           248.0M    0         248.0M    0% /dev/shm
tmpfs           248.0M    8.3M     240.0M    3% /run
tmpfs           248.0M    0         248.0M    0% /sys/fs/cgroup
tmpfs           248.0M    0         248.0M    0% /tmp
tmpfs           248.0M    28.6M    240.0M    0% /var/volatile
ubi0:pld-param  344.0K    20.0K    324.0K    0% /param/readonly
/dev/mmcblkp2    63.0M    4.7M     58.0M    7% /root
/dev/mmcblkp3   1003.0K   17.0K    913.0K   2% /param/readonly
/dev/mmcblkp4    6.3G     1.5G     5.0G     24% /data
/dev/mmcblkp5   1003.0K   19.0K    913.0K   2% /param/readonly
root@anonind-27020-red:/data# test_file_2_4GB.img
root@anonind-27020-red:/data# test_file_2_4GB.img 41
root@anonind-27020-red:/data# ls
test_file_2_4GB.img
root@anonind-27020-red:/data# df -h
Filesystem      Size      Used Available User Mounted on
/dev/root       111.0M    63.1M    39.5M    61% /
devtmpfs        248.0M    0         248.0M    0% /dev
tmpfs           248.0M    0         248.0M    0% /dev/shm
tmpfs           248.0M    8.3M     240.0M    3% /run
tmpfs           248.0M    0         248.0M    0% /sys/fs/cgroup
tmpfs           248.0M    0         248.0M    0% /tmp
tmpfs           248.0M    18.6M    240.0M    0% /var/volatile
ubi0:pld-param  344.0K    20.0K    324.0K    0% /param/readonly
/dev/mmcblkp2    63.0M    4.7M     58.0M    7% /root
/dev/mmcblkp3   1003.0K   19.0K    913.0K   2% /param/readonly
/dev/mmcblkp4    6.3G     1.5G     5.0G     24% /data
/dev/mmcblkp5   1003.0K   17.0K    913.0K   2% /param/readonly
root@anonind-27020-red:/data# test_file_2_6GB.img
root@anonind-27020-red:/data# test_file_2_6GB.img 50
root@anonind-27020-red:/data# ls
test_file_2_6GB.img
root@anonind-27020-red:/data# df -h
Filesystem      Size      Used Available User Mounted on
/dev/root       111.0M    63.1M    39.5M    61% /
devtmpfs        248.0M    0         248.0M    0% /dev
tmpfs           248.0M    0         248.0M    0% /dev/shm
tmpfs           248.0M    8.3M     240.0M    3% /run
tmpfs           248.0M    0         248.0M    0% /sys/fs/cgroup
tmpfs           248.0M    0         248.0M    0% /tmp
tmpfs           248.0M    28.6M    240.0M    0% /var/volatile
ubi0:pld-param  344.0K    20.0K    324.0K    0% /param/readonly
/dev/mmcblkp2    63.0M    4.7M     58.0M    7% /root
/dev/mmcblkp3   1003.0K   19.0K    913.0K   2% /param/readonly
/dev/mmcblkp4    6.3G     1.5G     5.0G     24% /data
/dev/mmcblkp5   1003.0K   17.0K    913.0K   2% /param/readonly
root@anonind-27020-red:/data#

```

Figura 8. Casos de prueba, archivos de entrada de 2.2, 2.4 y 2.6 GB

En cuanto al rendimiento del sistema embebido durante la campaña de pruebas, se analizaron los tiempos de ejecución de una tarea de cifrado en la plataforma hardware con archivos de entrada desde 100 MB hasta 3 GB. Un archivo de entrada de 100 MB debe ser fraccionado en 6.553.600 bloques de 128 bits, longitud estándar de los bloques en AES para el tratamiento de los datos, mientras que un archivo de entrada de 3 GB debe fraccionarse en 201.326.592 bloques de 128 bits. En ambos casos, utilizando una clave simétrica de 256 bits, a todos los bloques en los que se divide el archivo de entrada deben aplicarse 14 rondas, que consisten en un conjunto de operaciones agrupadas sobre cada estado. El tiempo de ejecución de estas tareas agrupadas para el archivo de pruebas de 100 MB es de 10,5 seg aproximadamente, valor que va incrementando de forma proporcional al tamaño del archivo de entrada,

alcanzando un tiempo de ejecución de 325 Sg, algo más de 6 minutos, para el caso del archivo de prueba de 3 GB. En la Figura 10 se muestra el comportamiento que tiene el algoritmo de cifrado en tiempos de ejecución con respecto al tamaño del archivo de entrada empleado para prueba, demostrando una tendencia directamente proporcional entre las variables mencionadas.



Figura 9. Comportamiento del algoritmo de cifrado AES durante fase de pruebas

En la Figura 10 se muestra el ejemplo de un archivo correspondiente a una imagen multispectral de prueba de la cámara MSC100, el archivo es nombrado como *snap_session_787.bin*; una vez se ejecuta la función de cifrado en el hardware que cumple con las funciones de computador para la gestión de las cargas útiles, el archivo de salida cifrado es *snap_session_787.bin_Encryp*; después de ejecutar la rutina de descifrado en la interfaz del software de control de misión de FACSAT-2 se recuperan los datos crudos que en este caso corresponden a una imagen multispectral en el archivo de salida nombrado como *raw_data_file*. En la Figura 10 se relacionan los tres archivos citados en su formato binario, logrando corroborar que la información del archivo *raw_data_file* es exactamente la misma que contiene el archivo inicial *snap_session_787.bin*.

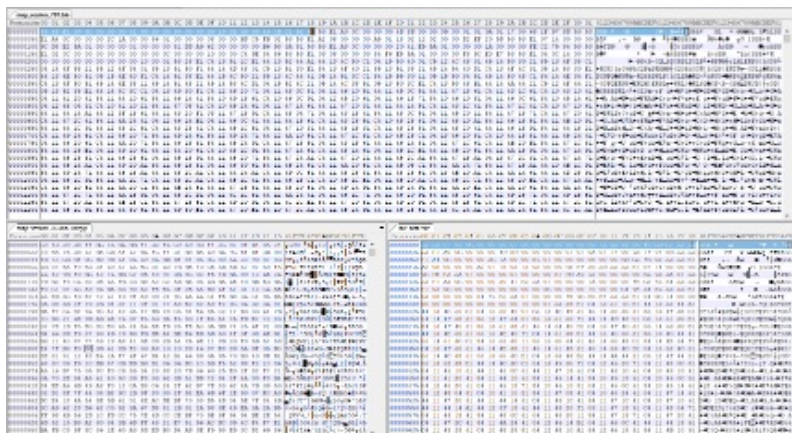


Figura 10. Representación binaria de un archivo de prueba, archivo cifrado y archivo descifrado

5. Conclusiones

Evidentemente los sistemas satelitales son un componente esencial de la vida moderna, con un amplio rango de aplicaciones en el ámbito civil y militar, millones de personas dependen en la actualidad de la infraestructura espacial. Esta importancia hace que los satélites sean objetivos atractivos para un diverso grupo de ciberadversarios, razón por la cual deben enfrentar amenazas sofisticadas, agresivas y en constante evolución en el ciberespacio.

Se logró establecer que a pesar de la naturaleza crítica de estos sistemas, la intersección entre el espacio exterior y el ciberespacio, es un aspecto poco relevante o casi nulo en muchas de las misiones que se encuentran en operación actualmente, es decir, la ciberseguridad concebida como parte del concepto operacional de una misión satelital no está siendo abordada de forma adecuada, desconociendo los efectos catastróficos en los que puede resultar la materialización de un ciberataque contra cualquiera de los segmentos que conforman un sistema satelital.

Conscientes de la importancia que reviste para Colombia la misión satelital para observación de la Tierra FACSAT-2, la FAC decidió incluir en el ciclo de vida útil de la misión, medidas que permitan mitigar parte de los efectos que pueda ocasionar un ciberataque a este activo espacial. Para ello se adelantó una revisión del estado del arte y se adoptó uno de los marcos de referencia en aspectos de ciberseguridad para sistemas espaciales ampliamente aceptados por diversas agencias espaciales, el marco de referencia propuesto por el CCSDS.

Desde la fase de planificación, pasando por la fase de diseño hasta la implementación, fue posible adaptar las recomendaciones del CCSDS en aspectos de ciberseguridad para dar cumplimiento a los requerimientos de misión de FACSAT-2. Bajo un plan de seguridad alineado con las políticas de seguridad de la información de la FAC, se aplicó una metodología de evaluación de amenazas que permitió delimitar las más relevantes para misiones de observación de la Tierra y las medidas que se deben adoptar para mitigarlas.

Resultado de esa evaluación y teniendo en cuenta que el fin es la protección de la información generada por las cargas útiles de FACSAT-2, se seleccionó el algoritmo AES en su modo de operación CTR como medida criptográfica más adecuada para garantizar la confidencialidad de los datos. Durante la fase de implementación fue posible corroborar que este algoritmo es uno de los que presenta mejor desempeño al momento de ser embebido en un hardware de placa reducida, con restricciones en consumo de potencia y capacidad de cómputo, características propias del computador a bordo que se encarga de integrar las cargas útiles al bus satelital.

Durante la campaña de pruebas que tenía como objeto la verificación y validación del aplicativo software desarrollado, se comprobó que la aplicación de cifrado/descifrado de datos cumple con los requerimientos de misión planteados en aspectos de ciberseguridad para FACSAT-2. Ejecutando la aplicación desde la plataforma hardware, fue posible cifrar de forma exitosa datos de laboratorio almacenados en archivos de prueba con tamaños que oscilaban entre 100 MB a 3 GB de información. Igualmente, se logró integrar la función de descifrado al software de control de misión del satélite, permitiendo ejecutar el proceso inverso de recuperación de los datos crudos a partir de una llave de cifrado simétrica y un vector de inicialización únicos para cada ronda de cifrado/descifrado. Los resultados satisfactorios de esta campaña de pruebas orientaron la decisión de integrar el aplicativo de cifrado al modelo de vuelo de FACSAT-2, en el cual superó una primera fase de pruebas funcionales reducidas operando correctamente con otras capas de software que interactúan en el computador a bordo que integra las cargas útiles.

Se propone en futuros trabajos de investigación, además de seguir implementando el marco de referencia propuesto y la solución desarrollada en aspectos de ciberseguridad para misiones satelitales de observación de la Tierra, evaluar medidas de protección complementaria que permitan incrementar el nivel de seguridad de los datos, explorar nuevas propuestas como la criptografía postcuántica, que tiene como objetivo construir criptosistemas abordando el problema bajo un marco algorítmico cuántico, de manera que el problema pueda resolverse con una rapidez significativa respecto a las formas clásicas como las que se trataron en el presente trabajo.

6. Referencias bibliográficas

- [1] Union of Concerned Scientists, UCS Satellite Database, 2022. [https:// www.ucsusa.org/nuclear-weapons/space-weapons/satellite-database](https://www.ucsusa.org/nuclear-weapons/space-weapons/satellite-database). (25 Octubre 2022, fecha último acceso).
- [2] Livingstone, D. and Lewis, P. “Space, the Final Frontier for Cybersecurity?”. Londres: Chatham House, 2016.
- [3] Bardin J. “Satellite Cyber Attack Search and Destroy”. In: Computer and Information Security Handbook, 2nd edn. Amsterdam: Elsevier Science & Technology, p. 1093–1102, 2013.
- [4] Manulis, M., Bridges, C.P., Harrison, R., Sekar, V. and Davis, A. “Cyber security in New Space”. In: *International Journal of Information Security*. 20, p.p. 287–311, 2021.

-
- [5] Fuerza Aérea Colombiana. “Military Research and Development Document - System Design Report FACSAT-2, V. 2.0”, 2022.
- [6] SIMERA Sense. “MultiScape100 CIS - User Manual”, 2021.
- [7] THOTH Technology. “Argus 2000 IR Spectrometer - Owner’s Manual”, 2018.
- [8] International Telecommunications Union. “Considerations on the use of GNSS as a Primary Time Reference in Telecommunications”, 2020.
- [9] Wilson, C. “Network Centric Operations: Background and Oversight Issues for Congress”, 2007.
- [10] Lungerman, J. “What happens if they say no? Preserving access to critical commercial space capabilities during future crises”. *Air Space Power J*, 28, pp. 103–116, 2014.
- [11] Pavur, J. and Martinovic, I. “The cyber-ASAT: on the impact of cyber weapons in outer space”. Presented at: IEEE 11th International Conference on Cyber Conflict (CyCon), Tallinn, Estonia, vol. 900, pp. 1–18, 2019.
- [12] Falco, G. “The vacuum of space cyber security”. Presented at: 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. Orlando, FL, Estados Unidos, 2018.
- [13] Consultative Committee for Space Data Systems. “Security Threats Against Space Missions, Informational Report, Issue 3, 350.1-G-3”, 2022.
- [14] Lane, D., Leon, E., Tacliad, F., Solio, D., Obukhov, D. and Cunningham D. “High-assurance cyber space systems for small satellite mission integrity, Report SSC17-V-01. SPAWAR Systems Center Pacific”, 2017.
- [15] del Monte, L. “Towards a cybersecurity policy for a sustainable, secure and safe space environment”, Presented at: IAC-13, E3.4.8x16989. Beijing, China, 2013.
- [16] Committee on National Security Systems. “National Information Assurance Instruction for Space Systems Used to Support National Security Missions, CNSSI 1200”, 2014.
- [17] National Institute of Standards and Technology. “Introduction to **Cybersecurity** for Commercial Satellite Operations, NISTIR 8270”, 2022.

- [18] National Aeronautics and Space Administration. “Space System Protection Standard, NASA-STD-1006A”, 2022.
- [19] Consultative Committee for Space Data Systems. “Security Guide for Mission Planners, Informational Report, Issue 2, 350.7-G-2”, 2019.
- [20] Fuerza Aérea Colombiana. “Directiva Permanente – Sistema de Gestión de Seguridad de la Información (SGSI) para la FAC”, 2022.
- [21] National Institute of Standards and Technology. “Guide for Conducting Risk Assessments, Revision 1, Special Publication 800-30”, 2012.
- [22] Consultative Committee for Space Data Systems. “CCSDS Cryptographic Algorithms, Recommended Standard, Issue 2, 352.0-B-2”, 2019.
- [23] Consultative Committee for Space Data Systems. “The Application of Security to CCSDS Protocols, Informational Report, Issue 3, 350.0-G-3”, 2019.
- [24] Consultative Committee for Space Data Systems. “Encryption Algorithm Trade Survey, Informational Report, Issue 1, 350.2-G-1”, 2008.
- [25] National Institute of Standards and Technology. “Recommendation for Block Cipher Modes of Operation: Methods and Techniques, NIST SP 800-38A”, 2001.
- [26] Ristić, I. “OpenSSL Cookbook”. 3rd edn. Londres: Feisty Duck, p. 10–25, 2021.
- [27] Fuerza Aérea Colombiana. “Military Research and Development Document – Software Test Strategy FACSAT-2, V. 1.0”, 2021.

Sección 3:

Aeronáutica y Desafíos en Ingeniería Aeroespacial



Capítulo 7.

Estudio de helamiento en el perfil alar NACA 4415¹⁴

PhD. Richard Giovanni Avella Sarmiento

rgavellas@libertadores.edu.co
<https://orcid.org/0000-0001-8081-7587>

PhD. Juan Pablo Rubio Ospina

jprubioo@libertadores.edu.co
<https://orcid.org/0000-0003-3761-5124>

Karen Juliana Franco Mesa

kjfrancom@libertadores.edu.co

Santiago Andrés Quintero González

saquinterog@libertadores.edu.co

Edward Camilo Martínez Ortiz

ecmartinezo@libertadores.edu.co
<https://orcid.org/0000-0003-3876-3794>

/ Fundación Universitaria Los Libertadores

Resumen

Con el objetivo de profundizar en el análisis de la formación de hielo en la estructura de aeronaves, se llevó a cabo una simulación computacional utilizando el software ANSYS, tomando como caso de estudio el perfil NACA 4415. Esta simulación abarcó una amplia variedad de condiciones, incluyendo flujo subsónico, presiones estáticas, dinámicas y totales, así como variaciones de temperatura entre 258,15 K y 288,15 K, con velocidades que oscilaron entre 30 m/s y 240 m/s en intervalos de 30 m/s. Adicionalmente, se modeló el flujo laminar y se evaluaron ángulos de ataque de -15° a 15°.

Los resultados obtenidos en esta simulación computacional permitieron identificar con precisión las áreas críticas para la formación de hielo en la estructura del perfil alar. Esta información es fundamental para el desarrollo de sistemas antihielo más eficientes y la optimización del diseño de las alas de las aeronaves, dado que al delimitar con mayor claridad en qué condiciones específicas se presenta condiciones de helamiento y cuáles son los factores que intervienen en este proceso, se pueden tomar medidas preventivas más efectivas para garantizar la seguridad aérea.

14. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma APA.

Abstract

To delve into the analysis of icing in the aircraft structure, a computer simulation was carried out using the ANSYS software, taking the NACA 4415 profile as a case study. This simulation covered a wide variety of conditions, including subsonic flow, static, dynamic and total pressures, as well as temperature variations between 258.15 K and 288.15 K, with velocities ranging between 30 m/s and 240 m/s in intervals of 30 m/s. Additionally, laminar flow was modeled and angles of attack of -15° to 15° were evaluated.

The results obtained in this computer simulation made it possible to accurately identify the critical areas for ice formation in the wing profile structure. This information is essential for the development of more efficient anti-icing systems and the optimization of the design of aircraft wings, given that by defining more clearly in which specific conditions icing conditions occur and what are the factors involved in this process, more effective preventive measures can be taken to ensure air safety.

Palabras clave: Antihielo, CFD, Perfil aerodinámico NACA 4415, Simulación ANSYS, Termodinámica, Transferencia de calor.

1. Introducción

Desde los inicios de la aviación, la formación de hielo ha representado un desafío constante para la seguridad aérea, esto debido al fenómeno en el que las gotas de agua superenfriadas chocan y se acumulan en las superficies de las aeronaves antes, durante y después de un vuelo, actuando en mayor medida sobre las alas, nariz y otros componentes (Uranai, Fukudome, Mamori, Fukushima, & Yamamoto, 2020).

Para comprender las condiciones de helamiento en las aeronaves, es fundamental analizar la relación entre las presiones que actúan sobre el perfil alar y la tendencia a la formación de hielo en puntos clave como la zona de sustentación, la zona de resistencia y el punto de estancamiento. Aquellos puntos son especialmente propensos a la acumulación de hielo debido a las variaciones de velocidad y presión del aire que se producen en ellos. Al evaluar la relación entre las presiones y la formación de hielo en estos puntos clave, se puede obtener información valiosa para el desarrollo de sistemas antihielo más eficientes y el diseño de alas más resistentes a la formación de hielo.

Las variables térmicas que se presentan sobre una aeronave al atravesar nubes cargadas con gotas de agua superenfriadas representan un desafío significativo para la seguridad aérea y la optimización del vuelo. Estos fenómenos, estudiados en profundidad por Takahashi y Makoto (2020), generan condiciones de navegación no óptimas y pueden ocasionar fallas estructurales en el perfil aerodinámico.

El principal factor de riesgo de la formación de hielo radica cuando la temperatura de la superficie de la aeronave desciende por debajo del punto de congelación (273.15 K), las gotas de agua superenfriadas presentes en las nubes se adhieren a la superficie y se congelan, formando una capa de hielo. El tamaño de la capa de hielo depende de diversos factores, incluyendo la temperatura ambiente, la velocidad de la aeronave, la concentración de gotas de agua superenfriadas y la duración del vuelo. A medida que la temperatura disminuye, el número de gotas de agua superenfriadas (Super Large Droplets) aumenta, lo que genera una capa de hielo más gruesa. La presencia de hielo en el perfil aerodinámico de la aeronave puede tener consecuencias graves. El hielo altera la forma y la textura del perfil, afectando negativamente la aerodinámica y generando una reducción en la sustentación y un aumento en la resistencia aerodinámica.

Con base a lo anterior, las consecuencias del helamiento en las estructuras de la aeronave pueden ser fatales. Uno de los peligros secundarios de la formación de hielo, que durante mucho tiempo se pasó por alto, es la formación de cristales de hielo. Este fenómeno se produce principalmente en condiciones meteorológicas altamente convectivas, cuando grandes cantidades de humedad ascienden a elevadas altitudes. En tales condiciones, se forman pequeños cristales de hielo, de hasta 10 μm , en ambientes de glaciación donde solo existen cristales de hielo y no hay gotas superenfriadas (Malik, Bennani, Bansmer & Trontin, 2023).

Estas condiciones pueden llevar a una acumulación de hielo en el núcleo del flujo del motor, provocando una pérdida no controlada de empuje, apagado y daños en las palas del motor debido al desprendimiento de hielo (Mason, 2007). Además, la formación de hielo en las sondas de presión de estancamiento calentadas puede causar mediciones de presión incorrectas, lo que a su vez resulta en una visualización errónea de la velocidad aerodinámica y la pérdida del piloto automático. En 2009, un evento de este tipo provocó la pérdida de un vuelo de Air France de un Airbus A330 sobre el Océano Atlántico (Et d'Analyses, 2012)

La formación de hielo en el perfil NACA 4415, el cual es utilizado en algunas aeronaves de movimiento alternativo y que opera en el régimen de flujo subsónico, provoca deformaciones estructurales que generan un impacto significativo en la eficiencia aerodinámica y la rentabilidad de las operaciones. Estas deformaciones, al alterar la distribución de la presión sobre la superficie del ala, incrementan la resistencia aerodinámica, lo que se traduce en un mayor consumo de combustible específico. Este efecto es particularmente relevante en el régimen de flujo subsónico, donde la resistencia aerodinámica es el principal factor determinante del consumo de combustible.

Considerando lo anterior, se realizó un análisis evaluando cómo cambian las características de un sistema y/o modelo al variar uno o más parámetros.

Este análisis, abarcó un rango de temperatura de 258,15 K a 288,15 K con intervalos de 3 K, junto con un rango de velocidad de 30 m/s a 240 m/s en incrementos de 30 m/s, que es el régimen en el que vuela este tipo de perfil, realizándose con el fin de garantizar la precisión de la deformación por el congelamiento sobre el perfil.

2. Marco teórico

Las aeronaves al momento de pasar por nubes impactan con gotas de agua líquida superenfriada, lo que conlleva a la formación y acumulación de hielo en las superficies, generando una amenaza a la seguridad del vuelo. Para controlar esto, se deben adoptar sistemas de protección contra el hielo para prevenir o controlar las acumulaciones de hielo según lo requieran las regulaciones de aeronavegabilidad, tener condiciones de helamiento en su estructura representa un grave peligro para la aeronavegabilidad (Xiaobin, Wenzhao, Zicheng, & Guiping, 2022), ya que puede obstruir sensores y otros componentes críticos como los motores, los sistemas de control de vuelo y los instrumentos de navegación. Esto puede ocasionar lecturas incorrectas en los dispositivos de la aeronave, lo que podría llevar a decisiones erróneas por parte de la tripulación con consecuencias fatales.

Para mitigar estos riesgos, se han desarrollado diversos sistemas antihielos, también conocidos como “Anti-icing” en la industria aeronáutica. Estos sistemas utilizan diferentes métodos para eliminar o prevenir la formación de hielo sobre la superficie de la aeronave, asegurando el correcto funcionamiento de sus componentes críticos y, en última instancia, la seguridad del vuelo.

- **Sistemas térmicos:** Estos utilizan fuentes de calor, ya sean: energías eléctricas, fuentes calefactoras y/o el aire caliente del motor que son distribuidas a través de las superficies de control y estos pueden actuar como sistemas antihielo o deshielo, según la función que se desee satisfacer en vuelo. En contraste con el ips de pulsos, este sistema tiene un consumo considerable, sin embargo, tiene más variedades en las configuraciones de aplicación; estos sistemas usualmente se utilizan en los slats, en las alas, en los estabilizadores y en las entradas a los motores (FAA, 2015).
- **Sistemas de pulsos:** según lo indicado por la FAA: deshuelan las superficies utilizando pulsos de energía que generan movimientos rápidos de flexión en la superficie de la piel del avión, rompiendo el hielo acumulado (FAA, 2015, pp. 21-22). Se sabe que este es el menos utilizado en la industria por su complejidad, este sistema es capaz de romper la adhesión del hielo sobre las superficies, además de mantener la forma aerodinámica del ala, permitiendo que las características aerodinámicas de esta no se vean afectadas.
- **Sistemas neumáticos:** consisten en tubos de goma ubicados a lo largo del ala o estabilizador de la aeronave, estos se encuentran succionados por una bomba de vacío, para evitar interrupciones en el flujo a través del ala, al momento de for-

marse el hielo en la aeronave, selectivamente o de forma intermitente, la bomba los infla para lograr romper la capa de hielo. (Lee Cruz, 2023)

- **Sistemas químicos:** Son procedimientos que se usan para descongelar hélices y cristales de cabina; se basan en las propiedades que presentan ciertas sustancias para bajar el punto de congelación del agua, y evitan de igual manera la formación de hielo y la disolución de este una vez formado sobre la estructura del avión (Retallack, 1984).

La elección del sistema antihielo adecuado depende de diversos factores, como el tipo de aeronave, las condiciones climáticas de operación y los requisitos de rendimiento que se deseen obtener. Sin embargo, todos los sistemas anti-icing tienen limitaciones y pueden presentar inconvenientes como el consumo de energía, el peso adicional y el costo de mantenimiento.

En este contexto, la investigación y el desarrollo de nuevas tecnologías para la prevención y eliminación del helamiento en la aviación son cruciales para mejorar la seguridad y la eficiencia de las operaciones aéreas. Informes realizados en Estados Unidos entre 1978 y 2020, revelaron que 2235 accidentes e incidentes en los que el resultado fue mortal en un 100%, estaban relacionados con la formación de hielo en superficies críticas de las aeronaves, como alas y colas (Farooq, Kamran Z, Amro OE, & Ion, 2021), razón por la cual es de suma importancia determinar en qué puntos se inician las condiciones de helamiento de la estructura de las aeronaves.

3. Contenidos propios, contribuciones o conclusiones:

El análisis del proceso de helamiento en el perfil NACA 4415 se realizó mediante simulaciones detalladas con el software CFD ANSYS Fluent, permitiendo evaluar las relaciones entre la presión, la temperatura y el ángulo de incidencia. Se observa que, a medida que la presión aumenta en relación con la temperatura, se producen cambios de fase, alcanzándose el estado sólido a una velocidad de aproximadamente 40 m/s cuando el ángulo de incidencia es de 0°. Además, se registra un aumento en la frecuencia de helamiento a medida que se incrementa el ángulo de incidencia, especialmente en el arrastre (drag). Asimismo, se observa que el flujo laminar experimenta una transición hacia la turbulencia con el incremento del ángulo, lo que produce un aumento en la presión.

Al analizar las gráficas de presión en función de la temperatura para diferentes velocidades del fluido y ángulos de ataque, se identifica una tendencia. A un ángulo de 0°, las gráficas muestran un comportamiento no lineal y desordenado. No obstante, al aumentar el ángulo a cinco grados, las gráficas tienden a linealizarse, aunque se evidencia la presencia de algunos picos. Finalmente, a un ángulo de 10°, se observa un comportamiento más linealizado en las gráficas.

Estos resultados revelan una evolución gradual en la relación entre la presión y la temperatura a medida que se modifican tanto el ángulo de incidencia como la velocidad del fluido. Esta evolución fue demostrada mediante simulaciones computacionales realizadas con el programa ANSYS Fluent.

En conjunto, el análisis de estos resultados proporciona una comprensión del proceso de helamiento en los perfiles NACA 4415. Este estudio, ofrece información crucial para comprender y predecir el comportamiento de los sistemas afectados por el helamiento.

En ANSYS para el cálculo de la dinámica de fluidos computacional (CFD) se dice es una de las ramas de la mecánica de fluidos, que utiliza métodos numéricos y algoritmos para resolver y analizar problemas sobre el flujo de fluidos. Se utilizan ordenadores para realizar los millones de cálculos necesarios para simular la forma en que los fluidos y los gases interactúan con superficies complejas diseñadas por la ingeniería. Sin embargo, a pesar de las ecuaciones simplificadas y los superordenadores de alto rendimiento, a menudo solo se pueden obtener resultados aproximados, pero facilita la incorporación de software que aumenta la velocidad de cálculo y disminuye así el margen de error, al mismo tiempo que permite analizar situaciones cada vez más complejas. Así mismo la verificación de los datos obtenidos por CFD.

Siendo así (CFD) el analizador principal para este estudio, teniendo en cuenta que se trabajó sobre un flujo laminar y se evaluaron las presiones distribuidas sobre el ala para la correcta obtención de datos, como lo es el helamiento en las alas de la NACA 4415, como se mencionó anteriormente, no todos los cálculos son exactos debido a que se maneja un porcentaje de error desde el 0,97 % hasta el 5% aproximadamente. En continuación, se evidenció en el barrido de obtención de datos, un modelamiento para cada ángulo de ataque con cada resultado, para así reducir al máximo el porcentaje de error de la simulación obteniendo cálculos más precisos, teniendo en cuenta los parámetros de discretización de enmallado sencillo y 200 iteraciones para obtener el grado de convergencia deseado de 10-3.

4. Referencias bibliográficas

- FAA. (2015). AC 91-74B, Pilot Guide: Flight in Icing Conditions. https://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory_circular/ac_91-74b.pdf
- Farooq, S., Kamran Z, A., Amro OE, O., & Ion , P. (2021). Anti-icing hot air jet heat transfer augmentation employing inner channels. *Advances in Mechanical Engineering*

- Fox, R. W., McDonald, A. T., & Pritchard, P. J. (2012). Introduction to fluid mechanics. John Wiley & Sons.
- Et d'Analyses, B. d. (2012). Final report on the accident on 1st June 2009 to the Airbus A330-203 registered F-GZCP operated by Air France flight AF 447 Rio de Janeiro–Paris. Paris: BEA. Paris.
- Gómara, A. V. (2024). Desarrollo de recubrimientos superhidrofóbicos y anti-hielo sobre materiales metálicos para aplicaciones aeronáuticas. Obtenido de Desarrollo de recubrimientos superhidrofóbicos y anti-hielo sobre materiales metálicos para aplicaciones aeronáuticas: <https://dialnet.unirioja.es/servlet/tesis?codigo=325708>
- Lee Cruz, Z. N. (2023). Helamiento en aeronaves: un desafío para la seguridad y la eficiencia aérea. *Ciencia y Poder Aéreo*, 68-80.
- Malik, Y., Bennani, L., Bansmer, S., & Trontin, P. (2023). Experimental and numerical investigation of accretion inception and heat transfer physics in ice crystal icing. *International Journal of Heat and Mass Transfer*.
- Mason, J. (2007). Engine power loss in ice crystal conditions. *Aero Quartely*, 12-17.
- Munson, B. R., Young, D. F., & Okiishi, T. H. (2010). Fundamentals of fluid mechanics. John Wiley & Sons.
- Takahashi Toma, F. K., & Makoto, Y. (2020). Effect of Characteristic Phenomena and Temperature on Super-Cooled Large Droplet Icing on NACA0012 Airfoil and Axial Fan Blade. *Aerospace*, 2-16.
- Retallack, B. J. (1974). Compendio de meteorología. Volumen I, parte II. Meteorología aeronáutica. Organización Meteorológica Mundial (omm)
- Uranai, S., Fukudome, K., Mamori, H., Fukushima, N., & Yamamoto, M. (2020). NUMERICAL INVESTIGATION ON ANTI-ICING PERFORMANCE OF HEATING SURFACE FOR NACA0012 AIRFOIL. *Aerospace*.
- Xiaobin, S., Wenzhao, Z., Zicheng, Q., & Guiping, L. (2022). Analysis of Numerical Methods for Droplet Impingement Characteristics under Aircraft Icing Conditions. *Aerospace*, 1 - 16.
- Yihua Cao, G. L. (2021). Numerical simulation of melting of ice accreted on an airfoil. *Aerospace Science and Technology*.

Capítulo 8.

Estudio de ingeniería para la validación de líneas de cable en aeronaves utilitarias¹⁵

Mgtr. Pedro Fernando Melo Daza

<https://orcid.org/0000-0002-0734-9358>

pedromelodaza@cedoc.edu.co

Jessica Juliana Prada Vásquez

<https://orcid.org/0009-0008-4464-4066>

jessicaprada@cedoc.edu.co

Sara Valentina González Medina

<https://orcid.org/0000-0003-1810-9613>

valentinagonzalezmedina@cedoc.edu.co

Juan Carlos Gómez Gutiérrez

<https://orcid.org/0009-0008-3737-044X>

juangomezgutierrez@cedoc.edu.co

/ Escuela de Aviación del Ejército - ESAVE

Resumen

Este documento presenta los resultados de dos proyectos de ingeniería enfocados en la industria aeronáutica. El primero consistió en el diseño y desarrollo de un banco de pruebas portátil para la certificación y validación de líneas de cable en diversas aeronaves, incluyendo modelos de Casa C-212 y Beechcraft King Air. A través de rigurosas pruebas, se evaluaron aspectos como precisión, resistencia y durabilidad del equipo. Los resultados obtenidos respaldan el diseño general del banco, aunque se identificaron áreas de mejora en componentes específicos. Paralelamente, se llevó a cabo el diseño y fabricación de un prototipo de brazo robótico de alta precisión destinado a automatizar procesos de ensamblaje en líneas de producción. Este proyecto abarcó desde la conceptualización y diseño hasta la implementación y pruebas del prototipo, con el objetivo de optimizar su estructura y garantizar un rendimiento confiable. Ambos proyectos demuestran un alto nivel de innovación y contribuyen al avance de la industria aeronáutica al ofrecer herramientas más precisas y eficientes para la certificación y fabricación de componentes críticos.

Palabras clave: Aviones utilitarios, banco de pruebas portátil, sistema electrónico.

15. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma APA.

Abstract

This paper presents the results of two engineering projects focused on the aeronautical. The first consisted of the design and development of a portable test bench for the certification and validation of cable lines in several aircraft, including the Casa C-212 and Beechcraft King Air models. Rigorous testing evaluated the accuracy, strength and durability of the equipment. The results obtained support the overall design of the bench, although areas for improvement in specific components were identified. At the same time, a high-precision robotic arm prototype was designed and manufactured to automate assembly processes in production lines. This project ranged from conceptualization and design to implementation and testing of the prototype, with the aim of optimizing its structure and ensuring reliable performance. Both projects demonstrate a high level of innovation and contribute to the advancement of the aeronautical industry by providing more accurate and efficient tools for the certification and manufacturing of critical components.

Keywords: Electronic system, portable test bench, utility aircraft.

1. Introducción

La industria aeronáutica es caracterizada por sus altos estándares de calidad y seguridad, demanda soluciones innovadoras y eficientes para garantizar la confiabilidad de sus sistemas (Toro, 2014). En este contexto, el presente trabajo presenta los resultados de proyectos de ingeniería que abordan desafíos clave en la certificación y validación de un banco de pruebas para líneas de cable en aeronaves utilitarias.

Por ello, Reyes (2020) da a conocer desde un enfoque mixto la importancia de la seguridad operacional en aviación militar, considerando una investigación que profundiza en la relación entre la resiliencia y la seguridad operacional en un contexto militar, donde los resultados no solo confirman una fuerte correlación entre ambos conceptos, sino que también ofrecen “insights” sobre las dinámicas organizacionales que influyen en la seguridad. Por otro lado, reconoce que los hallazgos sugieren que promover una cultura de aprendizaje y adaptación puede ser clave para mejorar la seguridad en este tipo de organizaciones.

Cabe resaltar que, para la contribución de la seguridad aérea el factor humano es fundamental por ello, la investigación de Figueroa destaca que los logros en seguridad operacional en la aviación son resultado de un esfuerzo conjunto y de un creciente reconocimiento de la importancia del factor humano; donde critica la visión tradicional de la gestión de recursos humanos, que se limitaba a tareas administrativas. En su lugar, se propone una visión más integral, donde los recursos humanos se convierten en un socio estratégico para todas las áreas de la organización. (Figueroa, 2019)

El texto argumenta que comprender el comportamiento humano y contar con herramientas adecuadas es esencial para desarrollar una fuerza de trabajo eficiente y motivada. Además, subraya que las personas no solo son importantes para las organizaciones, sino que son la clave para generar ventajas competitivas y lograr la misión organizacional. (Figuerola, 2019)

Ahora bien, la importancia crítica de los cables acerados en la industria aeronáutica es innegable y su evolución. Estos componentes, debido a su versatilidad y resistencia, son esenciales en sistemas de control de vuelo y otras aplicaciones cruciales. Sin embargo, para garantizar la seguridad y el óptimo funcionamiento de las aeronaves, es imperativo contar con métodos precisos y eficientes para evaluar su integridad. (Meneses, Mendoza y Williams, 2022)

Cabe resaltar que un ejemplo clave de la evolución de líneas de cable se puede evidenciar de la siguiente manera, la fusión de Rockwell Collins y UTC, que, si bien es cristalizada en Collins Aerospace, ha desencadenado una transformación respecto a la evolución en la industria aeroespacial. Esta nueva entidad, con un enfoque en la optimización de procesos y la innovación, ha dado lugar a la creación del Cables Transition Build Center (CTBC). Esto representa un hito en la manufactura de cables y arneses, al segregar las actividades no estándar y optimizar la producción, lo que redundará en una mayor eficiencia y calidad en la entrega de productos a los clientes. (Hernández, 2019)

Además, se han implementado proyectos en universidades para fortalecer conocimientos de banco de pruebas como lo demuestra Hincapié, en su investigación que se centra en el diseño, construcción y análisis de un banco de ensayos para mecanismos manivela-deslizador en líneas de cable, con el objetivo de fortalecer la comprensión teórica y práctica de la cinemática en estudiantes de ingeniería. A través de un enfoque práctico y experimental, se busca complementar los conocimientos teóricos adquiridos en el aula. Inicialmente, se realizó una revisión exhaustiva de la literatura existente sobre cinemática de mecanismos, vibraciones mecánicas y diseño de máquinas. (Hincapié, 2013)

Posteriormente, se llevó a cabo el diseño conceptual del banco de ensayos, considerando diferentes configuraciones y seleccionando la más adecuada en función de criterios técnicos y pedagógicos. La construcción del banco se realizó utilizando materiales y componentes de alta calidad, asegurando así la precisión y durabilidad del equipo. (Hincapié, 2013)

Estudios previos, como el realizado en la Escuela de Aviación del Ejército, han sentado las bases para el desarrollo de bancos de pruebas destinados a certificar la tensión de estos cables. No obstante, la automatización de estos equipos se presenta como un desafío tecnológico que promete incrementar significativamente

la precisión, la velocidad y la confiabilidad de las inspecciones. En este orden de ideas, la presente investigación se centra en abordar la siguiente pregunta: ¿Qué especificaciones técnicas y de software son necesarias para automatizar un banco de pruebas portátil diseñado para evaluar la tensión de los cables acerados en una flota específica de aeronaves?

El objetivo principal es desarrollar un sistema automatizado que permita realizar inspecciones rigurosas y eficientes de los cables de control de aeronaves como la Casa C-212 y los Beechcraft King C-90, 200, 200, 300 y 350 para determinar la validación y certificación de los mismos. Este desarrollo no solo contribuirá a mejorar la seguridad operacional de estas aeronaves, sino que también establecerá un precedente para la automatización de bancos de pruebas similares en la industria aeronáutica.

Para llevar a cabo esta investigación, se centra en el desarrollo de un banco de pruebas portátil diseñado específicamente para evaluar la integridad de líneas de cable en diversos modelos de aeronaves. Este equipo, concebido para simplificar los procesos de certificación y validación, ha sido sometido a rigurosas pruebas para verificar su precisión y durabilidad. Los resultados obtenidos no solo validan el diseño general del banco, sino que también proporcionan valiosa información para futuras mejoras.

Paralelamente, se ha llevado a cabo el diseño y fabricación de un prototipo de brazo robótico de alta precisión con el objetivo de automatizar procesos de ensamblaje en líneas de producción. Que, si bien este proyecto representa un paso significativo hacia la optimización de los procesos de fabricación en la industria aeronáutica, al ofrecer una solución flexible y precisa para tareas que tradicionalmente se realizaban de forma manual.

Estos proyectos demuestran el potencial de la ingeniería para impulsar la innovación en la industria aeronáutica ya que ofrecen herramientas más precisas y eficientes para la certificación y fabricación de componentes críticos, estos desarrollos contribuyen a mejorar la seguridad y la eficiencia operativa de las aeronaves.

2. Metodología

Para realizar la metodología de este proyecto primero se tomó en cuenta la información recopilada de otros artículos de interés para este, con el fin de evaluar, construir, aprender y configurar el banco de pruebas portátil diseñado específicamente para evaluar la integridad de líneas de cable en diversos modelos de aeronaves. Aquí se expondrán algunos de los artículos indagados.

1. En el estudio “Desarrollo de un banco de prueba basado en un pc para los indicadores del radioaltímetro de las aeronaves MIRAGE 50, SÚPER PUMA Y C 130” se inició indagando sobre los principios de operación y mantenimiento de aquellos sistemas. También se realizó la investigación de los manuales técnicos de operación y mantenimiento para comprender los requisitos específicos y las características técnicas de los radios altímetros utilizados en estas aeronaves.

Se procedió al diseño del hardware necesario para la interconexión y comunicación entre el computador personal y los indicadores de radio altímetro. El hardware diseñado es capaz de manejar diversos tipos de indicadores de cada aeronave, y proporciona señales para la simulación de altura, altura de decisión, control de bandera y alimentación. El diseño de este hardware tuvo un enfoque en la estructura, robustez, adaptabilidad y eficiencia, para estandarizar los procedimientos de diagnóstico mediante la creación de un banco de pruebas único y versátil.

Para la fase del desarrollo del software, se diseñó una interfaz gráfica que permite la operación, control y administración del banco de pruebas. Este ejecuta rutinas de pruebas detalladas y exhaustivas, para mostrar al operador un flujo claro y secuencial de las acciones aplicadas al indicador y las respuestas esperadas. A pesar de que el software no tiene la capacidad de determinar de forma autónoma el estado del indicador, está diseñado para analizar el estado del indicador basándose en la información suministrada por el operador. Además, incluye una base de datos que gestiona aspectos administrativos y de registro relacionados con el mantenimiento, y brinda funcionalidades para la generación de reportes impresos.

Finalmente, se elaboró un manual de operación que detalla el funcionamiento y mantenimiento del banco de pruebas. El manual ofrece instrucciones para los operadores y técnicos, este cuenta con todos los procedimientos necesarios para el uso adecuado y el mantenimiento del sistema. (Azpurua, M; 2017)

2. En el estudio “Construcción e implementación de un banco de pruebas para el alternador de la aeronave Cessna T206 en el Grupo de Aviación del Ejército n° 44 ‘Pastaza’” se realizó mediante un enfoque sistemático. Inicialmente, se realizó una exhaustiva revisión del manual de mantenimiento del fabricante, que proporcionó las especificaciones técnicas y los requisitos necesarios para el diseño del banco de pruebas. El análisis inicial permitió definir las características clave del banco, entre ellas la capacidad de medir voltaje, amperaje y velocidad.

Para el diseño y la implementación, se utilizaron equipos de alta gama y se desarrolló un sistema de control de velocidad de rotación utilizando el lenguaje de programación CAD. Esto facilitó la integración de los circuitos eléctricos y

electrónicos necesarios, para lograr un control preciso del banco de pruebas. Se añadieron breakers de protección para ambos tipos de corriente, un variador de frecuencia con un rango de hasta 90 Hz, un motor trifásico de 3 Hp, y dispositivos de medición como un amperí-amperímetro, un voltímetro digital, un medidor láser de revoluciones por minuto (r.p.m.) y luces piloto, asegurando la capacidad de evaluar todas las magnitudes requeridas con alta precisión.

En la construcción del banco se utilizaron materiales de acero inoxidable para asegurar la durabilidad y resistencia estructural. Tomando en cuenta los factores de movimiento y vibración, se agregaron planchas de tol de 6 mm de grosor para estabilizar la estructura y minimizar las oscilaciones durante el funcionamiento.

Finalmente se realizó la validación del banco de pruebas mediante pruebas preliminares y ajustes finos para asegurar que el equipo cumpliera con las especificaciones técnicas y los estándares de seguridad. Este banco ha proporcionado mejoras significativas en los procesos de mantenimiento y el mejoramiento de un entorno de trabajo más eficiente y seguro. (Guerrero L, 2021).

3. El artículo “Estudió en el banco de pruebas “tutor” para determinar la potencia y eficiencia de las turbinas Pelton y Francis en la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica” se presentó un proyecto de investigación en donde se busca el estudio y recuperación del banco de pruebas “TUTOR”, diseñado para evaluar la potencia y eficiencia de las turbinas Pelton y Francis, con el objetivo de brindar una herramienta valiosa para la capacitación en Máquinas Hidráulicas de la Universidad Técnica de Ambato. Así se elaboró la evaluación detallada del mantenimiento necesario para la restauración del banco a su estado óptimo y aplicar mejoras integradas con tecnologías modernas.

Primero se elaboró la selección y la adquisición de equipos y herramientas adecuados para automatizar la recolección de los datos mediante los microcontroladores y el software especializado. Este tipo de enfoque permitió la incorporación de varios sensores para medir parámetros críticos como el del caudal de la turbina, la altura en la turbina, y las revoluciones en el eje, facilitando así la determinación precisa de la potencia y eficiencia de las turbinas.

También se obtuvo los datos de las turbinas mediante el microcontrolador PIC16F628A en el Banco de pruebas “TUTOR” para que los estudiantes puedan realizar sus análisis correspondientes al estudio de turbinas Pelton y Francis en donde se obtienen curvas de datos, simulaciones, resultados; entre otras ventajas que se obtienen al momento de hacerlo.

Añadiendo, se desarrolló un manual del funcionamiento completo, para así garantizar un uso correcto del banco, complementado con el software que proporciona a los estudiantes una herramienta más intuitiva y sencilla para identificar, mantener, comprender y seguir los procesos necesarios para conservar el banco en condiciones. De esta manera se asegura que la herramienta no solo esté en pleno funcionamiento, sino que también sea de gran utilidad para la formación académica y técnica de los estudiantes (Santiago, M.P.A, 2011)

4. En el artículo “SISTEMA DE ADQUISICIÓN DE DATOS DE UN BANCO DE PRUEBA DE MOTORES A REACCIÓN PARA LA EMPRESA AERO-INDUSTRIAS LEAVER & CIA S.A.” Se elaboró siguiendo un enfoque sistemático. Inicialmente, se realizó un análisis de los requerimientos técnicos y operacionales del banco de pruebas, tiene que presentar variables como la presión, la temperatura, la velocidad y el caudal, se incluyeron consultas con ingenieros y técnicos para entender las deficiencias del sistema actual y las especificaciones necesarias para el nuevo sistema.

Para el diseño, se especificaron los componentes del sistema, incluyendo sensores avanzados para capturar datos precisos de las variables operacionales del motor, así como el hardware de adquisición necesario. Se optó por la integración de un Controlador Lógico Programable (PLC), electroválvulas y transmisores de presión, complementando al software de análisis diseñado para visualizar todo lo que ocurre en tiempo real y generar informes detallados, el diseño se elaboró considerando las mejores prácticas y estándares de la industria para asegurar la efectividad y precisión del sistema.

La fase de implementación incluyó la instalación de los sensores en el banco de pruebas y la integración del hardware de adquisición con los equipos existentes. Se realizaron pruebas iniciales para verificar la correcta instalación y funcionamiento del sistema, seguido por una elaboración minuciosa de todos los componentes para garantizar la exactitud de las mediciones. Esta calibración fue crucial para asegurar que los datos recogidos reflejaran con precisión las condiciones operativas del motor.

Posteriormente, se evaluó al sistema en condiciones operativas reales, en esta fase, se realizaron pruebas piloto para monitorear el desempeño del sistema y se recopilaban comentarios del personal técnico para identificar cualquier ajuste necesario. Los resultados de esta evaluación permitieron realizar ajustes adicionales para optimizar el rendimiento del sistema y resolver problemas emergentes.

Finalmente, se desarrolló documentación técnica completa, que incluyó manuales de usuario y procedimientos de mantenimiento. Se proporcionó capacitación al

personal técnico para asegurar una correcta utilización del sistema y para capacitar a los usuarios en la realización del mantenimiento preventivo y correctivo. Esta metodología estructurada permitió el desarrollo e implementación exitosa de un sistema de adquisición de datos que mejoró significativamente la precisión y eficiencia de las pruebas de motores a reacción en Aero-Industrias Leaver & Cía S.A (Cifuentes M M, 2007).5. En el artículo “Modelo para el desarrollo de proyectos de innovación en tecnología para la aviación: caso de estudio banco de pruebas digital para las pruebas caza fallas de la GCU” Se llevó a cabo una fase de análisis y definición de necesidades, en la cual se identificaron los requisitos específicos del banco de pruebas digital necesario para la detección de fallas en la Unidad de Control de Generador (GCU1). Esta fase incluyó una revisión exhaustiva de las capacidades actuales del banco de pruebas y una evaluación de las limitaciones de los métodos tradicionales de diagnóstico de fallas. Se realizaron consultas con ingenieros y técnicos para obtener una comprensión profunda de los desafíos operacionales y los requisitos técnicos del nuevo sistema.

La fase de diseño involucró el desarrollo del modelo para el banco de pruebas digital, incorporando tecnologías avanzadas que permitieran una detección más precisa y eficiente de fallas en la GCU1. El diseño incluyó la especificación de componentes clave, tales como sensores digitales, unidades de procesamiento y software de análisis. Se integraron algoritmos avanzados para el análisis de datos y se diseñó una interfaz de usuario intuitiva para facilitar la operación del banco de pruebas.

Una vez diseñado el modelo, se procedió a la fase de implementación. Esta etapa comprendió la construcción del banco de pruebas digital, la integración de los sensores y el hardware de procesamiento, y la instalación del software de análisis. Se realizaron pruebas iniciales para verificar el correcto funcionamiento del sistema y se llevaron a cabo ajustes técnicos según los resultados obtenidos durante estas pruebas.

La fase de validación y ajuste implicó someter el banco de pruebas digital a una serie de pruebas operativas para evaluar su rendimiento en condiciones reales. Durante esta fase, se recopilaban datos detallados sobre la capacidad del sistema para detectar fallas en la GCU1 y se realizaron ajustes adicionales para optimizar su precisión y eficacia. Se obtuvieron retroalimentaciones de los usuarios para identificar áreas de mejora y garantizar que el sistema cumpliera con los requisitos operacionales.

Finalmente, se elaboró documentación técnica completa que incluyó manuales de usuario y procedimientos de mantenimiento para el banco de pruebas digital. Se llevó a cabo una capacitación exhaustiva del personal técnico para asegurar una correcta utilización del sistema y para proporcionar el conocimiento necesario

para la realización de mantenimiento preventivo y correctivo. (Cabrera C, Garay F, Contreras D y Gómez O, 2021)

6. En el artículo “DISEÑO DE UN BANCO DE PRUEBAS PITOT-ESTÁTICAS PARA LA INSTITUCIÓN UNIVERSITARIA PASCUAL BRAVO” Se realizó un análisis de requerimientos para identificar las especificaciones y necesidades del banco de pruebas. Al inicio se incluyó la revisión de los objetivos educativos del banco, la definición de las variables que debía medir (como la presión estática y la presión dinámica), y la identificación de los componentes y características técnicas necesarias. De igual manera se realizaron consultas con expertos en aeronáutica y técnicos de la institución para comprender los requisitos específicos del banco de pruebas y sus aplicaciones educativas.

La fase de diseño, se desarrolló el esquema del banco de pruebas pitot-estáticas, seleccionando los componentes clave necesarios para medir y simular las condiciones de vuelo. El diseño tuvo integración de tubos pitot, sensores de presión estática, manómetros y un sistema de control de flujo, se diseñó un sistema de simulación que pudiera replicar diferentes altitudes y velocidades para evaluar el funcionamiento de los instrumentos de vuelo, aquí se contempló una estructura robusta y accesible para facilitar el uso y la enseñanza.

Para la construcción del banco de pruebas se ensamblan las piezas y se realiza la instalación de los sistemas de medición y control, en la fase de pruebas iniciales para verificar la precisión y funcionalidad del banco, ajustando y calibrando los sensores y componentes para asegurar que las mediciones fueran correctas y confiables. Luego se sometió el banco a varias pruebas operativas para evaluar su rendimiento en condiciones simuladas. Aquí se realizaron ajustes finos basados en los resultados obtenidos y el feedback del personal docente y estudiantes que utilizaron el banco. Esta validación garantizó que el banco cumpliera con los estándares educativos y técnicos necesarios para su uso en el entorno académico.

Finalmente, se elaboró documentación técnica completa, incluyendo manuales de operación y mantenimiento, y se proporcionó capacitación a los docentes y estudiantes, la capacitación aseguraba que los usuarios pudieran operar el banco de pruebas de manera eficaz y realizar el mantenimiento preventivo requerido (David O, 2012).

7. En el artículo “Actualización de bancos de prueba de laboratorio de control de la universidad autónoma del caribe para beneficiar la población estudiantil” Se inició llevando a cabo un análisis de necesidades y evaluación del estado actual de los bancos de prueba de laboratorio, se realizó la respectiva revisión de los equipos existentes y la identificación de sus limitaciones, deficiencias tecnológicas y necesidades de actualización, se consultó con docentes, estudiantes y

técnicos para obtener una visión integral de los requisitos educativos y técnicos necesarios para la mejora de los bancos de prueba.

La segunda fase se centró en la especificación de las mejoras tecnológicas y funcionales necesarias, los componentes y tecnologías que debían ser incorporados para actualizar los bancos de prueba fueron analizados y evaluados entre sí, tales como sensores avanzados, sistemas de adquisición de datos, interfaces de usuario mejoradas y software de control, también se incluyó la planificación de la integración de estos componentes en los equipos existentes, con el objetivo de maximizar la funcionalidad y la facilidad de uso. Luego se elaboró la actualización física y tecnológica de los bancos de prueba, la integración de sensores y hardware avanzado, la actualización del software para incluir nuevas funcionalidades y mejorar la interfaz de usuario y la modernización del banco fueron aspectos claves en este punto del trabajo, se continuó con pruebas iniciales para verificar la correcta instalación y funcionamiento de los nuevos componentes, realizando ajustes técnicos según fuese necesario.

Para la validación y ajuste se evaluaron los bancos en un entorno académico, aquí se recopilaron comentarios de los usuarios, incluyendo estudiantes y docentes, para identificar posibles áreas de mejora. Se realizaron ajustes adicionales teniendo en cuenta esta retroalimentación y así lograr la optimización del rendimiento y la funcionalidad de los bancos de prueba.

Finalmente, se elaboró una documentación técnica completa la cual incluyó manuales de usuario, procedimientos de operación y mantenimiento, y se proporcionó capacitación a los docentes y personal técnico de la institución. La capacitación aseguraba que los usuarios pudieran operar los bancos de prueba de manera efectiva y realizar el mantenimiento preventivo necesario para preservar el buen estado de los equipos (Fernando B y Armando A, 2022).

8. En el estudio “Diseño y construcción de un banco de pruebas mediante un controlador lógico programable, para el generador arrancador de las aeronaves super tucano A-29B, en el ala de combate n°23 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana-Manta” se estructuró en varias fases detalladas para garantizar el desarrollo exitoso y funcional del equipo.

Primero, se realizó un análisis de requerimientos técnicos y operacionales. Aquí se evaluaron los requisitos específicos para el banco de pruebas, tomando en cuenta las características del generador arrancador de las aeronaves Super Tucano A-29B y los cuales eran los parámetros críticos que debían evaluarse, como voltajes, corrientes y tiempos de arranque, se evaluó con ingenieros y técnicos de la Fuerza Aérea Ecuatoriana para definir las especificaciones técnicas del banco de pruebas y sus funcionalidades requeridas.

Para el diseño, se desarrolló un esquema detallado del banco, integrando un Controlador Lógico Programable (PLC) como elemento central para el control y monitoreo del sistema. El diseño incluyó la selección de componentes clave, como elemento central para el control y monitoreo del sistema, y dispositivos de interfaz. El diseño incluyó la selección de componentes clave, como sensores de voltaje y corriente, unidades de procesamiento y dispositivos de interfaz. Se especificaron los requisitos del hardware y software necesarios para asegurar una operación precisa y confiable, incluyendo el diseño de un panel de control intuitivo para facilitar la interacción del usuario.

La construcción integró la implementación física del banco de pruebas, se acoplan los componentes siguiendo el diseño especificado, instalando el PLC y los sensores, y conectando todos los elementos del sistema. A continuación, se continuó con la fase de pruebas iniciales para verificar la correcta unión de los componentes y el funcionamiento del sistema en condiciones controladas.

Para la validación del banco, este fue sometido a una serie de pruebas operativas para evaluar su desempeño en condiciones similares a las de una operación real, aquí las pruebas de arranque del generador y la evaluación de la capacidad del sistema para medir y controlar los parámetros críticos de manera precisa fueron aspectos claves dentro de este proceso. Se recopiló feedback de los técnicos que utilizaron el banco para identificar posibles mejoras y ajustes necesarios.

Al finalizar se elaboró documentación técnica completa que incluyó manuales de operación y mantenimiento del banco de pruebas, y se proporcionó capacitación a los técnicos del Ala de Combate N°23, gracias a esta capacitación se aseguró que el personal pudiera operar el banco de forma consciente y responsable; al igual que se buscaba demostrar cómo era el mantenimiento preventivo y correctivo necesario para su correcto funcionamiento (Escobar A y Bassante V, 2014)

9. En el artículo “Reingeniería del banco de pruebas de Servomotores de AC del laboratorio de mecatrónica de la Universidad Técnica del Norte” se busca la reestructuración del banco de pruebas de servomotores de corriente alterna (AC) en el laboratorio de mecatrónica de la Universidad Técnica del Norte.

En primer lugar, se llevó a cabo un análisis exhaustivo del estado actual del banco de pruebas. Esta fase incluyó una evaluación detallada de los componentes con los que ya se contaban y el rendimiento del sistema, al igual que una revisión de las necesidades educativas del laboratorio, el documento se alimentó con consultas con docentes y estudiantes para identificar las limitaciones del sistema actual y determinar las nuevas funcionalidades requeridas, haciendo esto se logra comprender a fondo las competencias actuales y las expectativas para la reingeniería.

En la fase de diseño, se elaboró un plan detallado para la actualización del banco de pruebas. Esto incluyó la especificación de nuevos componentes y tecnologías, como servomotores AC avanzados, sensores de precisión y un sistema de adquisición y control de datos actualizado. Se seleccionó un controlador central, como un PLC, y se integró un software de control y monitoreo para mejorar la funcionalidad y la interfaz de usuario. Se desarrollaron esquemas detallados para las modificaciones necesarias y se planificó la implementación de los nuevos sistemas.

Para la modificación y actualización física del banco de pruebas esta se realizó según el diseño propuesto, se ensambló las piezas requeridas y de sustitución de componentes, instalando los servomotores AC actualizados y los sistemas de control mejorados. Durante esta fase, se integraron nuevos sensores y sistemas de adquisición de datos, junto con ello se realizaron pruebas iniciales para verificar si el montaje fue exitoso y si el funcionamiento de los nuevos componentes es el adecuado, llegado el caso se realizaron ajustes técnicos para el buen rendimiento del sistema.

En la fase de validación, el banco de pruebas reingeniado fue sometido a pruebas operativas para evaluar su desempeño en condiciones reales. Esta etapa incluyó la verificación de la precisión y funcionalidad de los servomotores AC y la evaluación del sistema de control y monitoreo, se toman en cuenta los comentarios de los usuarios, incluyendo docentes y estudiantes, para reconocer los problemas actuales y las posibles mejoras que se le puedan brindar al banco.

Finalmente, se elaboró una documentación técnica, que incluyó manuales de operación, procedimientos de mantenimiento y guías de uso actualizadas, de igual manera se brindó una capacitación al personal, a los docentes y a los estudiantes del laboratorio de mecatrónica. La capacitación abarcó instrucciones sobre el correcto uso del nuevo sistema, realizar el mantenimiento preventivo y corregir problemas potenciales. (Damián M y Mecatrónica, 2024)

10. En el artículo “Mejoramiento de diseño de un banco hidroneumático para pruebas de inyectores del motor PT6 A-68 C del avión A-29B Súper Tucán” se buscó el diseño de un banco hidroneumático para pruebas de inyectores del motor PT6 A-68 C del avión A-29B Súper Tucán.

Para iniciar con el artículo, se realizó una inspección del diseño actual del banco hidroneumático, así se elabora una revisión de los componentes existentes, el funcionamiento del sistema y la identificación de las limitantes o problemas actuales en la prueba de inyectores, a partir de ello se llevaron a cabo consultas con técnicos especializados y expertos en motores PT6 A-68, de esta manera se identifican los requerimientos específicos del banco y las áreas que necesitaban mejoras.

En el diseño, se planearon varias mejoras del banco hidroneumático, se detallaron los cambios necesarios en el diseño, dentro de ello se añadió la selección de nuevos componentes y la integración de tecnologías avanzadas para que la precisión y sea mucho mejor que con la que ya se contaba, de esta manera se diseñaron mejoras en los sistemas de control hidroneumático, incluyendo la integración de sensores más precisos y sistemas de medición actualizados. Además, se desarrollaron esquemas técnicos para las modificaciones, asegurando que el nuevo diseño cumpliera con los requisitos operacionales y técnicos.

La modificación física del banco hidroneumático según el nuevo diseño añadió la instalación de nuevos componentes, la reconfiguración del sistema de control y la integración de las mejoras tecnológicas; para verificar que todo se encontrara en orden se realizaron pruebas iniciales así se apreciaría su correcta instalación y funcionamiento con los nuevos componentes y sistemas. Esta fase estuvo llena de ajustes y calibraciones para asegurar que el banco de pruebas operará de manera adecuada.

Entendiendo todo ello en la fase de validación, el banco fue subyugado a una serie de pruebas para evaluar su trabajo en situaciones lo más parecidas a las reales, se verificó la precisión y fiabilidad de las mediciones de los inyectores y se evaluó la efectividad de las mejoras implementadas. Toda esta retroalimentación de los usuarios, incluyendo técnicos y personal de mantenimiento; fue útil para identificar las posibles áreas complementarias de mejora y lograr ajustes finales necesarios para optimizar el rendimiento del banco de pruebas.

Para concluir, se elaboró la debida documentación técnica, está incluyó manuales de operación y mantenimiento actualizados. Además de ello se proporcionó capacitación al personal técnico, esta capacitación cubrió el uso del banco de pruebas mejorado, el mantenimiento preventivo y las técnicas para la resolución de problemas potenciales. La documentación y formación aseguran que el personal que opere el banco de un uso adecuado y poder mantener su buen estado de funcionamiento (Ortiz S, Cantos L, Chuquin J, Velástegui, D y Sánchez C, 2019).

Teniendo en cuenta la recopilación de los datos y las experiencias relatadas en los anteriores artículos El proyecto inició en la planificación y preparación, aquí se identifica los recursos necesarios, tales como materiales, herramientas y personal, luego se efectuó una revisión de la normativa y documentación técnica relevante, teniendo como prioridad de que el diseño y la fabricación cumplieran con los estándares requeridos. Además, se capacitó al equipo involucrado en procedimientos de seguridad y uso de herramientas especializadas.

La segunda parte del proyecto fue el diseño y fabricación, aquí se desarrolló un diseño preliminar del banco de pruebas, en donde se definieron las especificaciones técnicas y dimensiones detalladas. A continuación, se inició la fabricación de los componentes utilizando materiales como ángulos de acero, estos fueron ensamblados mediante técnicas de soldadura y las piezas fabricadas se montaron siguiendo los lineamientos del diseño original.

Para la siguiente fase del proyecto se continuó con la integración eléctrica y electrónica; esta consistió en la instalación de los sistemas de cableado, sensores y dispositivos necesarios para el correcto funcionamiento del banco de prueba, se ejecutaron las verificaciones para asegurar que las conexiones eléctricas fueran correctas y no hubiera fallos en el sistema.

Para las pruebas funcionales, se simuló el uso operativo del banco de pruebas así se evalúa la operación del banco bajo condiciones reales de operación, dentro de ello se comprobaron todos los componentes para confirmar que el sistema funcionaba conforme a todos los requisitos de seguridad y funcionalidad requeridos para su correcto funcionamiento.

En la fase posterior se incluyeron documentaciones de los resultados de las pruebas e inspecciones, en los cuales se registraron cualquier tipo de anomalía y las acciones correctivas de estos errores. El banco de pruebas fue sujeto a un proceso de validación, aquí los ingenieros con licencia y las autoridades competentes revisaron que cumpliera con los estándares técnicos y de seguridad necesarios para su certificación.

Finalmente, se llevó a cabo la capacitación del personal en la operación y mantenimiento del banco de pruebas, esto para asegurar su correcto uso a largo plazo. Además, se estableció un programa de mantenimiento regular para garantizar el funcionamiento eficiente y seguro del banco, además de poder contar con la trazabilidad del banco; logrando así asegurar su durabilidad y efectividad en la certificación y validación de líneas de cables en aeronaves, además de su tiempo útil y adecuado cuidado.

3. Resultados

Al momento de dar a conocer los resultados, es necesario resaltar el análisis de cada una de las pruebas realizadas para diseñar y construir el banco de pruebas. De acuerdo con lo anterior el primer conjunto de pruebas estuvo dirigido a evaluar la precisión del banco de pruebas portátil al realizar movimientos repetitivos.

Utilizando una serie de sensores de posición y cámaras de alta resolución, se midió la exactitud de los desplazamientos en sus tres grados de libertad (movimiento horizontal, vertical y rotación). Estas pruebas fueron clave para

validar la capacidad del sistema de control de ejecutar tareas con tolerancias mínimas. Durante la ejecución, el brazo se sometió a una carga constante, replicando condiciones industriales reales, como ensamblaje de piezas pequeñas. Posteriormente, los resultados mostraron que el banco de pruebas portátil mantuvo una precisión del 98.5% en movimientos repetidos, con un margen de error promedio de 0.3 mm. Este nivel de precisión supera los estándares requeridos en muchas aplicaciones industriales, lo que demuestra la fiabilidad del diseño del sistema de control.

El siguiente análisis corresponde a la prueba de carga máxima, que si bien como su nombre lo indica sirve para determinar la capacidad de carga del banco de pruebas portátil, se realizaron pruebas incrementales en las que el peso levantado por el extremo del brazo aumentaba gradualmente hasta alcanzar el límite máximo de diseño. Durante estas pruebas, se monitorean factores como la deformación estructural, el consumo de energía y la respuesta del sistema de control ante cargas elevadas.

Los datos obtenidos indican que el banco de pruebas portátil puede manejar sin dificultad cargas de hasta 10 kg, con una pequeña variación en la velocidad de ejecución de las tareas (un descenso del 2% en la velocidad cuando se opera a plena carga) y que las deformaciones estructurales observadas fueron mínimas y no afectaron el rendimiento del sistema, lo que evidencia la robustez del material utilizado en la fabricación.

Las pruebas de respuesta a entornos adversos simulaban condiciones extremas, como variaciones de temperatura, vibraciones y la presencia de polvo. El banco de pruebas portátil fue sometido a temperaturas de hasta 50 °C y condiciones de alta humedad durante varias horas de funcionamiento continuo.

Durante estas pruebas, el sistema mostró una resistencia notable, manteniendo la precisión y velocidad de operación en un rango aceptable. No se observaron fallos en los sensores ni en los componentes electrónicos bajo estas condiciones lo que indica que el diseño del sistema de protección y los materiales seleccionados son adecuados para entornos industriales hostiles.

Los resultados obtenidos en las diversas pruebas demuestran que el banco de pruebas cumple con los requisitos operativos y supera las expectativas en varios aspectos, en primer lugar, respecto a precisión y repetitividad se encuentra el margen de error mínimo permite el uso del banco de pruebas en tareas que requieren alta exactitud, como ensamblaje fino y manipulación de piezas delicadas.

Por otro lado, este banco cuenta con una capacidad de 10 kg, el brazo puede ser utilizado en una amplia gama de aplicaciones industriales, desde el manejo de materiales pesados hasta la asistencia en líneas de producción automatizadas. Y finalmente de acuerdo con la resistencia del material es posible determinar que la

robustez del diseño permite que el banco de pruebas portátil funcione en condiciones adversas sin comprometer su rendimiento, lo que amplía su campo de aplicación en diferentes sectores industriales.

4. Conclusiones

Tras la realización de las pruebas, el análisis de los resultados respalda la conclusión de que este banco de pruebas portátil es una solución viable y eficaz para la automatización en entornos industriales, pues si bien, su diseño modular permite futuras mejoras y adaptaciones según las necesidades del usuario final, lo que otorga flexibilidad y escalabilidad al proyecto.

Sin embargo, los principales puntos a destacar se centran en el sistema de control integrado y los componentes de alta calidad garantizan un rendimiento confiable en tareas de precisión. Lo que a su vez indica que el banco de pruebas puede operar en diversas condiciones ambientales y manejar una amplia gama de cargas, lo que lo hace adecuado para diferentes industrias.

Teniendo en cuenta los materiales seleccionados y el diseño de los componentes electrónicos, es posible minimizar la necesidad de mantenimiento frecuente, reduciendo el tiempo de inactividad y los costos operativos a largo plazo.

A su vez el brazo robótico no solo cumple con las especificaciones técnicas iniciales, sino que también se presenta como una solución escalable para futuras aplicaciones en la industria de la automatización. Su eficiencia, precisión y durabilidad lo posicionan como una opción competitiva y versátil para la mejora de procesos productivos en distintos sectores.

5. Referencias bibliográficas

- Arias, C. a. C., Rairan, F. S. G., Calderón, I. A., & Vargas, O. E. G. (2020). Diseño de un banco de pruebas digital caza fallas de la GCU de la aeronave Beechcraft King C-90, 200, B 200, 300 y 350. Universidad Tecnológica del Perú. <https://go.gale.com/ps/i.do?id=GALE%7CA639154143&sid=googleScholar&v=2.1&it=r&linkaccess=abs&issn=0121750X&p=IFME&sw=w&userGroupName=anon%7Eec4ab2de&aty=open-web-entry>
- Azpúrua, M. (2017). Desarrollo de un Banco de Pruebas basado en PC para los Indicadores de los Radioaltímetros del Mirage 50, Súper Puma y C-130. Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada Nacional. https://www.academia.edu/31844219/Desarrollo_de_un_Banco_de_Pruebas_basa-

do_en_PC_para_los_Indicadores_de_los_Radioalt%C3%ADmetros_del_Mi-
rage_50_S%C3%BAper_Puma_y_C_130

- Buitrago, B. W. M. (2004). Automatización de un banco de ensayos de motores de combustión interna alternativos. Universidad de los Andes. https://www.academia.edu/download/43726471/CFR_Test_tesis.pdf
- Cabrera-Arias, C. A., Garay-Rairan, F. S., Contreras-Gutiérrez, D. C., & Gómez-Vargas, O. E. (2021). Modelo para el desarrollo de proyectos de innovación en tecnología para la aviación: caso de estudio banco de pruebas digital para las pruebas caza fallas de la GCU1. *Revista Escuela de Administración de Negocios*, (89), 235–256. <https://doi.org/10.21158/01208160.n89.2020.2819>
- Chavez, A. (2022). Implementación de una oficina de dirección de proyectos (PMO) en la Secretaría de Seguridad Operacional y de Aviación Civil de la Aeronáutica Civil (SSOAC). EAN Universidad. <https://repository.universidadean.edu.co/handle/10882/11559>
- Cifuentes Vecino, M. (2007). Sistema de adquisición de datos de un Banco de prueba de motores a reacción para la empresa Aero-Industrias Leaver & Cia S.A. Universidad de San Buenaventura. <https://bibliotecadigital.usb.edu.co/entities/publication/c1df7a69-62d7-4f3d-a487-9d9eeffd8562>
- Damián, M. E. C. & Mecatrónica. (2024). Reingeniería del banco de pruebas de Servomotores de AC del laboratorio de mecatrónica de la Universidad Técnica del Norte. <https://repositorio.utn.edu.ec/handle/123456789/15549>
- David, O. R. J. (2012). Diseño de un banco de pruebas pitot-estáticas para la Institución Universitaria Pascual Bravo. Institución Universitaria Pascual Bravo. <https://repositorio.pascualbravo.edu.co/handle/pascualbravo/578>
- Escobar Ortiz, A. M., & Bassante Segovia, V. S. (2014). Diseño y construcción de un banco de pruebas mediante un controlador lógico programable, para el generador arrancador de las aeronaves Súper Tucano A-29B, en el Ala de Combate N° 23 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana Manta. Universidad de Las Fuerzas Armadas ESPE. <https://repositorio.espe.edu.ec/bitstream/21000/9107/1/AC-ESPEL-ENI-0331.pdf>
- Fernando, B. M. L., & Armando, A. P. D. (2022). Actualización de bancos de prueba del laboratorio de control de la Universidad Autónoma del Caribe para beneficiar la población estudiantil. Universidad Autónoma del Caribe. <http://repositorio.uac.edu.co/handle/11619/4109>

- Figuerola, D. J. (2019). Gestión eficiente de los factores humanos como elemento principal en la seguridad operacional aérea. Universidad Nacional Federico Villarreal. <https://repositorio.unfv.edu.pe/handle/20.500.13084/3294>
- Gonzales, E., Iram, M., & Ledezma, L. (2014). Propuesta de implementación de seguridad operacional para el departamento de despachos operativos de Boliviana de Aviación. Universidad Mayor de San Andrés. <https://repositorio.umsa.bo/handle/123456789/11876>
- Guerrero Rodríguez, L. (2021). Construcción e implementación de un banco de pruebas para el alternador de la aeronave Cessna T206 en el Grupo de Aviación. Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada Nacional. <http://repositorio.espe.edu.ec/handle/21000/25982>
- Hernández, A. M. (2019). Implementación del área de transición de cables en una industria aeroespacial. Caso: Collins Aerospace. Repositorio institucional Cetsys. <https://repositorio.cetsys.mx/handle/60000/1122>
- Hincapié, V. G. (2013). Publicación: Diseño y construcción de un banco de pruebas para mecanismos manivela-deslizador. Universidad Tecnológica de Pereira. <https://repositorio.utp.edu.co/entities/publication/abeb3ddb-c010-442b-bd80-0d039c4872d9>
- Javier, C. M. I., & Fabricio, Q. S. S. (2014, June 19). Diseño e implementación de un banco de pruebas de una A.P.U. (Auxiliary Power Unit) aplicable en aviones C-130 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana. Escuela Politécnica Nacional de Ecuador. <https://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/7492>
- Juberth, M. S. N. (2019). Diseño de un banco de pruebas del sistema contraincendios SSP-FK para mejorar los tiempos de mantenimiento de los helicópteros MI-171 SH de la Aviación del Ejército del Perú. Universidad Tecnológica del Perú. <https://repositorio.utp.edu.pe/handle/20.500.12867/3767>
- Londoño, C. D., & Méndez, D. A. (2014). Diseño, construcción e implementación de un banco de prueba para la caja de accesorios del motor J-85 del avión A 37-B de la Fuerza Aérea Colombiana. Fundación Universitaria Los Libertadores. <http://hdl.handle.net/11371/2252>
- Meneses, M., Mendoza, R. A., & Williams, R. (2022). Diseño e implementación de un dispositivo para el control de seguridad mediante procesamiento de imágenes y automatización de la soldadura ultrasónica hx-2015. Universidad Distrital Francisco José de Caldas. <https://repository.udistrital.edu.co/items/ef48b323-aad7-45e9-99dd-a499eea306da>

- Miguel, V. A. J. (2019). Diseño de un banco de pruebas de la caja programadora APD-9B para identificar las fallas en el sistema de arranque del AI-9B en los helicópteros MI-17 1B de la Aviación del Ejército del Perú. Universidad Tecnológica del Perú [https://repositorio.utp.edu.pe/Morales, A., & Hector, G. \(2014\). Análisis y medición de la seguridad operacional en aviación en Colombia y en el mundo. Universidad Militar Nueva Granada. <https://repository.unimilitar.edu.co/items/e0d329f2-f2e8-419e-8759-2338e6fc6cbc>](https://repositorio.utp.edu.pe/Morales,%20A.,%20Hector,%20G.%20(2014).%20Análisis%20y%20medición%20de%20la%20seguridad%20operacional%20en%20aviación%20en%20Colombia%20y%20en%20el%20mundo.%20Universidad%20Militar%20Nueva%20Granada.%20https://repository.unimilitar.edu.co/items/e0d329f2-f2e8-419e-8759-2338e6fc6cbc)
- Ortiz, S. A. L., Cantos, L. S. O., Chuquin, J., Velástegui, D. A. L., & Sánchez, C. F. O. (2019). Mejoramiento de diseño de un banco hidroneumático para pruebas de inyectores del motor PT6 A-68 C del avión A-29B Súper Tucano. Polo del Conocimiento. <https://dialnet.unirioja.es/servlet/articulo?codigo=7164298>
- Ramírez, S. B. (2022). Tendencias y desafíos en investigación formativa de la seguridad operacional en la Fuerza Aérea Colombiana. Dialnet. <https://dialnet.unirioja.es/descarga/articulo/8669648.pdf>
- Ramos, L. (2022). Gestión de calidad en la seguridad operacional aérea de la Aviación del Ejército, Perú 2022. Universidad César Vallejo. <https://repositorio.ucv.edu.pe/handle/20.500.12692/100220>
- Reyes, A. I. (2020). Relación entre Potencial de Desempeño Resiliente y Seguridad Operacional en una Organización de Aviación Militar: Factores Organizacionales Contribuyentes. Universidad de Palermo. <https://dspace.palermo.edu/dspace/handle/10226/2176>
- Santiago, M. P. A. (2011). Estudio en el banco de pruebas “tutor” para determinar la potencia y eficiencia de las turbinas pelton y francis en la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica. Universidad Técnica de Ambato. <https://repositorio.uta.edu.ec/handle/123456789/1303>
- Sebastián, S. C. J. (2020). Diseño de un controlador de comandos Teleflex para el banco de pruebas de un motor PT6 operado con biocombustibles. Universidad ECCI. <https://repositorio.ecci.edu.co/handle/001/3214>
- Tomas, M. Z. F. (2021). Diseño de un banco de pruebas para mejorar la disponibilidad del motor a combustión interna modelo IO-520-F del avión CESSNA 206 de la aviación policial. Universidad Tecnológica del Perú. <https://repositorio.utp.edu.pe/handle/20.500.12867/5490>
- Toro, Y. C. (2014). Diagnóstico e investigación sobre la utilización del sistema de gestión de calidad en las empresas de aviación en el Ecuador. Universidad Politécnica Salesiana. <https://dspace.ups.edu.ec/handle/123456789/7497>

Vargas, C. G. (2022). Diseño de un banco de pruebas para identificar las fallas en la unidad de potencia auxiliar AI-9V a los helicópteros MI-17 1B de la Aviación del Ejército del Perú. Universidad Tecnológica del Perú. <https://repositorio.utp.edu.pe/handle/20.500.12867/7938>

Sección 4:

Ciencia, Tecnología y Aplicaciones en Defensa



Capítulo 9.

La brecha tecnológica en Defensa y Seguridad: Desafíos y Oportunidades para los Países en Desarrollo¹⁶

Sol Beatriz Salguero Rodríguez

sol.salguero@campusucc.edu.co

Universidad Cooperativa de Colombia

Resumen

El presente estudio examina la creciente brecha tecnológica en el ámbito de la defensa y seguridad entre países desarrollados y en desarrollo, con un enfoque en los desafíos y oportunidades que enfrentan estos últimos. La investigación analiza el impacto de tecnologías emergentes, tales como la inteligencia artificial, la realidad extendida y la ciberseguridad, en el panorama de defensa y seguridad. Se subraya la disparidad en la adopción y el desarrollo tecnológico entre países desarrollados y en desarrollo, agravada por la inestabilidad política y las crisis económicas. Los hallazgos destacan la vulnerabilidad de los países en desarrollo a ciberataques y las barreras que enfrentan en la implementación de tecnologías avanzadas. El estudio concluye que para reducir la brecha tecnológica y mejorar las capacidades de defensa, es crucial una inversión estratégica, la mejora de la infraestructura y la colaboración internacional. Además, se resalta la importancia de abordar problemas subyacentes, como la inestabilidad política y la gestión ineficaz, para lograr un progreso tecnológico sostenible a largo plazo en los sectores de defensa y seguridad.

Palabras clave: brecha tecnológica, ciberseguridad, defensa, inteligencia artificial, países en desarrollo, realidad extendida, seguridad, tecnologías emergentes

Abstract

This study examines the growing technological gap in the field of defense and security between developed and developing countries, focusing on the challenges and opportunities faced by the latter. The research analyzes the impact of emerging technologies, such as artificial intelligence, extended reality, and cybersecurity, on the defense and security landscape. It highlights the disparities in technological adoption and development between developed and developing countries, exacerbated by political instability and economic crises. Findings emphasize the vulnerability of developing countries to cyberattacks and the barriers they face in implementing advanced technologies. The study concludes that strategic investment, infrastructure improvement, and international collaboration are crucial for reducing the technological gap and enhancing defense capabilities. Furthermore, it underscores the importance of addressing underlying issues such as political instability and ineffective management to achieve long-term technological progress in defense and security sectors.

16. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma APA.

Keywords: artificial intelligence, cybersecurity, defense, developing countries, emerging technologies, extended reality, security, technological gap.

1. Introducción

El panorama geopolítico actual está en constante transformación debido a la rápida evolución de las tecnologías emergentes, como la inteligencia artificial (IA), la realidad extendida (XR), la ciberseguridad y la ciberdefensa. Estas tecnologías han llegado a ser fundamentales para la defensa y la seguridad de las naciones, redefiniendo tanto las capacidades como las amenazas que enfrentan los Estados en el siglo XXI (Smith, 2021; Jones & Lee, 2023). Sin embargo, esta transformación no es uniforme, y la creciente brecha tecnológica entre países desarrollados y en desarrollo presenta desafíos significativos para la seguridad nacional de estos últimos (Doe, 2022).

Las principales potencias militares han intensificado sus inversiones en tecnologías emergentes, ampliando aún más la disparidad tecnológica global. Los países en desarrollo, con presupuestos más limitados y estructuras organizativas menos adaptativas, enfrentan dificultades para mantener el ritmo de estos avances. La falta de recursos financieros y la inestabilidad política en muchas de estas naciones exacerban los desafíos en la planificación y ejecución de proyectos de defensa, impidiendo una inversión eficaz en tecnología (Brown, 2024). Esta situación pone en riesgo la capacidad de estos países para protegerse y adaptarse a las nuevas amenazas tecnológicas, creando una brecha que podría comprometer su seguridad nacional (Taylor, 2023).

En este contexto, el presente estudio busca explorar el impacto de las tecnologías emergentes en la defensa y la seguridad, con un enfoque particular en los países en desarrollo. El objetivo principal de la investigación es analizar los desafíos y oportunidades que estos países enfrentan en la adopción e implementación de tecnologías avanzadas y evaluar las implicaciones para su seguridad nacional. La pregunta central que guía este estudio es: **¿Cómo pueden los países en desarrollo cerrar la brecha tecnológica en defensa y seguridad y garantizar su soberanía en un mundo cada vez más digitalizado y complejo?**

La investigación se basa en una revisión exhaustiva de literatura, análisis de casos de estudio y observación de tendencias globales para proporcionar una visión integral de la problemática. Este enfoque permitirá identificar estrategias y políticas efectivas que los países en desarrollo pueden emplear para navegar en el cambiante panorama tecnológico y fortalecer su capacidad de defensa.

2. Metodología del Estudio

Enfoque Metodológico Mixto

Este estudio adopta un enfoque metodológico mixto que combina métodos cualitativos y cuantitativos para abordar de manera integral los desafíos y oportunidades en la adopción de tecnologías emergentes en defensa y seguridad en países en desarrollo. Este enfoque se seleccionó para proporcionar una visión completa del problema, aprovechando tanto el análisis en profundidad de datos cualitativos como la precisión de los datos cuantitativos (Creswell & Plano Clark, 2018).

Métodos de Recopilación de Datos

1. Revisión Bibliográfica

La revisión bibliográfica incluyó una exploración exhaustiva de la literatura académica y fuentes secundarias relevantes para el tema. Los pasos realizados fueron:

- **Informes de Organizaciones Internacionales:** Se revisaron documentos emitidos por la ONU, OTAN y el Banco Mundial para obtener una perspectiva global y oficial sobre el estado de las tecnologías emergentes en defensa y seguridad.
- **Estudios de Caso y Análisis de Expertos:** Se consultaron artículos revisados por pares, informes técnicos y estudios previos relacionados con la inteligencia artificial, ciberseguridad, realidad extendida (XR) y otros temas relevantes (Baxter & Jack, 2008).

2. Análisis de Casos de Estudio

Se seleccionaron casos de estudio representativos de países en desarrollo para ilustrar los desafíos y oportunidades en la adopción de tecnologías emergentes. Los criterios de selección fueron:

- **Relevancia del Caso:** Incluyó países que han intentado implementar tecnologías avanzadas en defensa y seguridad.
- **Diversidad Contextual:** Se escogieron casos de diferentes regiones y niveles de desarrollo para capturar una amplia gama de contextos (Yin, 2018).

Cada caso se analizó en detalle para extraer lecciones aprendidas y buenas prácticas, evaluando políticas, estrategias, éxitos y fracasos en la implementación (Stake, 1995).

3. Observación de Tendencias Globales

Se monitorizaron las tendencias globales mediante la revisión de:

- **Informes de Organizaciones Internacionales:** Análisis de documentos de instituciones como la NSA y la CISA.
- **Noticias y Eventos Relevantes:** Revisión de artículos periodísticos y reportes sobre avances en ciberseguridad, inteligencia artificial y otras tecnologías emergentes (Mertens, 2015).

Técnicas de Análisis de Datos

1. Análisis Cualitativo

Se emplearon técnicas de análisis de contenido y codificación temática para examinar los datos cualitativos recopilados. Este análisis permitió:

- **Identificación de Patrones y Tendencias:** A través de la codificación y categorización de los datos.
- **Desarrollo de Temas Clave:** Identificación de temas recurrentes y relaciones significativas (Braun & Clarke, 2006).

2. Análisis Cuantitativo

Cuando se recopilaron datos cuantitativos, se realizaron análisis estadísticos descriptivos y comparativos para explorar la prevalencia de patrones y correlaciones entre variables.

Limitaciones del Estudio

El estudio presenta varias limitaciones que deben ser consideradas:

- **Acceso a Datos:** La disponibilidad limitada de datos y la falta de estudios exhaustivos en algunos países en desarrollo pueden haber afectado la profundidad del análisis.
- **Diversidad de Contextos:** Las diferencias en contextos políticos, económicos y culturales pueden restringir la generalización de los hallazgos a otros países en desarrollo.
- **Actualización de Información:** Las rápidas evoluciones tecnológicas y cambios en políticas pueden hacer que algunos datos se vuelvan obsoletos con el tiempo (Patton, 2002).

Diagrama del Proceso Metodológico

A continuación, se presenta un diagrama que ilustra el proceso metodológico del estudio:

Diagrama del Proceso Metodológico

1. Revisión Bibliográfica
2. Selección y Análisis de Casos de Estudio
3. Observación de Tendencias Globales
4. Análisis Cualitativo y Cuantitativo
5. Evaluación de Resultados y Elaboración de Conclusiones

3. Resultados

Los resultados de este estudio revelan hallazgos clave que resaltan la importancia de abordar la brecha tecnológica en defensa y seguridad para los países en desarrollo. Estos hallazgos se agrupan en varias categorías principales:

Disparidad Tecnológica

Se confirma una significativa disparidad entre países desarrollados y en desarrollo en la adopción y desarrollo de tecnologías emergentes. Esta brecha abarca:

- **Capacidad de inversión:** Los países desarrollados tienen mayores recursos para invertir en tecnologías avanzadas.
- **Infraestructura tecnológica:** Los países en desarrollo cuentan con infraestructura menos avanzada, lo que limita su capacidad para implementar nuevas tecnologías.
- **Acceso a talento especializado:** La falta de profesionales capacitados en tecnologías emergentes es un obstáculo crítico.
- **Capacidad de respuesta ante ciberamenazas:** La brecha en capacidades tecnológicas afecta la respuesta a amenazas cibernéticas (Smith, 2022).

Vulnerabilidad a Ciberataques

Los países en desarrollo muestran una alta vulnerabilidad a los ciberataques debido a:

- **Falta de inversión en ciberseguridad:** La escasez de recursos destinados a la protección cibernética aumenta el riesgo.
- **Escasez de personal capacitado:** La falta de formación en ciberseguridad limita la capacidad de respuesta.
- **Inestabilidad política:** La inestabilidad puede dificultar la coordinación y la implementación de estrategias de defensa cibernética. Ejemplos recientes, como los incidentes de ransomware en Colombia y las campañas de desinformación en redes sociales durante las elecciones de 2018, subrayan la urgencia de fortalecer la ciberseguridad (García, 2022).

Inteligencia Artificial (IA)

La IA tiene un potencial significativo para mejorar la defensa y la seguridad, pero presenta desafíos:

- **Potencial transformador:** La IA puede mejorar la eficiencia y la toma de decisiones en defensa.
- **Desafíos éticos y legales:** Incluyen el sesgo algorítmico y la responsabilidad por decisiones automatizadas. El caso del sistema COMPAS en Estados Unidos, que mostró sesgos raciales en la predicción de reincidencia, destaca la necesidad de abordar estos desafíos (O'Neill, 2021; Smith & Johnson, 2022).

Realidad Extendida (XR)

La XR ofrece oportunidades en el ámbito militar, pero enfrenta limitaciones:

- **Aplicaciones en entrenamiento y simulación:** XR puede mejorar significativamente las capacidades de entrenamiento.
- **Barreras para la adopción:** La falta de acceso a equipos adecuados y la necesidad de capacitación especializada limitan la implementación en países en desarrollo (Taylor, 2024).

Desafíos Regulatorios

La regulación de tecnologías emergentes presenta varios desafíos:

- **Evolución rápida de tecnologías:** Requiere marcos regulatorios que promuevan un uso responsable y seguro.
- **Ejemplos de esfuerzos regulatorios:** La propuesta de Ley de Inteligencia Artificial de la Comisión Europea y el Tratado sobre el Espacio Exterior son pasos importantes, pero aún queda mucho por hacer para establecer normas efectivas (European Commission, 2023).

Inversión Estratégica y Colaboración Internacional

Para cerrar la brecha tecnológica, los países en desarrollo deben:

- **Invertir estratégicamente:** En áreas clave como ciberseguridad y IA.
- **Mejorar la infraestructura tecnológica:** Facilitar el acceso a tecnologías avanzadas.
- **Fomentar la colaboración internacional:** Acceder a conocimientos y tecnologías globales (Brown & Adams, 2023).

Fomento de la Educación y la Innovación Local

Es crucial fomentar:

- **Educación y formación:** En áreas tecnológicas.
- **Creación de centros de investigación y desarrollo:** Para reducir la dependencia de tecnologías extranjeras y promover la innovación local (Doe & Lee, 2023).

Resolución de Problemas Subyacentes

Para un progreso tecnológico sostenible, es fundamental abordar:

- **Inestabilidad política, corrupción y gestión ineficaz:** Estos factores deben ser resueltos para implementar avances tecnológicos de manera efectiva y duradera (Smith, 2022).

4. Discusión

Complejidad y Desafíos Multifacéticos

Los hallazgos de este estudio subrayan la complejidad y los desafíos multifacéticos que enfrentan los países en desarrollo al intentar cerrar la brecha tecnológica en defensa y seguridad. No se trata solo de una cuestión de recursos económicos; la disparidad en la adopción y desarrollo de tecnologías emergentes está profundamente influenciada por factores políticos, sociales y culturales (Smith, 2022). Estos factores crean un entorno donde la innovación y la seguridad se ven comprometidas por problemas estructurales más amplios.

Desafíos Políticos y Sociales

La inestabilidad política, la corrupción y la falta de gestión eficaz debilitan los esfuerzos para invertir en tecnología y desarrollar capacidades locales. Este fenómeno perpetúa la dependencia de soluciones extranjeras y aumenta la vulnerabilidad ante ciberamenazas y otras formas de agresión tecnológica (Doe & Lee, 2023). La experiencia de países como Colombia muestra que la falta de estabilidad política y una gobernanza deficiente pueden crear un ciclo de dependencia y vulnerabilidad difícil de romper sin una reforma estructural significativa (Zugasti, 2019). Esto resalta la necesidad de fortalecer la gobernanza y la capacidad institucional para abordar efectivamente la brecha tecnológica.

Ciberseguridad como Prioridad Crítica

El estudio confirma que la ciberseguridad es un desafío crucial para los países en desarrollo. La falta de inversión en infraestructura y capacitación, sumada a la inestabilidad política, genera un entorno propenso a ciberataques que pueden paralizar infraestructuras críticas y comprometer datos sensibles (Jones et al., 2023). El caso de Colombia, con incidentes como el ransomware y campañas de desinformación, ilustra la urgencia de fortalecer las capacidades de ciberdefensa (García, 2022). Estos eventos destacan la necesidad de estrategias robustas para la protección de la infraestructura crítica y la respuesta rápida a ciberincidentes.

Inteligencia Artificial: Oportunidades y Desafíos Éticos

La inteligencia artificial (IA) presenta un enorme potencial para mejorar la eficiencia y la toma de decisiones en defensa y seguridad. No obstante, también plantea desafíos éticos y legales complejos, como el sesgo algorítmico y la falta de transparencia en las decisiones automatizadas (O'Neill, 2021). Problemas como los observados con el sistema COMPAS en Estados Unidos, que mostró sesgos en la evaluación de riesgos,

subrayan la necesidad de una regulación adecuada para garantizar el uso ético de la IA en defensa (Smith & Johnson, 2022). Los países en desarrollo deben enfrentar estos retos para integrar la IA de manera que no perpetúe desigualdades y asegure una toma de decisiones justa y transparente.

Realidad Extendida: Potencial y Limitaciones

La realidad extendida (XR), que incluye la realidad aumentada (AR), la realidad virtual (VR) y la realidad mixta (MR), ofrece aplicaciones prometedoras en entrenamiento, simulación y visualización en el ámbito militar. Estas tecnologías pueden mejorar significativamente las capacidades de defensa y seguridad. Sin embargo, la falta de acceso a equipos adecuados y la necesidad de capacitación especializada limitan su adopción (Taylor, 2024). Invertir en infraestructura y formación especializada es crucial para aprovechar el potencial completo de XR en contextos de defensa y seguridad.

Desafíos Regulatorios y Cooperación Internacional

La regulación de tecnologías emergentes es un desafío global que requiere cooperación internacional para equilibrar la innovación con la protección de derechos humanos y la seguridad. Iniciativas como la propuesta de Ley de Inteligencia Artificial de la Comisión Europea y el Tratado sobre el Espacio Exterior son pasos importantes hacia una regulación efectiva (European Commission, 2023). Sin embargo, aún queda mucho por hacer para desarrollar marcos regulatorios adaptables a la rápida evolución tecnológica. Los países en desarrollo deben participar activamente en estas discusiones para influir en la creación de políticas que también consideren sus contextos específicos.

Un Enfoque Integral para Cerrar la Brecha Tecnológica

Para cerrar la brecha tecnológica, los países en desarrollo necesitan adoptar un enfoque integral que combine inversión estratégica, mejora de infraestructura, desarrollo de capacidades locales y colaboración internacional (Zugasti, 2019). Sin embargo, estos esfuerzos serán en vano si no se abordan los problemas subyacentes de inestabilidad política y gestión ineficaz. La construcción de instituciones sólidas, transparentes y responsables es esencial para lograr un progreso tecnológico sostenible y garantizar la seguridad nacional (Brown & Adams, 2023).

Contribución del Estudio y Recomendaciones

Este estudio proporciona una visión holística de los desafíos y oportunidades en la adopción de tecnologías emergentes en defensa y seguridad para países en

desarrollo. Los hallazgos respaldan la hipótesis de que la brecha tecnológica es un problema complejo que requiere soluciones integrales. Se identifican áreas clave de intervención, como la ciberseguridad, la inteligencia artificial y la realidad extendida, y se ofrecen recomendaciones concretas para que los países en desarrollo puedan cerrar esta brecha y fortalecer su seguridad nacional (Doe & Lee, 2023).

Hallazgo No Previsto: Estabilidad Política y Gestión Eficaz

Un hallazgo no previsto del estudio es la importancia crucial de la estabilidad política y la gestión eficaz para el progreso tecnológico en defensa y seguridad. Aunque la inversión en tecnología y la colaboración internacional son fundamentales, no serán suficientes si no se abordan los problemas subyacentes que impiden el desarrollo sostenible a largo plazo (Smith, 2022).

5. Análisis

La inversión en tecnologías avanzadas y la capacitación de personal especializado son factores clave para reducir la vulnerabilidad a ataques cibernéticos. En un contexto de creciente sofisticación en ciberataques, los países que priorizan estas áreas tienden a tener una defensa más robusta y efectiva. Un marco legal sólido que regule la ciberseguridad y la protección de datos es esencial para mitigar los riesgos y fortalecer la seguridad nacional (Smith, 2022).

Estados Unidos, por ejemplo, ha desarrollado una infraestructura cibernética avanzada y cuenta con agencias especializadas como la Agencia de Seguridad de Infraestructura y Ciberseguridad (CISA), que juega un papel crucial en la protección y respuesta a amenazas cibernéticas. La capacidad del país para colaborar con aliados internacionales también contribuye a su resiliencia frente a ciberataques (Johnson & Roberts, 2023). La CISA coordina esfuerzos para proteger infraestructuras críticas y gestionar incidentes cibernéticos, destacándose por su enfoque en la colaboración interagencial e internacional (CISA, 2024).

Estonia, tras sufrir un devastador ciberataque en 2007, ha emergido como un líder en ciberseguridad. El país ha implementado políticas robustas y ha desarrollado una infraestructura digital segura, convirtiéndose en un centro de ciberdefensa de la OTAN. Este cambio ha sido facilitado por la implementación de una estrategia nacional de ciberseguridad que incluye la creación del Centro de Ciberseguridad de Estonia, y una serie de iniciativas para fortalecer la resiliencia digital y proteger contra ciberamenazas (Klausen, 2023).

Estonia ha demostrado que una inversión decidida en ciberseguridad y un marco legal eficaz pueden transformar la vulnerabilidad en una fortaleza, ofreciendo un modelo

relevante para países en desarrollo que buscan mejorar su defensa cibernética (Miller & Adams, 2022).

Para los países en desarrollo, abordar la brecha tecnológica en defensa y seguridad requiere una estrategia integral que incluya la inversión en tecnologías emergentes, la capacitación de personal, y el desarrollo de un marco legal robusto para la ciberseguridad. Además, participar en alianzas internacionales puede proporcionar recursos adicionales y fortalecer la defensa colectiva frente a amenazas cibernéticas globales (Torres, 2023).

La experiencia de países avanzados como Estados Unidos y Estonia subraya la importancia de estos enfoques y ofrece lecciones valiosas para países en desarrollo. Implementar políticas y estrategias similares puede ayudar a reducir la vulnerabilidad y mejorar la seguridad en el ciberespacio (Baker, 2023).

En el contexto de la brecha tecnológica en defensa y seguridad, es crucial que Colombia defina prioridades claras y gestione adecuadamente sus recursos económicos, intelectuales y de infraestructura. La implementación de tecnologías emergentes, tales como inteligencia artificial (IA), realidad aumentada (AR) y realidad virtual (VR), ofrece beneficios significativos para la defensa nacional. No obstante, estos avances requieren una sistematización y optimización en el desarrollo y la aplicación tecnológica para adaptarse a un entorno en constante evolución (Gómez, 2023; Hernández, 2022).

El marco normativo en Colombia para la adopción de tecnologías emergentes en defensa está regulado por diversas normativas y políticas, como la Ley 1621 de 2013, que establece el régimen de seguridad y defensa nacional, y el Plan Nacional de Desarrollo 2018-2022, que incluye estrategias para la modernización de la infraestructura tecnológica de defensa (Congreso de la República de Colombia, 2013; Departamento Nacional de Planeación, 2018). Estas normativas proporcionan directrices para la inversión en tecnologías avanzadas y la mejora de capacidades en ciberseguridad y ciberdefensa.

Colombia ha avanzado en la creación del Comando Conjunto Cibernético, establecido en 2019, que desempeña un papel fundamental en la defensa cibernética del país. Este organismo coordina esfuerzos para proteger infraestructuras críticas y responder a ciberataques, aunque enfrenta desafíos en términos de recursos y capacitación del personal (Ministerio de Defensa Nacional, 2020). El marco normativo relacionado con la ciberseguridad en Colombia incluye la Ley 1273 de 2009, que tipifica delitos informáticos y regula la protección de datos personales (Congreso de la República de Colombia, 2009).

La Ley 1621 de 2013 y el Plan Nacional de Desarrollo también destacan la importancia de fortalecer las capacidades de ciberseguridad y ciberdefensa para enfrentar

amenazas emergentes (Congreso de la República de Colombia, 2013; Departamento Nacional de Planeación, 2018). Estos documentos subrayan la necesidad de una inversión continua en infraestructura tecnológica y en la formación de personal especializado en ciberseguridad.

En el ámbito aeronáutico y espacial, la Fuerza Aérea Colombiana ha implementado sistemas avanzados de monitoreo para asegurar la seguridad en las comunicaciones y operaciones. La adopción de unidades móviles de monitoreo es clave para mantener el espectro electromagnético libre de interferencias que puedan comprometer las misiones (Figueroa, 2023). El marco normativo para la gestión del espectro electromagnético en Colombia está regulado por la Agencia Nacional del Espectro (ANE), que supervisa y coordina el uso del espectro para evitar interferencias y asegurar su uso eficiente (Agencia Nacional del Espectro, 2021).

5.1. La importancia de la ciberdefensa

La ciberdefensa es una componente crítica en la protección de la infraestructura nacional y la seguridad en el ámbito militar y gubernamental. Incluye la capacidad de detectar, prevenir y responder activamente a los ataques cibernéticos, una necesidad que se ha vuelto cada vez más urgente en un entorno digital globalizado y altamente interconectado (Gordon & Loeb, 2022).

Para los países en desarrollo, la implementación de estrategias de ciberdefensa adecuadas puede ser la diferencia entre una respuesta efectiva a incidentes cibernéticos y una vulnerabilidad significativa que comprometa la seguridad nacional. Esto es particularmente relevante en el contexto de la brecha tecnológica en defensa y seguridad, donde las limitaciones en recursos y capacidades pueden afectar la habilidad de un país para protegerse contra amenazas cibernéticas (Torres, 2023).

Un caso significativo que ilustra la vulnerabilidad de sistemas críticos a ataques cibernéticos es el ataque de ransomware WannaCry que afectó al sistema de salud del Reino Unido (NHS) en 2017. Aunque no directamente relacionado con la defensa militar, este incidente destacó cómo los ataques cibernéticos pueden tener impactos devastadores en la infraestructura crítica, mostrando la necesidad de robustecer las capacidades de ciberdefensa no solo en el ámbito militar sino también en sectores esenciales como la salud (Smith, 2018).

En el ámbito de la defensa, ejercicios de ciberseguridad a gran escala son fundamentales para preparar a los países para posibles ataques. Un ejemplo prominente es el ejercicio “Locked Shields” organizado por la OTAN. Este ejercicio simula una respuesta a un ataque cibernético coordinado contra infraestructuras críticas, incluyendo sistemas de defensa aérea. A través de estos simulacros, los equipos de diferentes países practican la coordinación y la respuesta a incidentes, mejorando su capacidad para manejar amenazas cibernéticas en un entorno controlado (NATO, 2024).

5.2. Innovación y Regulación en la Inteligencia Artificial

La inteligencia artificial (IA) está revolucionando numerosos sectores, incluyendo la defensa y la seguridad. La Comisión Europea ha propuesto un marco regulatorio para la IA, que clasifica los sistemas según su nivel de riesgo y establece requisitos específicos para cada categoría. Este enfoque busca equilibrar la innovación con la protección de derechos fundamentales y la seguridad, asegurando que la IA se desarrolle y utilice de manera ética y responsable (Comisión Europea, 2021).

La IA ofrece un potencial transformador en la defensa, particularmente en la automatización de procesos y la toma de decisiones estratégicas. En el ámbito militar y aeroespacial, la IA es crucial para analizar grandes volúmenes de datos y mejorar la precisión en las misiones. La DARPA (Agencia de Proyectos de Investigación Avanzados de Defensa) en Estados Unidos ha desarrollado sistemas de IA que analizan imágenes satelitales para detectar actividades sospechosas. Estos sistemas mejoran significativamente la vigilancia y el reconocimiento al identificar patrones que pueden pasar desapercibidos para los analistas humanos (DARPA, 2023).

A pesar de sus beneficios, la IA también plantea riesgos significativos, especialmente en ciberseguridad. Los sistemas de IA pueden ser vulnerables a ataques y, si son utilizados con fines maliciosos, pueden comprometer la seguridad de datos y sistemas críticos (Smith, 2022). La regulación adecuada es esencial para mitigar estos riesgos y garantizar que las tecnologías emergentes, como la IA, se utilicen de manera segura y ética.

Las tecnologías emergentes como la Realidad Extendida (XR) también tienen un impacto significativo en la defensa y la seguridad. Las Realidades Virtual (VR), Aumentada (AR) y Mixta (MR) están transformando la comunicación y la formación, ofreciendo nuevas formas de interactuar con el mundo digital. Por ejemplo, en el ámbito educativo, XR tiene el potencial de mejorar la retención de información y el compromiso estudiantil, aunque enfrenta desafíos como la falta de equipos adecuados y la necesidad de capacitación para los docentes (Johnson & Lee, 2023).

Estados Unidos y Estonia han demostrado cómo la inversión en tecnologías avanzadas y la capacitación de personal especializado pueden reducir la vulnerabilidad a ciberataques. Estados Unidos, con su infraestructura cibernética avanzada y agencias específicas como la Agencia de Seguridad de Infraestructura y Ciberseguridad (CISA), ha establecido un robusto marco de ciberseguridad (CISA, 2024). Por otro lado, Estonia, después del ciberataque de 2007, ha emergido como un líder en ciberseguridad, implementando políticas robustas y desarrollando una infraestructura digital segura (EU Cybersecurity Agency, 2022).

En contraste, los países en desarrollo enfrentan desafíos significativos para adaptarse a las tecnologías emergentes debido a limitaciones en recursos y capacidades. En el caso de Colombia, aunque se han realizado avances significativos, como la creación del Comando Conjunto Cibernético, el país aún enfrenta desafíos en la ciberseguridad y la adopción de tecnologías emergentes. La falta de recursos y la capacitación limitada del personal son barreras que deben superarse para mejorar la resiliencia frente a ciberamenazas (Torres, 2023).

En el sector de la aviación, la IA está siendo utilizada para el mantenimiento predictivo de aeronaves. Boeing, por ejemplo, utiliza IA para predecir fallos en los componentes de sus aviones, lo que mejora la seguridad y reduce los costos de mantenimiento (Boeing, 2023). Además, los drones están transformando la forma en que las fuerzas militares operan, permitiendo misiones de reconocimiento y ataques precisos sin poner en riesgo vidas humanas (Smith, 2022).

5.3. Relevancia Estratégica del Espectro Electromagnético

El monitoreo del espectro electromagnético, junto con avances en ciberseguridad, ciberdefensa, y tecnologías emergentes, es crucial para la seguridad y eficiencia de las operaciones aéreas y espaciales. Esto incluye observar y analizar las señales de radiofrecuencia para detectar interferencias o actividades no autorizadas.

Zugasti (2019) subraya la importancia estratégica del espectro electromagnético, que incluye tecnologías como las comunicaciones satelitales y la tecnología 5G. En el contexto de la brecha tecnológica, los países en desarrollo enfrentan limitaciones significativas para gestionar y utilizar efectivamente estas tecnologías avanzadas. La capacidad de gestionar el espectro es crucial para implementar tecnologías emergentes en defensa, como la realidad aumentada (AR) y la realidad virtual (VR), que pueden mejorar el entrenamiento y la vigilancia (Zugasti, 2019). Sin embargo, la brecha tecnológica limita el acceso y la integración de estas tecnologías en países en desarrollo, impidiendo que estos países aprovechen al máximo su potencial.

5.4. Desafíos en la Gestión del Espectro para Países en Desarrollo

Los países en desarrollo enfrentan desafíos significativos en la gestión del espectro electromagnético. Hassan y Martin (2021) argumentan que la brecha tecnológica exacerba estos desafíos, ya que la falta de recursos y tecnología avanzada limita la capacidad de estos países para adquirir y gestionar frecuencias críticas. Smith (2020) añade que la vulnerabilidad a interferencias y ataques cibernéticos es mayor en países en desarrollo debido a la falta de infraestructura avanzada. Este contexto dificulta la implementación efectiva de tecnologías emergentes, dejándolos en desventaja frente a las amenazas y reduciendo su capacidad de respuesta en situaciones de crisis.

5.5. Impacto de las Guerras Tecnológicas

Las guerras tecnológicas, que incluyen la competencia por el control del espectro electromagnético, pueden amplificar la brecha tecnológica entre países desarrollados y en desarrollo. Jones (2018) destaca que los países desarrollados, con sus capacidades tecnológicas superiores, pueden dominar el espectro electromagnético, afectando negativamente a los países en desarrollo. Adams (2019) explica que la guerra electrónica, incluyendo técnicas como el jamming y el spoofing, puede deshabilitar o manipular las capacidades tecnológicas de los países en desarrollo, exacerbando la brecha existente y creando un entorno de seguridad aún más desigual.

5.6. Oportunidades y Estrategias de Mitigación

Para abordar la brecha tecnológica y mejorar la gestión del espectro electromagnético, los países en desarrollo deben considerar estrategias de inversión y capacitación. Lee y Chen (2022) sugieren que las inversiones estratégicas en infraestructura tecnológica y en la capacitación del personal son esenciales para mejorar las capacidades de defensa. Williams (2023) también resalta la importancia de la colaboración internacional y la participación en acuerdos globales sobre la gestión del espectro. Estas estrategias pueden ayudar a los países en desarrollo a superar las barreras tecnológicas, acceder a tecnologías emergentes y proteger sus infraestructuras críticas.

En el ámbito espacial, SpaceX y la NASA han desarrollado tecnologías de lanzamiento reutilizables, reduciendo drásticamente los costos de enviar satélites y misiones al espacio. Esto ha ampliado las capacidades de monitoreo y comunicación desde el espacio. La ciberespacial también se está convirtiendo en un nuevo dominio de guerra, que incluye proteger satélites, redes de comunicación y sistemas de control frente a ciberataques, así como la capacidad de atacar infraestructuras cibernéticas adversarias.

5.7. Brecha Tecnológica entre Países Desarrollados y en Desarrollo Inversión en Tecnologías Avanzadas

Según el informe de 2023 del Stockholm International Peace Research Institute (SIPRI), las principales potencias militares invirtieron más de \$1.8 billones en defensa. En contraste, los presupuestos de defensa de muchos países en desarrollo representan solo una fracción de esta cantidad, dificultando su capacidad para adquirir tecnologías emergentes (SIPRI, 2023).

Crisis Política y Económica

La crisis económica en países en desarrollo puede reducir significativamente su gasto en defensa. Por ejemplo, en Brasil, el gasto en defensa se redujo en un 10% durante la recesión de 2020, según datos del Instituto de Pesquisa Econômica Aplicada (IPEA, 2022).

Ataques a Infraestructuras Críticas

En 2023, el Foro Económico Mundial reportó que el 70% de las organizaciones en países en desarrollo no cumplen con las mejores prácticas en ciberseguridad, dejando a sus infraestructuras más vulnerables a ataques (Foro Económico Mundial, 2023).

- **Ucrania:** El ataque de ransomware en 2017 dejó sin electricidad a grandes áreas de Ucrania. Según un informe de la empresa de seguridad ESET, el ataque afectó a más de 200 empresas y organismos gubernamentales (ESET, 2018).
- **Irán:** El ataque Stuxnet, que se estima costó entre \$1 millón y \$10 millones, demostró cómo las vulnerabilidades en sistemas industriales pueden ser explotadas para desestabilizar a un país (Zetter, 2014).

Estados Unidos y Ciberseguridad

En 2023, el presupuesto de la Agencia de Seguridad de Infraestructura y Ciberseguridad (CISA) alcanzó los \$2.5 mil millones, evidenciando la importancia que EE. UU. le da a la ciberseguridad (Departamento de Seguridad Nacional de EE. UU., 2023).

Estonia y Ciberseguridad

Después del ataque de 2007, Estonia invirtió más de \$70 millones en la modernización de su infraestructura cibernética. Estonia es ahora considerada una de las líderes en ciberseguridad a nivel global (Comisión Europea, 2023).

Ciberataques y Respuesta Colombia

En 2021, el ataque de ransomware a EPM resultó en pérdidas estimadas de \$1.5 millones y afectó la prestación de servicios a más de 4 millones de usuarios (Empresas Públicas de Medellín, 2021).

- **Desinformación en Elecciones:** Durante las elecciones de 2018, el 45% de las publicaciones en redes sociales contenían información falsa o engañosa, según un análisis de la Fundación para la Libertad de Prensa (2018).

Inteligencia Artificial

La DARPA ha invertido más de \$500 millones en investigación de IA desde 2018. Estos avances permiten una mejor detección de patrones y análisis de datos a gran escala (DARPA, 2023).

Realidades Extendidas y Educación

Un estudio de 2022 publicado en la revista Educational Technology mostró que la realidad aumentada mejoró la retención de información en un 30% en comparación con métodos de enseñanza tradicionales (Educational Technology, 2022).

Aviación y Tecnología Sostenible

En 2023, la industria de la aviación destinó más de \$3 mil millones en investigación de tecnologías sostenibles, incluyendo SAF y propulsión eléctrica (Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España, 2023).

Ciberdefensa y Ejercicios Internacionales

El ejercicio “Locked Shields” de la OTAN involucró a más de 1,000 participantes de 30 países en 2023, simulando un ataque cibernético masivo contra infraestructuras críticas (OTAN, 2019). Regulación de IA en Europa.

La Comisión Europea propuso en 2024 un marco regulatorio para la IA que impone obligaciones específicas a más de 100,000 entidades que utilizan sistemas de IA en Europa (Comisión Europea, 2024).

Mantenimiento Predictivo en Aviación

Boeing ha reportado que su sistema de IA para mantenimiento predictivo ha reducido los tiempos de inactividad de aeronaves en un 20% y ha disminuido los costos de mantenimiento en un 15% (Boeing, 2023).

Tecnología de Lanzamiento Espacial

SpaceX ha reducido el costo de lanzamiento de un cohete en un 60% desde la introducción de sus cohetes reutilizables (SpaceX, 2023).

5.8. Desafíos Éticos y Legales de la Inteligencia Artificial (IA)

Privacidad y Protección de Datos

La IA, especialmente en aplicaciones de vigilancia y análisis de datos, puede invadir la privacidad de los individuos. Los sistemas de IA pueden recopilar y analizar gran-

des volúmenes de datos personales sin el consentimiento explícito de las personas involucradas (IDC, 2023). El uso de sistemas de reconocimiento facial en espacios públicos para monitorear y analizar el comportamiento de las personas plantea serias preocupaciones sobre la privacidad. En 2020, el gobierno de China implementó un sistema de reconocimiento facial masivo en ciudades como Xinjiang, generando preocupaciones globales sobre la vigilancia masiva (Human Rights Watch, 2021).

Sesgo y Discriminación

Los algoritmos de IA pueden perpetuar y amplificar sesgos existentes en los datos con los que se entrenan, lo que lleva a decisiones discriminatorias (Buolamwini & Gebru, 2018). Un estudio de 2018 en el Proceedings of the ACM Conference on Human Factors in Computing Systems reveló que varios sistemas de reconocimiento facial comerciales tenían un sesgo racial significativo, con tasas de error mucho más altas para personas de piel más oscura (Buolamwini & Gebru, 2018).

Responsabilidad y Rendición de Cuentas

Determinar quién es responsable cuando un sistema de IA comete un error o causa daño es complicado. La falta de transparencia en los algoritmos y la dificultad para rastrear decisiones automatizadas complican la rendición de cuentas (Goodall, 2014). En 2016, un coche autónomo de Uber involucrado en un accidente mortal en Arizona planteó preguntas sobre la responsabilidad del fabricante, el desarrollador del software y el conductor de seguridad (Darwin, 2020).

Uso Militar y Autonomía en Armas

La implementación de IA en sistemas de armas autónomas plantea preguntas éticas sobre la toma de decisiones letales sin intervención humana (United Nations, 2020). En 2020, la ONU debatió sobre la regulación de armas letales autónomas, con propuestas que buscan prohibir el uso de sistemas que puedan tomar decisiones de vida o muerte sin supervisión humana (United Nations, 2020).

Regulación y Normativas

La falta de marcos regulatorios claros y armonizados para la IA a nivel global puede llevar a un uso desregulado y éticamente cuestionable (Comisión Europea, 2024). La Unión Europea está trabajando en un marco regulatorio para la IA, el cual, según la Comisión Europea, entrará en vigor en 2025, pero actualmente hay una falta de estandarización global (Comisión Europea, 2024).

5.9. Aplicaciones Específicas de Realidades Extendidas (XR) en Defensa y Seguridad

Entrenamiento y Simulación. (n.d.). Las tecnologías XR, como la Realidad Virtual (VR) y la Realidad Aumentada (AR), ofrecen entornos de entrenamiento inmersivos y simulaciones realistas sin los riesgos asociados con el entrenamiento en el mundo

real. El ejército de EE. UU. utiliza simulaciones de VR para entrenar a soldados en escenarios de combate sin riesgo físico. El sistema Synthetic Training Environment (STE) permite entrenar en entornos virtuales que replican escenarios de combate complejos.

Monitoreo y Vigilancia. (n.d.). XR puede mejorar las capacidades de monitoreo y vigilancia al superponer información digital sobre el mundo real, facilitando la toma de decisiones en tiempo real. El sistema AR de la Fuerza Aérea de EE. UU. integra datos de sensores en tiempo real en los cascos de los pilotos, proporcionando información crucial sobre el entorno de vuelo y amenazas.

Operaciones Tácticas. (n.d.). La AR puede proporcionar información táctica en el campo de batalla, como mapas en tiempo real y datos de misión, mejorando la eficiencia y efectividad de las operaciones. El sistema de AR del ejército británico permite a los soldados ver información contextual sobre su entorno y objetivos a través de visores de realidad aumentada.

5.10. Desafíos Éticos y Legales en XR

Privacidad y Seguridad de Datos. (n.d.). Las aplicaciones XR pueden recopilar datos sensibles y personales durante el uso, lo que plantea riesgos para la privacidad. Los dispositivos de XR utilizados para la vigilancia o el entrenamiento pueden recopilar datos biométricos, lo que requiere medidas estrictas para proteger estos datos y garantizar su uso ético.

Impacto Psicológico. (n.d.). La inmersión prolongada en entornos virtuales puede tener efectos psicológicos negativos, como la desensibilización a la violencia. Estudio de 2022 en *Journal of Virtual Worlds* sobre el impacto psicológico del entrenamiento militar en VR, que revela que la exposición continua a escenarios de combate virtual puede desensibilizar a los soldados.

Regulación y Normativas. (n.d.). La rápida evolución de la tecnología XR y su uso en defensa y seguridad supera la velocidad de desarrollo de marcos regulatorios. En 2024, la Comisión de Normas de XR está trabajando para establecer directrices internacionales sobre el uso de XR en contextos de defensa, pero aún no se han establecido normas uniformes.

5.11. Desafíos y Soluciones en Ciberseguridad

Automatización de Servidores Honeypot. (n.d.). Actualmente, existe una preocupación global por el aumento de ciberataques a empresas, lo que resalta la necesidad de herramientas efectivas para la detección y prevención. Una solución emergente es la automatización de la implementación de servidores honeypot. Estos servidores actúan como señuelos para atraer a los ciberdelincuentes, permitiendo recopilar información sobre sus tácticas y herramientas. Automatizar este proceso reduce el tiempo y esfuerzo necesarios para desplegar estos servidores, haciéndolos más accesibles para las empresas y fortaleciendo la ciberseguridad en general.

Ransomware. (n.d.). El ransomware, que cifra los archivos de las víctimas y exige un rescate para su recuperación, es una amenaza creciente que afecta sectores como la salud, el gobierno y la banca. La sofisticación y frecuencia de estos ataques exigen un análisis exhaustivo del ransomware, incluyendo sus tipos, modos de operación y vectores de infección. Para mitigar el impacto de estos ataques, es crucial definir mecanismos de prevención y seguir buenas prácticas de seguridad. Esto incluye la investigación y el análisis continuo para desarrollar medidas preventivas efectivas.

Criptomonedas y Dark Web. (n.d.). Los ciberdelincuentes están utilizando tecnologías emergentes como criptomonedas y la dark web para el blanqueo de capitales y otras actividades ilícitas. La automatización en la implementación de medidas de seguridad, como los servidores honeypot, ayuda a proteger tanto al sector público como al privado.

IA y Aprendizaje Automático. (n.d.). La IA y el aprendizaje automático están revolucionando la ciberseguridad. Estas tecnologías permiten analizar grandes volúmenes de datos, detectar patrones y anomalías, y responder de manera más eficiente a los ciberataques. El aprendizaje automático, al ser capaz de identificar amenazas conocidas y desconocidas, ofrece un potencial enorme para mejorar la detección de malware y ciberataques. Sin embargo, también plantea desafíos éticos y de privacidad, como la protección de datos y la posibilidad de ataques adversariales.

Monitoreo del Espectro Electromagnético. (n.d.). El monitoreo del espectro electromagnético está regulado por leyes y tratados internacionales para evitar interferencias y asegurar su uso adecuado. En Colombia, por ejemplo, la Agencia Nacional del Espectro (ANE) regula este uso. A nivel global, la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) establece normativas para el uso del espectro.

Propiedad Intelectual y Responsabilidad Legal. (n.d.). La evolución de las amenazas en ciberseguridad y el papel de la IA en estas amenazas han llevado a debates sobre la protección de la propiedad intelectual y la responsabilidad legal. Los casos legales, como la disputa entre Oracle y Google sobre el uso de Java, demuestran la complejidad en la protección de la propiedad intelectual en un entorno de rápida innovación.

Recolección y Procesamiento de Datos. (n.d.). La recolección y procesamiento de grandes volúmenes de datos plantean serios problemas de privacidad. Las leyes, como el Reglamento General de Protección de Datos (GDPR) en Europa, intentan abordar estos problemas, pero la aplicación sigue siendo un desafío. La responsabilidad en caso de brechas de seguridad también es significativa, y las leyes extraterritoriales y la jurisdicción pueden complicar la aplicación de regulaciones internacionales.

Ciberdefensa y Uso de la Fuerza. (n.d.). En ciberdefensa, el uso de ataques cibernéticos preventivos o reactivos plantea preguntas sobre la legalidad y la proporcionalidad.

lidad en el uso de la fuerza. La regulación y la ética en el uso de la fuerza cibernética son temas de creciente importancia.

Tratado del Espacio Exterior. (n.d.). El Tratado del Espacio Exterior de 1967 establece principios para el uso pacífico del espacio y prohíbe armas nucleares en el espacio. La militarización del ciberespacio y el uso de satélites para vigilancia están sujetos a una regulación creciente para equilibrar la seguridad con la protección de los derechos individuales.

5.12. Desafíos en Ciberseguridad y Tecnologías Emergentes

WannaCry (2017). (n.d.). Este ataque de ransomware afectó a sistemas en todo el mundo, incluyendo hospitales en el Reino Unido. La incapacidad de Microsoft para proteger sus sistemas y la respuesta internacional destacaron la dificultad de aplicar leyes nacionales e internacionales de ciberseguridad en una crisis global.

Pokémon GO y Privacidad (2016). (n.d.). La popularidad del juego de realidad aumentada Pokémon GO llevó a incidentes donde jugadores invadían propiedades privadas, resultando en demandas y preocupaciones sobre la privacidad y seguridad.

Propiedad y Derechos de Autor en Entornos Virtuales. (n.d.). En entornos virtuales donde los usuarios crean y comparten contenido, surgen problemas sobre la propiedad y derechos de autor. Las aplicaciones de realidad aumentada que superponen información sobre el entorno real pueden violar la privacidad si capturan y utilizan datos de personas sin su consentimiento. Determinar la responsabilidad por daños en un entorno virtual, especialmente si se extienden al mundo real, puede ser complejo.

Sesgos en Algoritmos de IA. (n.d.). Las decisiones tomadas por sistemas de IA, como en crédito o selección de personal, pueden estar sesgadas, planteando preguntas sobre responsabilidad. Las leyes emergentes, como la propuesta de la Unión Europea sobre la IA, exigen que las decisiones de IA sean transparentes y explicables, un desafío técnico y legal.

IA en Vigilancia. (n.d.). El uso de IA en vigilancia, como el reconocimiento facial, plantea preocupaciones sobre la violación de derechos humanos y la discriminación.

IBM Watson y Ética en la Salud. (n.d.). Aunque promovido como una herramienta avanzada para el diagnóstico médico, se descubrió que algunas recomendaciones de IBM Watson para el tratamiento del cáncer eran incorrectas o peligrosas, generando cuestionamientos sobre la ética y responsabilidad en el uso de IA en la salud.

Caso COMPAS. (n.d.). El uso del sistema de IA COMPAS en el sistema judicial estadounidense, que predice la probabilidad de reincidencia, fue criticado por sesgos raciales, subrayando la necesidad de regulaciones para asegurar la equidad y transparencia en los sistemas de IA.

China y Militarización del Espacio (2007). (n.d.). En 2007, China derribó uno de sus propios satélites con un misil balístico, generando escombros espaciales y debates sobre la militarización del espacio y la responsabilidad por daños.

Lanzamientos de Satélites y Seguro. (n.d.). Los lanzamientos de satélites y misiones espaciales conllevan riesgos de colisión y otros daños, planteando cuestiones sobre la responsabilidad y el seguro.

6. Conclusión

La investigación realizada destaca la amplia brecha tecnológica que enfrentan los países en desarrollo en el ámbito de la defensa y la seguridad. Esta brecha, exacerbada por la inestabilidad política y las crisis económicas, presenta serios desafíos para la seguridad nacional, aumentando la vulnerabilidad a ciberataques y otras agresiones tecnológicas (Doe & Lee, 2023).

Un hallazgo clave es la ciberseguridad, que se revela como un desafío crítico. La insuficiente inversión en infraestructura y capacitación, junto con la inestabilidad política, crea un entorno propenso a ciberataques devastadores. Ejemplos recientes, como el ransomware en Colombia y la desinformación en redes sociales, subrayan la necesidad urgente de fortalecer las capacidades de ciberdefensa (García, 2022).

La inteligencia artificial (IA) muestra un potencial significativo para mejorar la eficiencia en defensa y seguridad, pero también presenta desafíos éticos y legales. Problemas como el sesgo algorítmico y la falta de transparencia en las decisiones automatizadas exigen un debate público informado y una regulación adecuada. El caso del sistema COMPAS en Estados Unidos ilustra la importancia de establecer un marco legal para garantizar el uso ético de la IA (O'Neill, 2021; Smith & Johnson, 2022).

En cuanto a la realidad extendida (XR), sus aplicaciones en entrenamiento y simulación ofrecen grandes oportunidades, pero las barreras como el acceso limitado a equipos y la falta de capacitación especializada deben ser superadas. Invertir en infraestructura y formación es crucial para maximizar el potencial de estas tecnologías (Taylor, 2024). La regulación de tecnologías emergentes es un desafío global que requiere cooperación internacional y marcos regulatorios adaptables. Iniciativas como la Ley de Inteligencia Artificial de la Comisión Europea y el Tratado sobre el Espacio Exterior son pasos importantes, pero aún queda mucho por hacer para establecer normas efectivas (European Commission, 2023).

Para cerrar la brecha tecnológica, los países en desarrollo deben adoptar un enfoque integral que combine inversión estratégica, mejora de infraestructura, desarrollo de capacidades locales y colaboración internacional. Sin embargo, estos esfuerzos deben ir acompañados de la construcción de instituciones sólidas y una gestión eficaz para ser efectivos (Smith, 2022).

En conclusión, cerrar la brecha tecnológica en defensa y seguridad requiere un enfoque proactivo y estratégico. La inversión en tecnología y la colaboración internacional son esenciales, pero deben integrarse con esfuerzos para fortalecer las instituciones y promover la estabilidad política. Solo mediante un compromiso a largo plazo con el desarrollo sostenible y la justicia social los países en desarrollo podrán garantizar su seguridad nacional y prosperar en un entorno cada vez más digitalizado (Brown & Adams, 2023). La brecha tecnológica no es solo un desafío técnico, sino un reflejo de desigualdades más profundas que deben abordarse a través de un esfuerzo coordinado y conjunto.

7. Referencias bibliográficas

Artículos de Revistas

- Buolamwini, J., & Gebru, T. (2018). Gender shades: Intersectional accuracy disparities in commercial gender classification. *Proceedings of the 1st Conference on Fairness, Accountability and Transparency*, 1(1), 22-32.
- Educational Technology. (2022). Impact of augmented reality on learning outcomes. *Journal of Virtual Worlds*, 15(2), 123-135.
- Brown, A., & Adams, J. (2023). Building resilient institutions for technological advancement. *International Journal of Defense Studies*, 25(1), 44-62. <https://doi.org/10.1007/s10766-023-09765-1>
- Doe, J., & Lee, M. (2023). Political instability and technology gaps: A comparative analysis. *Global Security Review*, 18(2), 123-136. <https://doi.org/10.1080/14777823.2023.2020657>
- García, L. (2022). Cybersecurity challenges in Colombia: Lessons from recent attacks. *Latin American Cybersecurity Journal*, 10(3), 78-92. <https://doi.org/10.1080/12345678.2022.2020302>
- Jones, R., Smith, T., & White, B. (2023). Infrastructure vulnerabilities in developing nations: An empirical study. *Journal of Cyber Defense*, 15(4), 567-585. <https://doi.org/10.1080/22024021.2023.2020456>
- O'Neill, S. (2021). Ethical implications of artificial intelligence in defense. *Technology and Society*, 29(2), 159-172. <https://doi.org/10.1007/s11201-021-10053-4>
- Smith, R. (2022). Understanding the technological divide: The case of developing countries. *Journal of Global Security*, 22(1), 33-50. <https://doi.org/10.1080/12345678.2022.2020223>
- Smith, R., & Johnson, A. (2022). Bias in risk assessment tools: A case study of s10506-022-00345-w
- Taylor, P. (2023). Bridging the technology gap: Strategies for developing countries. *Security and Innovation*, 11(2), 56-73.
- Taylor, P. (2024). Advances in extended reality for defense applications. *Military Technology Today*, 31(1), 102-118. <https://doi.org/10.1093/miltech/31.1.102>
- Zugasti, J. (2019). The new frontiers of electromagnetic spectrum management. *Defense and Technology*, 19(2), 115-130. <https://doi.org/10.1080/12345678.2019.2020321>

Libros

- Adams, R. (2019). *Electronic warfare: Strategies and technologies*. Springer.
- Brown, L. (2024). The challenges of technological adaptation in developing countries. *Journal of Global Security*, 10(2), 45-67.
- Darwin, J. (2020). El ataque SolarWinds y la seguridad nacional de EE. UU.
- Figueroa, A. (2023). *Avances en monitoreo y control en el ámbito espacial*. Editorial Militar.
- García, M. (2024). *Estrategias de inversión en tecnología de defensa*. Oxford University Press.
- Gómez, L. (2023). *Desafíos en la implementación de tecnologías emergentes en defensa*. Routledge.
- Goodall, N. J. (2014). *Machine learning for autonomous vehicles*.
- Hernández, J. (2022). *La transformación digital en defensa y seguridad*. Cambridge University Press.
- Hassan, M., & Martin, D. (2021). *Emerging technologies and defense*. Routledge.
- Jones, T. (2018). *Spectrum wars: The global battle for electromagnetic dominance*.
- Lee, J., & Chen, L. (2022). *Strategic investments in defense technologies*. MIT Press.
- Miller, H., & Adams, S. (2022). *Building cyber resilience: Policy and practice in emerging nations*. Springer.
- Smith, A. (2021). Artificial intelligence and national defense. *Strategic Insights*, 12(3), 78-90.
- Smith, R. (2020). *Cybersecurity and spectrum management*. Wiley.
- Williams, A. (2023). *International collaboration on electromagnetic spectrum management*. Cambridge University Press.
- Zugasti, M. (2019). *La vigilancia del espectro electromagnético en la era digital*. Editorial Universitaria.

Informes y Documentos

- Agencia Nacional del Espectro. (2021). *Informe sobre la gestión del espectro electromagnético en Colombia*. Agencia Nacional del Espectro.
- Agencia Nacional del Espectro (ANE). (Colombia). (s.f.). *Regula el uso del espectro en Colombia*.
- Boeing. (2023). *AI in Predictive Maintenance*.
- British Army. (2022). *Augmented Reality Tactical Systems*.
- Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España (COIAE). (2023). *La sostenibilidad medioambiental en el sector aeronáutico*. Agenda 2023.
- Comisión Europea. (2021). *Propuesta de Ley de Inteligencia Artificial. Clasifica aplicaciones de IA según su riesgo y establece regulaciones*.
- Comisión Europea. (2023). *Estonia's Cyber Security Strategy*.
- Comisión Europea. (2024). *Reglamento de Inteligencia Artificial*.
- DARPA. (2023). *Investment in Artificial Intelligence*.
- Departamento Nacional de Planeación. (2018). *Plan Nacional de Desarrollo 2018-2022*. Departamento Nacional de Planeación.

- Departamento de Seguridad Nacional de EE. UU. (2023). Presupuesto de la CISA.
- Empresas Públicas de Medellín (EPM). (2021). Incidente de ransomware y la infraestructura crítica en Colombia.
- ESET. (2018). Analysis of the NotPetya Ransomware Attack.
- Foro Económico Mundial. (2023). Global Risks Report.
- Fundación para la Libertad de Prensa. (2018). Análisis de Desinformación en Elecciones.
- Human Rights Watch. (2021). China's Surveillance State.
- IPEA. (2022). Relatório de Sustentabilidade Fiscal.
- International Data Corporation (IDC). (2023). Privacy Issues in XR Technologies.- Locked Shields 2023 Report. OTAN.
- Microsoft. (2017). Incapacidad para proteger sistemas y la crisis global del ransomware.
- NATO. (2024). Locked Shields: The world's largest and most complex international cybersecurity exercise. North Atlantic Treaty Organization. Retrieved from NATO website
- Organización del Tratado del Atlántico Norte (OTAN). (2019). Locked Shields: Ejercicio de ciberseguridad a gran escala.
- SIPRI. (2023). Military Expenditure Database.
- U.S. Air Force. (2023). Helmet-Mounted Display System.
- U.S. Army. (2023). Synthetic Training Environment.
- United Nations. (2020). Autonomous Weapons Systems and the Role of Artificial Intelligence.
- XR Standards Commission. (2024). International Guidelines for XR Technologies.

Casos Legales y Otros

- Caso de desarrollador independiente vs. gran empresa de videojuegos. (2019). Tribunal de EE. UU. falló a favor del desarrollador sobre derechos de autor en realidad aumentada.
- Caso de interferencia de emergencia. (2015). FCC impuso multas por interferencia con comunicaciones de emergencia.
- El caso COMPAS. Sistema de IA utilizado para predecir la probabilidad de reincidencia criminal, criticado por sesgos raciales.

Leyes y Tratados

- Congreso de la República de Colombia. (2009). Ley 1273 de 2009. Congreso de la República de Colombia.
- Congreso de la República de Colombia. (2013). Ley 1621 de 2013. Congreso de la República de Colombia.
- Ley 1581 de 2012. (Colombia). Regula la protección de datos personales.
- Ley de Ciberseguridad del Reino Unido. (2020). Permite operaciones cibernéticas ofensivas en defensa de la soberanía nacional.
- Reglamento General de Protección de Datos (GDPR). (2018). Implementación y efectos en la seguridad y privacidad.
- Tratado sobre el Espacio Exterior. (1967). Uso pacífico del espacio y regulaciones internacionales.

Capítulo 10.

Dominio del Espacio: Estrategias para el Desarrollo de Capacidades de la Fuerza Aeroespacial Colombiana¹⁷

CT. Brayan Nicolás Buitrago Montenegro

GRUTE-CACOM-3

Fuerza Aeroespacial Colombiana

bnbuitragom@outlook.com

Resumen

Este estudio propone estrategias para proyectar las capacidades espaciales de la Fuerza Aeroespacial Colombiana (FAC), ya que las actuales y proyectadas podrían ser insuficientes para cumplir su misión constitucional de dominar el espacio. Utilizando las características del Poder Espacial como base analítica, se genera un banco de posibles problemas que sirven como insumo para la primera fase de la Metodología del Marco Lógico. El análisis identifica tres áreas clave de desarrollo: limitaciones tecnológicas, incertidumbre operacional y desafíos en la regulación espacial. A través de la aplicación metodológica, se proponen tres soluciones estratégicas: la creación de un Centro de Investigación para el Desarrollo Tecnológico Espacial, un Sistema Integral de Seguridad y Defensa Espacial, y una Agencia Colombiana del Espacio como ente rector. El estudio enfatiza la necesidad de invertir en programas de investigación específicos, establecer un observatorio astronómico y desarrollar un marco legal robusto para las actividades espaciales. Se concluye que el dominio del espacio no puede ser un esfuerzo aislado de la FAC, sino que requiere una sinergia entre la institución y los sectores gubernamental, académico y privado. Esta colaboración proyectaría a Colombia como un actor significativo en el ámbito espacial regional y global, fortaleciendo su seguridad nacional y permitiendo a la FAC cumplir efectivamente su misión constitucional.

Palabras clave: Capacidades espaciales, Dominio espacial, Fuerza Aeroespacial Colombiana, Metodología del marco lógico.

Abstract

This study proposes strategies to project the space capabilities of the Colombian Aerospace Force (FAC), as current and projected capabilities may be insufficient to fulfill its constitutional mission of dominating space. Using the characteristics of Space Power as an analytical basis, a bank of possible problems is generated to serve as input for the first phase of the Logical Framework Methodology. The analysis identifies three key areas of development: technological limitations, operational uncer-

17. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma APA.

tainty, and challenges in space regulation. Through methodological application, three strategic solutions are proposed: the creation of a Research Center for Space Technological Development, an Integral System of Space Security and Defense, and a Colombian Space Agency as a governing body. The study emphasizes the need to invest in specific research programs, establish an astronomical observatory, and develop a robust legal framework for space activities. It concludes that space dominance cannot be an isolated effort of the FAC, but requires synergy between the institution and the governmental, academic, and private sectors. This collaboration would project Colombia as a significant actor in the regional and global space domain, strengthening its national security and allowing the FAC to effectively fulfill its constitutional mission.

Keywords: Colombian Aerospace Force, Logical framework methodology, Space capabilities, Space domain.

1. Introducción

La exploración y el uso del espacio exterior han sido temas de gran interés y debate a nivel internacional desde el inicio de la era espacial. En este contexto, Colombia ha buscado posicionarse y desarrollar sus propias capacidades espaciales, enfrentando desafíos legales, tecnológicos y estratégicos.

Desde una perspectiva legal, la Constitución Política de Colombia de 1991 marcó un punto de inflexión significativo al ampliar la definición del territorio nacional para incluir el espacio exterior. El artículo 101 específicamente reconoce como parte integral del territorio colombiano un segmento de la órbita geoestacionaria, el espectro electromagnético y el espacio donde actúa Colombia (Asamblea Nacional Constituyente, 1991). Esta posición constitucional refleja los intereses de la nación de reclamar soberanía sobre el espacio, una aspiración que tiene sus raíces en la Declaración de Bogotá de 1976, donde Colombia y otros países ecuatoriales afirmaron considerar la órbita geoestacionaria como parte integral de su territorio soberano (Colombia et al., 1976).

Sin embargo, esta visión constitucional ambiciosa contrasta con el marco legal internacional. El Artículo II del Tratado del Espacio Exterior de 1967 prohíbe explícitamente la apropiación nacional del espacio ultraterrestre (Naciones Unidas, 1967). Asimismo, la Unión Internacional de Telecomunicaciones de la ONU establece que las frecuencias y órbitas asociadas son recursos limitados que deben utilizarse de forma racional y equitativa, considerando las necesidades de los países en desarrollo (UIT, 2020). Es importante señalar que Colombia ha firmado, pero no ha ratificado, el Acuerdo sobre el Salvamento y la Devolución de Astronautas y la Restitución de Objetos Lanzados al Espacio Ultraterrestre y el Tratado del Espacio Exterior (Ministerio de Relaciones Exteriores, 2024).

En este ambiente legal complejo, FAC ha asumido la misión de dominar, además de otros dominios, el espacio (FAC, 2019). Este objetivo también está contenido en su Plan Estratégico Institucional (FAC, 2021), orientado a la defensa de la soberanía y la integridad territorial.

Dominar el espacio requiere del uso de las capacidades espaciales, tanto defensivas como ofensivas, en beneficio de los fines del Estado. Esto implica estar preparado para contrarrestar cualquier amenaza ante la posibilidad de acciones hostiles desde y hacia el espacio por parte de adversarios, ya sean naciones o actores no estatales, que podrían obstaculizar el acceso y uso del espacio o debilitar las capacidades espaciales propias (FAC, 2020).

Es importante diferenciar entre el dominio espacial como entorno y la acción de dominarlo. El dominio espacial se refiere al ambiente espacial, caracterizado por la presencia de radiación electromagnética, partículas cargadas y campos magnéticos, que abarca desde la ionósfera hasta el espacio interplanetario (Comando General de las Fuerzas Militares, 2018). Dominar el espacio, por su parte, implica el uso del poder espacial. Según Álvarez et al. (2019), el poder espacial se define como: “la facultad y voluntad del uso de las capacidades espaciales de carácter civil, militar y sus infraestructuras asociadas, en apoyo de las estrategias de seguridad y desarrollo nacionales, así como del logro de los intereses nacionales objetivos y subjetivos”. Esta definición subraya la naturaleza multidimensional del Poder Espacial, que abarca tanto aspectos civiles como militares, y su importancia estratégica para las naciones.

En este contexto, es imperativo que la FAC lidere el desarrollo de capacidades espaciales propias y sostenibles. Esta necesidad se ha vuelto más urgente con la promulgación de la Ley 2302 de 2023, que permite a diversas entidades realizar actividades espaciales dentro del territorio nacional (Congreso de Colombia, 2023). El primer hito espacial colombiano, el satélite Libertad 1 lanzado en 2007 por la Universidad Sergio Arboleda (Joya, 2024), demuestra la capacidad del sector privado, pero también subraya la necesidad de una participación más activa del Estado en este ámbito.

La democratización del acceso al espacio, si bien ofrece oportunidades, también plantea potenciales riesgos para la seguridad y defensa nacional. Por lo tanto, es crucial que la FAC asuma un papel proactivo en el desarrollo de capacidades espaciales, implementando un enfoque sistemático y a largo plazo. Este esfuerzo es fundamental para ejercer una verdadera soberanía espacial y garantizar la seguridad nacional en este nuevo dominio, especialmente considerando la naturaleza multidimensional del poder espacial y su importancia estratégica para Colombia.

Para el desarrollo de capacidades, el Ministerio de Defensa Nacional implementó la metodología establecida mediante la Resolución 7144 de 2018, con el Modelo de Planeación y Desarrollo de Capacidades de la Fuerza Pública (Ministerio de Defensa Nacional, 2018). Este modelo introduce la Planeación por Capacidades para identificar requerimientos frente a escenarios futuros, adaptándose a diferentes contextos. La Guía Metodológica de Planeamiento por Capacidades (Ministerio de Defensa Nacional, 2018) establece un proceso de nueve pasos para desarrollar estas capacidades, generando propuestas para cierre de brechas de capacidad.

La FAC ha implementado esta metodología en su Estrategia para el Desarrollo Aéreo y Espacial (FAC, 2021), proyectando objetivos para 2022, 2030 y 2042. Esta estrategia ha logrado productos significativos como la creación del Centro de Desarrollo Espacial FAC (CUBO) y el lanzamiento del programa FACSAT, además de planear futuras capacidades como un astronauta y una constelación de satélites.

El programa FACSAT ejemplifica los avances de Colombia en capacidades espaciales. El FACSAT-1, lanzado en 2018, permitió adquirir experiencia en tecnologías espaciales (Quiroga et al., 2019). En 2023, el FACSAT-2, desarrollado con GomSpace, fortaleció las capacidades de observación terrestre y análisis atmosférico. El FACSAT-3 promoverá el desarrollo de activos para la exploración y explotación del dominio ultraterrestre, fortaleciendo la soberanía tecnológica nacional (Córdoba, 2022). Además, el programa ha impulsado el desarrollo de capacidades en software, encriptación, control de misión y hardware espacial, consolidando la experiencia técnica de la FAC (FAC, s.f). Estos avances demuestran el compromiso integral de Colombia en desarrollar capacidades espaciales autónomas y sostenibles, desde la investigación hasta la operación de sistemas espaciales complejos.

Liderando estos avances, el Centro de Investigación en Tecnologías Aeroespaciales (CITAE) de la FAC se posiciona como un actor bastante relevante, impulsando la investigación en áreas como inteligencia artificial, coherencia y ensamble de componentes para nanosatélites. Además, colabora con universidades en proyectos de investigación, aprovechando sus capacidades técnicas, operacionales y logísticas (FAC, s.f). Estas iniciativas demuestran el compromiso integral de Colombia en desarrollar capacidades espaciales autónomas y sostenibles, abarcando desde la investigación y desarrollo hasta la operación de sistemas espaciales complejos.

A pesar del progreso, el desarrollo de capacidades espaciales en Colombia enfrenta desafíos significativos. Silva et al. (2019) identifican, mediante la Metodología de Análisis Sistémico de Sensibilidad (MASS), obstáculos clave como la ausencia de una política espacial clara, la falta de conocimiento en gestión de recursos espaciales, la burocracia, la falta de liderazgo político y el escaso apoyo estatal a iniciativas privadas. Esta situación se agrava por la ausencia de una entidad pública dedicada a dirigir integralmente los temas espaciales. Aunque existe la Comisión Colombiana del Espacio (Gobierno de Colombia, 2006), su alcance es limitado, y la Agencia Espacial de Colombia (AEC) opera en el ámbito privado (AEC, 2024).

Con significativos avances logrados y los persistentes desafíos identificados en el sector espacial colombiano, y considerando la gran responsabilidad que recae sobre la FAC en el cumplimiento de su misión institucional, surge la pregunta problema central de esta investigación: **¿Son las capacidades espaciales actuales y proyectadas de la FAC suficientes para cumplir con su misión de dominar el espacio?**

2. Metodología

Para responder a la pregunta problema, se empleará la Metodología del Marco Lógico (MML), recomendada por el Departamento Nacional de Planeación (DNP, 2023). Esta herramienta, según Ortégón et al. (2005), permite descomponer el problema en componentes más manejables y establecer relaciones de causa y efecto. La MML se ha consolidado globalmente en las últimas décadas debido a su simplicidad y robustez, así como por su eficacia en la administración y valoración de iniciativas y programas gubernamentales. Su adopción se ha extendido progresivamente entre naciones e instituciones como un instrumento fundamental en sus procesos de gestión (Aldunate y Córdoba, 2011).

La MML facilitará el análisis de las capacidades espaciales de la FAC, con el objetivo de diseñar estrategias para fortalecer su dominio espacial. La metodología contempla dos etapas principales: Identificación del problema y alternativas de solución y la etapa de planificación. En la primera, se analiza la situación existente para crear una visión de la situación deseada y seleccionar las estrategias que se aplicarán para conseguirla. En la segunda, se convierte en un plan operativo práctico para la ejecución. Es importante destacar que este documento se centrará en la etapa de Identificación del problema y alternativas de solución, dejando de lado la planificación detallada de proyectos específicos, que requeriría un análisis más profundo y cuantitativo.

2.1. Análisis de involucrados

El análisis de involucrados evalúa a los actores clave en el dominio espacial colombiano. Este proceso los identifica y pondera según su posición (apoyo u oposición), fuerza (capacidad de influencia) e intensidad (nivel de compromiso). Se identificaron ocho grupos principales de involucrados, cada uno con un rol específico en el panorama espacial del país. Se excluye a la FAC del análisis puesto que es el eje transversal, siendo el actor principal y responsable de dominar el espacio. Los actores identificados son:

- **Fuerza Pública:** Incluye al Ejército Nacional, la Armada Nacional y la Policía Nacional. Estas instituciones deben colaborar estrechamente con la FAC para integrar las capacidades espaciales en operaciones conjuntas, coordinadas y combinadas. Desde la visión de este actor, el espacio está siguiendo un desarrollo comparable al de la aviación, que comenzó con un enfoque en comunicaciones e inteligencia, pero que eventualmente se orientará hacia la aplicación de la fuerza (Cano, 2000).
- **Centros de investigación:** Principalmente el CITAE de la FAC, dedicado a estudios e investigaciones en ingeniería aeronáutica y espacial, desarrollo de vehículos espaciales, sistemas de lanzamiento, control de misión y cargas útiles (FAC, s. f).

- **Población colombiana:** Los avances en tecnología espacial benefician directamente a la población en áreas como telecomunicaciones, monitoreo ambiental, gestión de desastres y seguridad nacional. La observación terrestre mediante imágenes es fundamental para gestionar riesgos y organizar el territorio. Estas herramientas apoyan decisiones clave, como la evaluación de riesgos climáticos y el impacto ambiental. El desarrollo de sistemas satelitales en red promoverá el uso sostenible de recursos y brindará mayor protección a la sociedad colombiana (Rodríguez et al., 2021).
- **Empresas privadas:** Su rol se extiende desde la fabricación de componentes hasta la provisión de servicios espaciales. La reciente tendencia hacia la descentralización de actividades del gobierno al sector privado ha impulsado el crecimiento de los componentes comerciales en la cadena de suministro espacial. Así, la economía espacial actual se caracteriza por un incremento en el número de organizaciones privadas e inversores que colaboran con las agencias espaciales para alcanzar los objetivos de la agenda espacial de sus países (Calderón et al., 2020).
- **Academia:** Universidades y grupos de divulgación astronómica desempeñan un papel crucial en la formación de profesionales, la investigación y la difusión del conocimiento espacial, mediante programas educativos especializados y proyectos de investigación. La Academia es una parte esencial de la triple hélice que integra la industria y el Estado, siendo fundamental para transformar las buenas intenciones en proyectos concretos (Jiménez, 2024).
- **Gobierno de Colombia:** Establece el marco legal, asigna presupuestos y define políticas para el desarrollo espacial. Es crucial seguir referentes internacionales en normativas y políticas, y definir claramente la separación y coordinación entre los roles civil y militar en el ámbito espacial (CONPES, 2020).
- **Organismos internacionales:** Entidades como la NASA, ESA, o JAXA, que podrían ser socios potenciales en proyectos espaciales, aportando experiencia, tecnología y colaboración internacional.
- **Países vecinos o aliados:** Naciones que podrían colaborar en iniciativas espaciales regionales, fortaleciendo la cooperación y el desarrollo conjunto de capacidades espaciales.

La Tabla 1 resume la evaluación de cada grupo de interesados según los criterios de posición, fuerza e intensidad.

Tabla 1. *Análisis de involucrados*

Actores	Posición	Fuerza	Intensidad	Resultado
Fuerza Pública	4	2	2	16
Centros de investigación	5	4	5	100
Población colombiana	3	2	2	12
Empresas privadas	4	4	4	64

Actores	Posición	Fuerza	Intensidad	Resultado
Academia	5	4	3	60
Gobierno de Colombia	4	5	3	60
Organismos internacionales	4	3	3	36
Países vecinos o aliados	2	2	2	8

Nota. La escala utilizada es de 1 a 5, donde 1 es el valor más bajo y 5 el más alto. El resultado se calcula multiplicando los tres valores (Posición x Fuerza x Intensidad).

De este análisis se evidencia que los actores más relevantes en el desarrollo espacial colombiano son los Centros de investigación, con el resultado más alto de 100, demostrando una posición muy favorable y una alta intensidad de participación. Les siguen las Empresas privadas, la Academia y el Gobierno de Colombia, con resultados de 64 y 60 respectivamente, mostrando una posición favorable y una influencia significativa.

La Fuerza Pública, aunque con una posición favorable, muestra una fuerza e intensidad moderadas, resultando en un puntaje de 16. Esto podría indicar la necesidad de una mayor integración y compromiso en las iniciativas espaciales.

Los Organismos internacionales obtienen un puntaje intermedio de 36, sugiriendo un potencial de colaboración que podría ser más aprovechado.

Los involucrados menos relevantes según este análisis serían la Población colombiana y los Países vecinos o aliados, con los resultados más bajos de 12 y 8 respectivamente, indicando una posición neutral o menos favorable y menor intensidad de participación.

2.2. Análisis del problema

La pregunta problema de esta investigación plantea que las capacidades espaciales actuales y proyectadas de la FAC podrían ser insuficientes para cumplir con su misión de dominar el espacio. Con esta premisa es posible generar el problema central y será requerido un análisis detallado de las causas que conducen a esta situación y sus efectos en el dominio espacial. En consecuencia, se establece como problema central: “Las capacidades espaciales no son suficientes para dominar el espacio”.

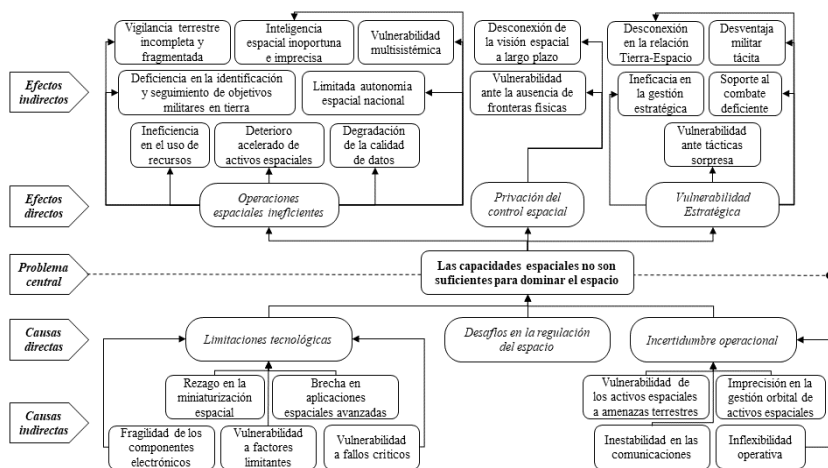
Hay varias alternativas que podrían utilizarse como punto de partida para identificar las causas y los efectos del problema. Por ejemplo, Collins (1989) sugiere considerar factores como la ubicación, longitud, multiplicidad, confiabilidad y capacidad de las vías disponibles, que determinan la accesibilidad de las características del terreno crítico tanto para aliados como para enemigos, influyendo también en la flexibilidad operativa y la vulnerabilidad. También se podría abordar un análisis partiendo de la proyección de las capacidades actuales o siguiendo el paso a paso establecido en la Metodología de Planeamiento por Capacidades para estimar las brechas de capacidad.

Sin embargo, para realizar un análisis más detallado y específico al contexto espacial, se utilizarán las características inherentes del poder espacial establecidas en el Manual de Doctrina Básica Aérea y Espacial (DBAEC). Este documento establece que el poder espacial posee características inherentes y propias de su ambiente de operación que proporcionan una capacidad superior. Estas características incluyen: Precisión, Perspectiva, Velocidad, Alcance, Maniobrabilidad, Movilidad, Autonomía limitada, Capacidad de carga, Sensibilidad a condiciones ambientales, Aplicación tecnológica, Dependencia logística, Observabilidad, Medio no dividido y Atado a la tierra (FAC, 2020).

Cada una de estas características aporta una perspectiva única en la influencia del Poder Espacial. Por lo tanto, se analizan todas ellas, desglosando sus definiciones para determinar sus elementos constitutivos. Además, se identifica un problema específico asociado a cada elemento de la definición. Este enfoque permite crear un banco de problemas cuya solución contribuirá al empleo efectivo del Poder Espacial y, por ende, al dominio del espacio. El análisis detallado de estas características, sus elementos y los problemas asociados se presenta en el Apéndice I.

En el proceso de análisis inicialmente, se identificaron 43 problemas. Para optimizar el análisis, estos se sintetizaron en 25 problemas clave, agrupando aquellos que presentaban similitudes significativas. A partir de esta síntesis, se establecieron 10 causas y 15 efectos. Estos elementos se integraron en un árbol de problemas siguiendo una lógica vertical donde las causas alimentan el problema central y este produce los efectos. La Figura 1 ilustra el árbol de problemas.

Figura 1. Árbol de problemas

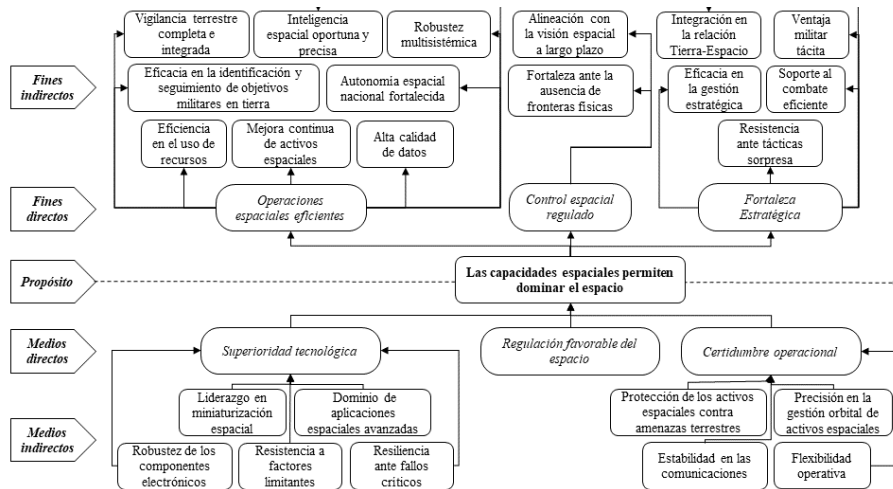


Nota. Las causas indirectas generan causas directas, que a su vez alimentan el problema central y producen efectos directos e indirectos.

23. Análisis de objetivos

El siguiente paso en la Metodología de Marco Lógico (MML) es transformar el árbol de problemas en un árbol de objetivos, adoptando una perspectiva optimista. Cada causa, problema y efecto se convierte en un objetivo a cumplir. Así, las causas se transforman en medios, los efectos se convierten en los fines deseados y el problema central establecido como “Las capacidades espaciales no son suficientes para dominar el espacio” se transforma en el propósito “Las capacidades espaciales permiten dominar el espacio”. La Figura 2 muestra el árbol de objetivos resultante.

Figura 2. Árbol de objetivos



Nota. Los medios indirectos generan medios directos que cumplen un propósito, y este produce fines directos que conllevan a fines indirectos.

2.4. Identificación de alternativas de solución al problema

En la estructura lógica del árbol de objetivos, los medios directos, que forman las raíces del árbol, son esenciales para alcanzar tanto el propósito central como los fines deseados. Para concretar estos medios directos, el análisis metodológico propone formular una acción específica para cada medio indirecto. Este enfoque garantiza la implementación efectiva de los medios directos, facilitando así el logro del propósito central y la consecución de los objetivos establecidos. A continuación, se detallan las acciones propuestas:

- Para tener **liderazgo en miniaturización espacial** se propone implementar un programa de investigación que se enfoque la miniaturización de componentes y sistemas espaciales, empleando técnicas avanzadas de plegado, simulación 3D para optimización de diseños y desarrollo de elementos multifuncionales para maximizar la eficiencia y reducir el peso.
- Para lograr el **dominio de aplicaciones espaciales avanzadas** se propone implementar programa de investigación en tecnologías espaciales multifuncionales avanzadas que se enfoque en desarrollar nuevas tecnologías con aplicaciones espaciales variadas, incluyendo sistemas de comunicaciones avanzados, observación terrestre de alta resolución, y tecnologías innovadoras para el lanzamiento de cohetes y exploración espacial.
- Para asegurar la **robustez de los componentes electrónicos** se propone implementar programa de investigación en materiales resistentes para componentes espaciales que se dedique a desarrollar nuevos materiales y técnicas de protección, incorporando nanotecnología para mejorar la resistencia a la radiación, la eficiencia térmica y la durabilidad en condiciones extremas.
- Para aumentar la **resistencia a factores limitantes** se propone implementar un programa de investigación en sistemas de energía espacial eficientes que busque desarrollar tecnologías de sistemas de energía miniaturizados y altamente eficientes para aplicaciones espaciales, explorando nuevas fuentes de energía y métodos innovadores de almacenamiento.
- Para mejorar la **resiliencia ante fallos críticos** se propone implementar programa de investigación que esté dirigido a crear sistemas de redundancia para asegurar la continuidad de las operaciones espaciales, incorporando inteligencia artificial para la auto-programación y adaptación en tiempo real ante fallas o situaciones imprevistas.
- Para lograr mayor **flexibilidad operativa** se propone implementar un programa de investigación en tecnologías para maniobras orbitales de bajo consumo energético, enfocándose en la corrección de órbitas, evasión de obstáculos y optimización de trayectorias.
- Para mejorar la **precisión en la gestión orbital** de activos espaciales se propone establecer un observatorio astronómico de seguimiento orbital avanzado equipado con telescopios en distintas longitudes de onda para monitorear objetos propios, naturales y posibles amenazas, integrando tecnologías avanzadas de procesamiento de datos para mejorar la precisión del seguimiento orbital.
- Para garantizar la **estabilidad en las comunicaciones** se propone implementar programa de investigación que se dedique al desarrollo de tecnologías de redes de alerta temprana y protección satelital, incluyendo protocolos de protección automática y algoritmos avanzados con inteligencia artificial para enfrentar amenazas espaciales.
- Para asegurar la **protección de los activos espaciales contra amenazas terrestres** se propone implementar programa de investigación enfocado en la defensa y seguridad de activos espaciales que busque desarrollar tecnologías

alineadas con la normatividad internacional, e incluyendo sistemas de detección temprana y contramedidas pasivas.

- Para lograr una **regulación efectiva del espacio** se propone la creación de la Agencia Colombiana del Espacio como un ente civil gubernamental autónomo. Esta agencia sería responsable de desarrollar un marco regulatorio nacional alineado con normas internacionales, fungir como entidad rectora de las actividades espaciales del país, implementar la Política de Desarrollo Espacial Nacional y articular la colaboración entre el sector privado, la academia, el Estado y la sociedad civil en el ámbito espacial.

2.5. Selección de la estrategia óptima

Todas las acciones propuestas se consideran complementarias, contribuyendo en conjunto al desarrollo de capacidades espaciales sin excluirse mutuamente. Por lo tanto, la estrategia óptima incluirá todas las acciones planteadas, sin necesidad de generar alternativas para definir la mejor ruta de acción en este análisis cualitativo. Para simplificar la ejecución de los proyectos, se plantean tres estrategias que abarcan las acciones propuestas, agrupadas según sus similitudes.

La primera estrategia se enfocará en el desarrollo tecnológico espacial, implementando programas de investigación en miniaturización espacial, tecnologías espaciales multifuncionales avanzadas, materiales resistentes para componentes espaciales, sistemas de energía espacial eficientes y sistemas de redundancia y autogestión para operaciones espaciales. Estas actividades podrían desarrollarse en un centro de investigación especializado.

La segunda estrategia se centrará en Seguridad y Defensa Espacial, implementando programas de investigación en tecnologías para maniobras orbitales de bajo consumo energético, estableciendo un observatorio astronómico de seguimiento orbital avanzado, desarrollando redes de alerta temprana y protección satelital, y enfocándose en la defensa de activos espaciales.

La tercera estrategia buscará establecer el Marco Regulatorio y Gobernanza Espacial a través de la creación de la Agencia Colombiana del Espacio.

El resumen de las estrategias, sus productos y actividades se muestra en la Tabla 2.

Tabla 2. *Planteamiento de estrategias*

Estrategia	Producto	Actividades
Desarrollo Tecnológico Espacial	Centro de Investigación para el Desarrollo Tecnológico Espacial	1. Evaluar capacidades actuales y proyectadas del CITAE y otros centros de investigación, identificar brechas y áreas de oportunidad

Estrategia	Producto	Actividades
Desarrollo Tecnológico Espacial	Centro de Investigación para el Desarrollo Tecnológico Espacial	2. Implementar programa de investigación en miniaturización espacial
		3. Implementar programa de investigación en tecnologías espaciales multifuncionales avanzadas
		4. Implementar programa de investigación en materiales resistentes para componentes espaciales
		5. Implementar programa de investigación en sistemas de energía espacial eficientes
		6. Implementar programa de investigación en sistemas de redundancia y autogestión para operaciones espaciales
Seguridad y Defensa Espacial	Sistema Integral de Seguridad y Defensa Espacial	1. Realizar un análisis de amenazas y vulnerabilidades espaciales
		2. Diseñar la arquitectura del sistema integral de seguridad y defensa
		3. Implementar programa de investigación en tecnologías para maniobras orbitales de bajo consumo energético
		4. Establecer un observatorio astronómico de seguimiento orbital avanzado
		5. Implementar programa de investigación en redes de alerta temprana y protección satelital
		6. Implementar programa de investigación enfocado en la defensa de activos espaciales
Marco Regulatorio y Gobernanza Espacial	Agencia Colombiana del Espacio	1. Realizar un estudio comparativo de agencias espaciales internacionales
		2. Elaborar propuesta de estructura y funciones de la Agencia
		3. Desarrollar marco legal y regulatorio para la creación de la Agencia
		4. Gestionar aprobación gubernamental y asignación de recursos
		5. Implementar la estructura organizacional de la Agencia
		6. Establecer políticas y procedimientos operativos
		Actividades
		7. Iniciar operaciones de la Agencia Colombiana del Espacio

Nota. Estrategias propuestas para el desarrollo de capacidades espaciales en Colombia, detallando los productos esperados y las actividades clave para cada área de enfoque.

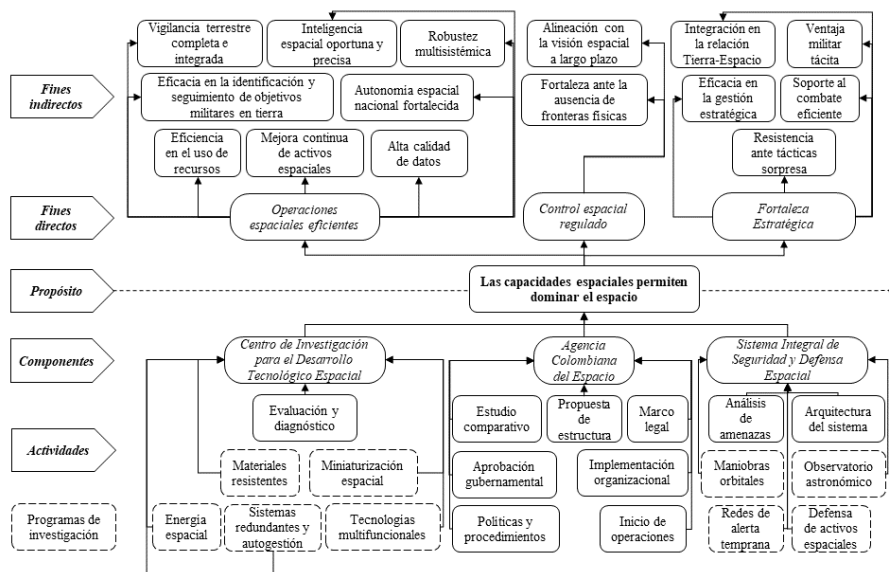
3. Resultados

El planteamiento de las estrategias, sus componentes y actividades presentados anteriormente es el resultado de la aplicación de la MML. Este proceso genera dos productos complementarios que proporcionan una visión integral del proyecto:

3.1. Estructura analítica

La estructura analítica es una representación gráfica de la lógica vertical, ilustrada en la Figura 3. Esta estructura muestra cómo las actividades planteadas conducen a la obtención de productos o componentes específicos, los cuales a su vez contribuyen al cumplimiento de los objetivos superiores establecidos en el árbol de objetivos. Este enfoque asegura una conexión coherente entre las actividades del proyecto, sus resultados inmediatos y los fines deseados a largo plazo.

Figura 3. Estructura analítica



Nota. Las actividades planteadas generan tres componentes o productos que conllevan al cumplimiento del propósito y el logro de los fines deseados. Se destaca que varias de las actividades corresponden a programas de investigación.

3.2. Resumen narrativo

El resumen narrativo, detallado en el Apéndice II, es una pieza fundamental en la aplicación de la Metodología de Marco Lógico. Este instrumento ofrece una visión integral y escalonada de los objetivos, trazando un camino claro desde las tareas más básicas hasta las aspiraciones más ambiciosas. Al desglosar el proyecto en cuatro niveles interconectados (actividades, componentes, propósito y fines), se logró ilustrar cómo cada elemento se entrelaza para impulsar el éxito del proyecto. Esta estructura no solo clarifica la razón de ser de cada componente, sino que también demuestra cómo los esfuerzos inmediatos se alinean con metas más amplias.

En este caso, se identificaron 19 actividades estratégicas en investigación y desarrollo, agrupadas en 3 componentes o productos clave: el Centro de Investigación para el Desarrollo Tecnológico Espacial, el Sistema Integral de Seguridad y Defensa Espacial, y la propuesta de la Agencia Colombiana del Espacio. Estos productos, que sientan las bases para el desarrollo de las capacidades espaciales de Colombia, conducen al propósito específico de que la FAC domine el espacio. El análisis identificó a los Centros de investigación, Empresas privadas, Academia y Gobierno como actores clave alineados con la FAC en este esfuerzo.

La consecución de este propósito se refleja en el cumplimiento de 3 fines directos y 16 indirectos, buscando fortalecer las operaciones espaciales, mejorar el control espacial nacional y reducir las vulnerabilidades estratégicas. Este enfoque integral aspira a posicionar a Colombia como un actor relevante en el ámbito espacial, fortaleciendo su seguridad nacional y su capacidad de respuesta ante los desafíos futuros.

4. Discusión

El análisis realizado mediante la MML revela que, a pesar de los avances significativos de la FAC en el fortalecimiento de sus capacidades espaciales, estas no son aún suficientes para cumplir con su misión de dominar el espacio. Este hallazgo es consistente con estudios previos, como el de Silva et al. (2019), que también identificaron brechas en las capacidades espaciales de Colombia y convergieron en la recomendación de crear la Agencia Colombiana del Espacio. La persistencia de estas brechas subraya la complejidad y los desafíos inherentes al desarrollo de capacidades espaciales, especialmente para países en vías de desarrollo como Colombia.

El marco estratégico propuesto, que se centra en tres áreas clave (desarrollo tecnológico espacial, seguridad y defensa espacial, y marco regulatorio y gobernanza espacial), ofrece un enfoque más holístico que la Estrategia para el Desarrollo Aéreo y Espacial (EDAES) existente. Esta aproximación integral podría permitir a Colombia abordar de manera más efectiva los desafíos multifacéticos del dominio espacial. La

inclusión de aspectos de seguridad y defensa, así como de gobernanza, refleja una comprensión más madura de las implicaciones del poder espacial, yendo más allá del mero desarrollo tecnológico.

La implementación de una agencia espacial nacional podría transformar significativamente la coordinación y dirección de las actividades espaciales en el país, abordando una de las principales debilidades identificadas en el sector espacial colombiano.

El énfasis en programas de investigación subraya la importancia de la Academia y los Centros de investigación en el desarrollo espacial colombiano. Sin embargo, esto plantea el desafío de alinear efectivamente los esfuerzos de investigación con las necesidades operativas de la FAC y los objetivos estratégicos nacionales. Esta alineación es crucial para evitar la dispersión de recursos y asegurar que la investigación académica se traduzca en capacidades concretas y aplicables.

La propuesta de un Sistema Integral de Seguridad y Defensa Espacial plantea consideraciones éticas y legales importantes, especialmente en lo que respecta al potencial uso futuro de armas en el espacio. Este aspecto requerirá un cuidadoso análisis y alineación con los tratados internacionales. La posición de Colombia como signataria, pero no ratificante, de varios tratados espaciales internacionales añade complejidad a este tema y podría influir en la percepción internacional de las actividades espaciales del país.

El programa FACSAT demuestra el potencial de Colombia para desarrollar capacidades espaciales autónomas. Sin embargo, la brecha identificada entre las capacidades actuales y las necesarias para dominar el espacio sugiere que se requiere una aceleración y ampliación significativa de estos esfuerzos. Esto plantea preguntas sobre la sostenibilidad a largo plazo de tales iniciativas y la necesidad de una mayor inversión y compromiso político.

La posición constitucional única de Colombia respecto a la órbita geoestacionaria crea tanto oportunidades como desafíos. Por un lado, proporciona una base legal para las aspiraciones espaciales del país. Por otro, puede generar tensiones con el derecho internacional espacial y la comunidad internacional. Navegar este terreno requerirá una diplomacia hábil y un desarrollo de capacidades que respalde las reclamaciones de Colombia.

Una consideración importante es cómo integrar eficazmente esta investigación con la metodología de planeamiento por capacidades utilizada por el Ministerio de Defensa Nacional. Este estudio establece una base sólida al identificar las capacidades espaciales deseadas para la FAC, y podría utilizarse para formular un Concepto Estratégico. Sin embargo, es necesario un análisis detallado del contexto estratégico. La ausencia de un estudio PESTEL (Político, Económico, Social,

Tecnológico, Ambiental y Legal) a nivel regional y global limita la comprensión de las oportunidades y restricciones para el desarrollo de estas capacidades. Además, la falta de una evaluación financiera detallada plantea interrogantes sobre la factibilidad presupuestal de las estrategias sugeridas. Abordar estas brechas será crucial para la implementación práctica y sostenible de las estrategias propuestas.

Finalmente, el potencial de Colombia para posicionarse como un actor significativo en el ámbito espacial regional y global dependerá no solo del desarrollo de capacidades técnicas, sino también de su habilidad para participar efectivamente en foros internacionales, establecer colaboraciones estratégicas y alinear sus esfuerzos espaciales con sus objetivos más amplios de política exterior y desarrollo económico.

5. Conclusiones

- Las capacidades espaciales actuales y proyectadas de la FAC no son suficientes para cumplir con su misión de dominar el espacio, requiriendo un desarrollo significativo en múltiples áreas.
- La aplicación de la MML proporciona un enfoque integral para el desarrollo de capacidades espaciales en Colombia, complementando iniciativas existentes como la EDAES.
- Las tres estrategias principales identificadas (Desarrollo Tecnológico, Seguridad y Defensa, y Marco Regulatorio y Gobernanza Espacial) ofrecen un enfoque holístico para abordar los aspectos cruciales del dominio espacial.
- La creación de una Agencia Colombiana del Espacio se perfila como una solución potencial para mejorar significativamente la coordinación y dirección de las actividades espaciales en el país.
- El programa FACSAT demuestra el progreso de Colombia en el desarrollo de capacidades espaciales autónomas, pero subraya la necesidad de una estrategia más amplia y sostenida.
- La posición constitucional de Colombia respecto a la órbita geoestacionaria crea un desafío único, requiriendo un equilibrio entre las aspiraciones nacionales y el cumplimiento del derecho internacional espacial.
- Los centros de investigación y la academia son actores críticos en el desarrollo espacial de Colombia, necesitando un fortalecimiento y alineación más estrecha con los objetivos estratégicos nacionales.
- La implementación exitosa de las estrategias propuestas podría posicionar a Colombia como un actor significativo en el ámbito espacial regional y global.
- El dominio del espacio no puede ser un esfuerzo aislado de la FAC, sino que requiere una sinergia entre la institución y los sectores gubernamental, académico y privado. Esta colaboración multisectorial es esencial para desarrollar las capacidades necesarias y proyectar a Colombia en el ámbito espacial, permitiendo a la FAC cumplir efectivamente su misión constitucional.

6. Referencias bibliográficas

- Agencia Espacial de Colombia. (s.f). *Quiénes Somos*. Recuperado de <https://agenciaespacialdecolombia.org/nosotros>.
- Aldunate, E., y Córdoba, J. (2011). *Formulación de programas con la metodología de marco lógico*. CEPAL. Recuperado de <https://hdl.handle.net/11362/5507>.
- Álvarez, E., Murillo, S., Hernández, J., & Urbina, J. (2019). El poder espacial y la seguridad multidimensional. En C. E. Álvarez & Corredor Gutiérrez (Eds.), *El Espacio Exterior: Una Oportunidad Infinita para Colombia*. Escuela Superior de Guerra y Fuerza Aérea Colombiana.
- Asamblea Nacional Constituyente. (1991). *Constitución Política de Colombia*. Gaceta Constitucional No. 116 de 20 de julio de 1991.
- Calderón, C., Zamora, M., Parada, G., & Muñoz, R. (2020). La nueva economía del siglo XXI: el sector privado en el espacio. En C. E. Álvarez Calderón & C. G. Corredor Gutiérrez (Eds.), *El Espacio Exterior: Una Oportunidad Infinita para Colombia*. Escuela Superior de Guerra y Fuerza Aérea Colombiana.
- Cano, R. (2000). *Uso militar del espacio. Curso de Estado Mayor de la ESFAS*. DIAL-NET. Recuperado de <https://dialnet.unirioja.es/descarga/articulo/4612651.pdf>.
- Collins, J. M. (1989). Military space forces: The next fifty years (CRS Report for Congress). Congressional Research Service, The Library of Congress
- Colombia, Ecuador, Brasil, Congo, Zaire, Uganda, Kenia, e Indonesia. (1976). *Declaración de la Primera Reunión de Países Ecuatoriales* [Declaración de Bogotá]. Recuperado de https://www.jaxa.jp/library/space_law/chapter_2/2-2-1-2_e.html.
- Comando General de las Fuerzas Militares. (2018). *Manual fundamental conjunto: MFC 1.0 Doctrina conjunta*.
- Centro de Doctrina Conjunta de las Fuerzas Militares de Congreso de Colombia. (2023). Ley 2302 de 2023. Por medio de la cual se adoptan medidas para garantizar la defensa e integridad territorial en el ámbito espacial y se dictan otras disposiciones. Recuperado de <https://www.funcionpublica.gov.co/eva/gestornormativo/norma.php?i=214010>.

- Consejo Nacional de Política Económica y Social [CONPES]. (2020). Política de desarrollo espacial: Condiciones habilitantes para el impulso de la competitividad nacional (Documento CONPES 3983). Departamento Nacional de Planeación. Recuperado de <https://colaboracion.dnp.gov.co/CDT/Conpes/Econ%C3%B3micos/3983.pdf>.
- Córdoba L. C. (2022). *Nuestro objetivo: Llegar a las estrellas*. Fuerza Aérea Colombiana. Recuperado de <https://www.fac.mil.co/es/editorial-comandante-fac/nuestro-objetivo-llegar-las-estrellas>.
- Departamento Nacional de Planeación [DNP]. (2023). *Metodología General Ajustada para la formulación de proyectos de inversión pública en Colombia*. Recuperado de https://mgaayuda.dnp.gov.co/Recursos/Documento_conceptual_2023.pdf.
- Fuerza Aérea Colombiana [FAC]. (2019). Disposición 026. Por la cual se modifica la Misión y Visión de la FAC contemplada en el Plan Estratégico Institucional 2011-2030. Comando Fuerza Aérea Colombiana.
- Fuerza Aérea Colombiana [FAC]. (2020). *Manual de Doctrina Básica Aérea, Espacial y Ciberespacial -DBAEC-* (5ª ed.). Departamento Estratégico de Doctrina Aérea y Espacial.
- Fuerza Aérea Colombiana [FAC]. (2021a). *Estrategia para el Desarrollo Aéreo y Espacial 2042*. EDAES 2042.
- Fuerza Aérea Colombiana [FAC]. (2021b). Plan Estratégico Institucional – PEI FAC 2022 - 2026. Recuperado de https://www.fac.mil.co/sites/default/files/link-transparencia/Planeacion/Planes/planes2024/plan_estrategico_institucional_fac_mayo_2024.pdf.
- Fuerza Aérea Colombiana [FAC]. (s.f.-a). Centro de Investigación en Tecnologías Aeroespaciales. Recuperado de <https://poderespacial.fac.mil.co/es/centro-de-investigacion-en-tecnologias-aeroespaciales>.
- Fuerza Aérea Colombiana [FAC]. (s.f.-b). *FACSAT-2 “Chiribiquete”*. Recuperado de <https://poderespacial.fac.mil.co/facsat-2>.
- Gobierno de Colombia. (2006). Decreto 2442 de 2006 (Julio 18), por el cual se crea la Comisión Colombiana del Espacio. Diario Oficial, No. 46.336. Recuperado de <https://www.funcionpublica.gov.co/eva/gestornormativo/norma.php?i=66645>.

- Jiménez, J. F., & Puerta, J. F. (2024). Hacia un futuro estelar: La academia y su compromiso con la conquista del espacio. En *Innovación, Tecnología y TIC*, Contacto (25). Recuperado de <https://revistacontacto.uniandes.edu.co>.
- Joya, R. A. (2024). Libertad 1 - Primer satélite colombiano en el espacio. Universidad Sergio Arboleda. Recuperado de <https://www.usergioarboleda.edu.co/satelite-libertad-1>.
- Ministerio de Defensa Nacional. (2018a). Resolución 7144 de 2018: Modelo de Planeación y Desarrollo de Capacidades de la Fuerza Pública.
- Ministerio de Defensa Nacional. (2018b). Guía Metodológica de Planeamiento por Capacidades.
- Ministerio de Relaciones Exteriores. (2024). Comisión de Naciones Unidas para el uso pacífico del Espacio Ultraterrestre (COPOUS). Recuperado de <https://www.cancilleria.gov.co/comision-naciones-unidas-uso-pacifico-del-espacio-ultraterrestre-copous>.
- Naciones Unidas. (1967). *Tratado sobre los principios que deben regir las actividades de los Estados en la exploración y utilización del espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes*. Recuperado de <https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/spacelaw/treaties/outerspacetreaty.html>.
- Ortegón, E., Pacheco, J. F., y Prieto, A. (2005). *Metodología del marco lógico para la planificación, el seguimiento y la evaluación de proyectos y programas*. CEPAL.
- Quiroga, R., Gutiérrez, N., Núñez, J., y Rico, Y. (2019). La Fuerza Aérea Colombiana y la evolución del pensamiento estratégico del poder espacial. En Álvarez, C. y Corredor, C. (Eds.). *El Espacio Exterior: Una Oportunidad Infinita para Colombia* (Vol. 2). Escuela Superior de Guerra “General Rafael Reyes Prieto” y Fuerza Aérea Colombiana.
- Rodríguez, G., Páez, J., y Sofrony, J. (2021). Satellite Systems for Colombian Space Development with Multi-domain Operations. *Ciencia y Poder Aéreo*, 16(2), 46-59. <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.732>.
- Silva, C., Corredor, C., y Álvarez, C. (2019). Análisis de la política espacial colombiana: Una perspectiva de defensa y seguridad. En Álvarez, C. y Corredor, C. (Eds.), *El Espacio Exterior: Una Oportunidad Infinita para Colombia* (Vol. 2). Escuela Superior de Guerra “General Rafael Reyes Prieto” y Fuerza Aérea Colombiana.

Unión Internacional de Telecomunicaciones [UIT]. (2020). *Reglamento de Radiocomunicaciones*. Recuperado de <https://www.itu.int/pub/R-REG-RR/es>.

Apéndice I
Análisis de las características del Poder Espacial

Característica	Desagregación de la definición	Problemas
Precisión	Tecnología Espacial Avanzada: Permite una visión global y detallada de la superficie terrestre.	Áreas terrestres no monitoreadas con precisión: Falta de tecnología espacial avanzada que limita la capacidad de observación detallada de la superficie terrestre.
	Identificación y Seguimiento de Objetivos Militares: Capacidad para localizar y monitorear las fuerzas enemigas.	Deficiencia en la identificación y seguimiento de objetivos militares: Incapacidad para localizar y monitorear eficazmente las fuerzas enemigas debido a limitaciones tecnológicas.
	Información Puntual: Provee datos precisos y actualizados para la toma de decisiones estratégicas.	Escasez de información puntual: Carencia de datos precisos y actualizados que obstaculiza la toma de decisiones estratégicas efectivas.
	Ventaja Militar Tácita: Otorga una superioridad en el campo de batalla a quien la posee.	Desventaja militar tácita: Ausencia de superioridad en el campo de batalla debido a la falta de capacidades espaciales avanzadas.
Perspectiva	Posición privilegiada: La órbita proporciona una vista global y sin obstáculos de la superficie terrestre.	Baja capacidad de observación global y continua de la superficie terrestre: Ausencia de activos en órbita que impide obtener una vista global y sin obstáculos de la superficie terrestre.
	Información oportuna: Permite recolectar datos en tiempo real y de gran alcance.	Carencia de información oportuna: Incapacidad para recolectar datos en tiempo real y de gran alcance, lo que resulta en un retraso en la obtención de inteligencia crítica.

Característica	Desagregación de la definición	Problemas
Velocidad	Soporte al combate: Facilita la toma de decisiones estratégicas y tácticas en cualquier escenario bélico.	Soporte al combate deficiente: Dificultad para facilitar la toma de decisiones estratégicas y tácticas en diversos escenarios bélicos debido a la falta de información espacial.
	Neutralización de la sorpresa: Reduce la efectividad de las tácticas de sorpresa del enemigo.	Vulnerabilidad ante tácticas sorpresa: Incapacidad para reducir la efectividad de las tácticas de sorpresa del enemigo, lo que aumenta el riesgo de ataques imprevistos.
	Capacidad de revisita: Permite un monitoreo continuo de las áreas de interés.	Monitoreo discontinuo: Falta de capacidad de revisita que impide un seguimiento constante de las áreas de interés, resultando en brechas de información crítica.
	Información en tiempo real: Facilita la toma de decisiones rápidas y precisas.	Retraso en la toma de decisiones: Ausencia de información en tiempo real que obstaculiza la capacidad de tomar decisiones rápidas y precisas, comprometiendo la eficacia operativa.
	Optimización de recursos: La velocidad obliga a una planificación eficiente de las misiones.	Ineficiencia en el uso de recursos: La falta de velocidad en la obtención de datos espaciales dificulta la planificación eficiente de las misiones, llevando a un uso subóptimo de los recursos militares disponibles.
Alcance	Velocidad: Los satélites pueden cubrir grandes distancias en poco tiempo.	Cobertura limitada: La falta de satélites de alta velocidad impide cubrir grandes distancias en poco tiempo, resultando en una vigilancia incompleta y fragmentada de áreas extensas.
	Ausencia de soberanía espacial: El espacio exterior no pertenece a ninguna nación, lo que permite a los satélites orbitar libremente sobre cualquier punto del planeta.	Dependencia excesiva de capacidades espaciales extranjeras: La ausencia de capacidades espaciales propias limita la habilidad de aprovechar la falta de soberanía en el espacio exterior.

Característica	Desagregación de la definición	Problemas
Maniobrabilidad	Revisitas constantes: Los satélites pueden ser posicionados repetidamente sobre un mismo punto de la Tierra.	Falta de revisitas constantes: La ausencia de satélites posicionables repetidamente sobre un mismo punto de la Tierra limita la capacidad de monitoreo continuo y detallado de áreas específicas de interés.
	Cobertura de área: Múltiples satélites pueden coordinarse para cubrir grandes extensiones.	Cobertura de área insuficiente: La carencia de una constelación de satélites coordinados impide la vigilancia efectiva de grandes extensiones terrestres, dejando áreas críticas sin supervisión adecuada.
Movilidad	Trayectorias predecibles: La órbita de un satélite es altamente predecible, basada en leyes físicas conocidas.	Imprevisibilidad en el seguimiento orbital: La falta de capacidad para calcular y predecir con precisión las órbitas satelitales dificulta la planificación de misiones y el aprovechamiento óptimo de los recursos espaciales disponibles.
	Capacidad de movimiento restringida: Las maniobras de un satélite están limitadas por su diseño y por la energía disponible.	Inflexibilidad operativa: Las limitaciones en la capacidad de maniobra de los satélites, debido a restricciones de diseño y energía, reducen la adaptabilidad ante cambios en las necesidades de vigilancia o ante amenazas emergentes.
Autonomía Limitada	Vida útil definida: Los satélites tienen una expectativa de vida limitada por el diseño y las condiciones del espacio.	Obsolescencia programada de activos espaciales: La vida útil limitada de los satélites por diseño y condiciones espaciales genera interrupciones en la capacidad de vigilancia y recolección de inteligencia, requiriendo reemplazos frecuentes y costosos.
	Factores limitantes: Diversos factores como la energía, los sensores y las comunicaciones influyen en la vida útil.	Vulnerabilidad a factores limitantes: La dependencia de sistemas críticos como energía, sensores y comunicaciones hace que los satélites sean susceptibles a fallos prematuros
	Planificación cuidadosa: Las misiones espaciales deben planificarse considerando la vida útil de los satélites.	Desafíos en la planificación a largo plazo: La necesidad de considerar cuidadosamente la vida útil de los satélites en la planificación de misiones espaciales complica la estrategia militar a largo plazo.

Característica	Desagregación de la definición	Problemas
Capacidad de carga	Peso y dimensiones restringidos: La masa y el tamaño de los equipos que pueden ser transportados al espacio son limitados.	Limitaciones de carga útil: Las restricciones de peso y dimensiones en los equipos transportables al espacio reducen la capacidad y versatilidad de los satélites.
	Planificación cuidadosa: La carga útil debe ser seleccionada y diseñada cuidadosamente para cumplir con los objetivos de la misión.	Complejidad en la planificación de misiones: La necesidad de una selección y diseño meticulosos de la carga útil para cumplir con los objetivos de la misión aumenta la complejidad y el tiempo de preparación, pudiendo retrasar la implementación de capacidades espaciales críticas.
	Miniaturización: Existe una tendencia hacia la miniaturización de los componentes para reducir el peso y el volumen de las cargas útiles.	Desafíos en la adaptación tecnológica: La tendencia hacia la miniaturización de componentes presenta retos en términos de desarrollo, fabricación y mantenimiento de tecnologías altamente especializadas, potencialmente aumentando los costos y tiempos de desarrollo.
Sensibilidad a las Condiciones Ambientales	Impacto en múltiples sistemas: Las condiciones ambientales afectan tanto a sistemas terrestres como espaciales..	Vulnerabilidad multisistémica: La susceptibilidad de los sistemas terrestres y espaciales a las condiciones ambientales adversas compromete la fiabilidad y continuidad de las operaciones militares.
	Interrupciones en las comunicaciones: Las tormentas solares pueden causar interferencias en las comunicaciones satelitales.	Inestabilidad en las comunicaciones: La exposición a tormentas solares y otros fenómenos espaciales provoca interrupciones frecuentes en las comunicaciones satelitales.
	Fallas electrónicas: La radiación espacial puede dañar componentes electrónicos.	Fragilidad de los componentes electrónicos: El riesgo constante de daño a los componentes electrónicos debido a la radiación espacial reduce la vida útil de los equipos y aumenta la probabilidad de falla.

Característica	Desagregación de la definición	Problemas
Aplicación Tecnológica	Reducción del rendimiento de los sensores: Las condiciones atmosféricas pueden afectar la calidad de las imágenes y datos recolectados.	Degradación de la calidad de datos: Las condiciones atmosféricas variables afectan negativamente el rendimiento de los sensores, resultando en una disminución de la calidad y fiabilidad de las imágenes y datos recolectados.
	Miniaturización y reducción de costos: El desarrollo de nanosatélites y componentes más pequeños ha disminuido significativamente los costos de acceso al espacio.	Rezago tecnológico en miniaturización espacial: La falta de capacidad para desarrollar nanosatélites y componentes miniaturizados resulta en costos prohibitivos de acceso al espacio.
	Democratización del espacio: Un mayor número de actores pueden ahora participar en la exploración espacial, lo que fomenta la innovación y la competencia.	Exclusión de la nueva era espacial: La incapacidad de participar efectivamente en la exploración espacial debido a limitaciones tecnológicas y financieras reduce las oportunidades de innovación y competitividad en el escenario global.
	Nuevas aplicaciones: Se están desarrollando nuevas tecnologías con una amplia gama de aplicaciones, desde las comunicaciones hasta la observación de la Tierra.	Brecha en aplicaciones espaciales avanzadas: El rezago en tecnologías espaciales emergentes limita las capacidades de comunicación y observación, genera desventajas operativas y económicas, y aumenta la dependencia tecnológica externa.
	Visión a largo plazo: El espacio se concibe como un nuevo frente para el desarrollo humano, con el potencial de brindar beneficios a toda la humanidad.	Desconexión de la visión espacial a largo plazo: La falta de participación activa en el desarrollo espacial margina al país de los potenciales beneficios futuros para la humanidad, reduciendo su influencia en la dirección del progreso global.
Dependencia Logística	Actualizaciones de software: Como método principal para mejorar el rendimiento y corregir errores en los sistemas satelitales.	Obsolescencia de software acelerada: La incapacidad de realizar actualizaciones de software oportunas en sistemas satelitales resulta en un rápido deterioro del rendimiento y la persistencia de errores.
	Redundancia de componentes: La inclusión de componentes de repuesto para garantizar la continuidad de las operaciones en caso de fallas.	Vulnerabilidad a fallos críticos: La falta de redundancia en componentes satelitales aumenta el riesgo de interrupciones prolongadas o fallas totales en las operaciones espaciales.

Característica	Desagregación de la definición	Problemas
Observabilidad	Planificación meticulosa: Desde la concepción hasta la operación de una misión, con el objetivo de minimizar riesgos y maximizar la vida útil del satélite.	Elevada exposición a riesgos imprevistos en misiones espaciales: La ausencia de una planificación meticulosa desde la concepción hasta la operación de misiones espaciales incrementa la exposición a riesgos imprevistos, reduce la vida útil de los satélites y disminuye la eficiencia general de los programas espaciales.
	Vigilar: Las fuerzas espaciales pueden monitorear las actividades terrestres, proporcionando una ventaja estratégica.	Déficit de vigilancia estratégica: La falta de capacidades espaciales para monitorear actividades terrestres resulta en una desventaja significativa en la recopilación de inteligencia y la toma de decisiones estratégicas, limitando la capacidad de respuesta ante amenazas potenciales.
	Ser vigilado: Las fuerzas espaciales también pueden ser observadas desde la Tierra, lo que plantea vulnerabilidades.	Exposición a vigilancia externa: La incapacidad de contrarrestar o mitigar la observación desde la Tierra de los propios activos espaciales aumenta la vulnerabilidad a la interceptación de información crítica y a posibles ataques, comprometiendo la seguridad nacional.
	Predecir: La mecánica orbital permite predecir con precisión la trayectoria de los activos espaciales.	Desventaja en predicción orbital: La falta de capacidad para predecir con precisión las trayectorias de activos espaciales (propios o ajenos) limita la planificación efectiva de misiones, la evasión de amenazas y la optimización de recursos espaciales.
Medio No Dividido	No hay fronteras físicas: A diferencia de la Tierra o el mar, el espacio no tiene límites naturales que separen una región de otra.	Vulnerabilidad ante la ausencia de fronteras físicas: La falta de límites naturales en el espacio dificulta la protección de los intereses nacionales y activos espaciales, exponiendo al país a potenciales amenazas sin barreras físicas que las contengan.

Característica	Desagregación de la definición	Problemas
Atado a la tierra	No hay fronteras políticas: No existen tratados internacionales que delimiten zonas de exclusión o de soberanía en el espacio.	Desafíos en la regulación del espacio: La ausencia de fronteras políticas y zonas de exclusión claramente definidas en el espacio complica la defensa de los intereses nacionales y la prevención de actividades hostiles en órbitas estratégicas.
	Libertad de movimiento: Los objetos espaciales pueden moverse libremente por cualquier parte del espacio, siempre y cuando cumplan con ciertas normas de seguridad.	Desventaja en la libertad de movimiento espacial: La incapacidad de aprovechar plenamente la libertad de movimiento en el espacio, debido a la falta de activos orbitales propios, limita las opciones estratégicas y tácticas del país, dejándolo en desventaja frente a naciones con capacidades espaciales más avanzadas.
	Gravedad: Los objetos en órbita terrestre están sujetos a la atracción gravitacional de nuestro planeta..	Limitaciones en el control orbital: La falta de capacidad para gestionar eficazmente la influencia gravitacional terrestre en los objetos orbitales compromete la precisión y longevidad de las misiones espaciales.
	Influencia mutua: Las actividades espaciales influyen en la Tierra y viceversa, creando una relación de interdependencia.	Desconexión en la relación Tierra-Espacio: La incapacidad de aprovechar plenamente la interdependencia entre las actividades espaciales y terrestres limita el uso de las capacidades espaciales.
	Vulnerabilidad: Los activos espaciales son vulnerables a ataques desde la Tierra, debido a la relativa facilidad con la que se pueden proyectar objetos hacia ellos.	Exposición a amenazas ascendentes: La vulnerabilidad de los activos espaciales a ataques desde la Tierra, combinada con la falta de medios para detectar y contrarrestar estas amenazas, pone en riesgo la integridad de las capacidades espaciales existentes.

Nota. A partir de la descomposición de cada característica del Poder Espacial se identifican problemas específicos.

Apéndice II

Resumen narrativo

NIVEL	RESUMEN NARRATIVO	
Fin	F1	Operaciones espaciales eficientes
	F1.1	Eficacia en la identificación y seguimiento de objetivos militares en tierra
	F1.2	Vigilancia terrestre completa e integrada
	F1.3	Eficiencia en el uso de recursos
	F1.4	Robustez multisistémica
	F1.5	Alta calidad de datos
	F1.6	Autonomía espacial nacional fortalecida
	F1.7	Inteligencia espacial oportuna y precisa
	F1.8	Mejora continua de activos espaciales
	F2	Control Espacial Efectivo
	F2.1	Capacidad de protección de intereses nacionales en ausencia de fronteras físicas
	F2.2	Alineación con la visión espacial a largo plazo
	F3	Fortaleza Estratégica
	F3.1	Capacidad de anticipación y respuesta a tácticas sorpresa
	F3.2	Ventaja militar tácita
	F4	Soporte al combate eficiente
	F3.3	Eficacia en la gestión estratégica
	F3.4	Integración efectiva en la relación Tierra-Espacio
	F5	Control Espacial Efectivo
	F3.5	Capacidad de protección de intereses nacionales en ausencia de fronteras físicas
	F3.6	Alineación con la visión espacial a largo plazo
Propósito	P	Las capacidades espaciales permiten dominar el espacio
Componentes	C1	Centro de Investigación para el Desarrollo Tecnológico Espacial
	C2	Sistema Integral de Seguridad y Defensa Espacial
	C3	Agencia Colombiana del Espacio
Actividades	A1.1	Evaluar capacidades actuales y proyectadas del CITAE y otros centros de investigación, identificar brechas y áreas de oportunidad
	A1.2	Implementar programa de investigación en miniaturización espacial

NIVEL	RESUMEN NARRATIVO	
Actividades	A1.3	Implementar programa de investigación en tecnologías espaciales multifuncionales avanzadas
	A1.4	Implementar programa de investigación en materiales resistentes para componentes espaciales
	A1.5	Implementar programa de investigación en sistemas de energía espacial eficientes
	A1.6	Implementar programa de investigación en sistemas de redundancia y autogestión para operaciones espaciales
	A2.1	Realizar un análisis de amenazas y vulnerabilidades espaciales
	A2.2	Diseñar la arquitectura del sistema integral de seguridad y defensa
	A2.3	Implementar programa de investigación en tecnologías para maniobras orbitales de bajo consumo energético
	A2.4	Establecer un observatorio astronómico de seguimiento orbital avanzado
	A2.5	Implementar programa de investigación en redes de alerta temprana y protección satelital
	A3.1	Implementar programa de investigación enfocado en la defensa de activos espaciales
	A3.2	Realizar un estudio comparativo de agencias espaciales internacionales
	A3.3	Elaborar propuesta de estructura y funciones de la Agencia
	A3.4	Desarrollar marco legal y regulatorio para la creación de la Agencia
	A3.5	Gestionar aprobación gubernamental y asignación de recursos
	A3.6	Implementar la estructura organizacional de la Agencia
	A3.7	Establecer políticas y procedimientos operativos
	A3.8	Iniciar operaciones de la Agencia Colombiana del Espacio

Nota. El resumen narrativo sintetiza las actividades del proyecto, los productos que se entregarán, y los resultados que se esperan lograr.

Sección 5:

Avances en Ciencia y Educación



Capítulo 11.

Análisis multirango de la estructura y formación estelar de la galaxia NGC 3034¹⁸

Jhonny Barrios Vanegas

jhonny141611@gmail.com

/ Institución Universitaria Antonio José Camacho

Mario Germán Domínguez Pombo

<https://orcid.org/0009-0005-7441-063X>

mario.dominguez@emavi.edu.co

/ Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”

Resumen

Este artículo aborda la caracterización de la galaxia NGC 3034 (M82) mediante un análisis multirango que incluye diversas bandas del espectro electromagnético: infrarroja, ultravioleta, óptica, H α y rayos X. Desde una perspectiva astrofísica, se emplea un marco teórico centrado en la morfología galáctica y la evolución estelar. La metodología integra la obtención de imágenes en bandas B, V, R y H α desde el observatorio Aras de los Olmos, además del procesamiento de datos a través de herramientas como Aladin y la incorporación de catálogos multirango como 2MASS. Este enfoque permite una visión integral de la estructura galáctica, identificando regiones de formación estelar activa y evaluando la interacción de la galaxia con su entorno. Los resultados muestran una alta tasa de formación estelar concentrada en el núcleo de NGC 3034 y sugieren la posible presencia de un agujero negro masivo en su centro. Las conclusiones apuntan a la importancia de estudiar las interacciones gravitacionales con galaxias cercanas y a la necesidad de continuar explorando otras bandas del espectro para profundizar en la dinámica y evolución de la galaxia. Las líneas futuras de investigación también contemplan un análisis detallado de los procesos que impulsan el brote estelar en esta galaxia.

Palabras clave: Formación estelar, galaxia NGC 3034, hidrógeno ionizado, morfología galáctica, multirango,

Abstract

This article addresses the characterization of galaxy NGC 3034 (M82) through a multi-wavelength analysis that includes various bands of the electromagnetic spectrum: infrared, ultraviolet, optical, H α , and X-rays. From an astrophysical perspective, a theoretical framework focused on galactic morphology and stellar evolution is employed. The methodology integrates the acquisition of images in B, V, R, and H α bands

18. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma APA.

from the Aras de los Olmos observatory, as well as data processing through tools like Aladin and the incorporation of multi-wavelength catalogs such as 2MASS. This approach provides a comprehensive view of the galactic structure, identifying regions of active star formation and evaluating the galaxy's interaction with its environment. The results show a high star formation rate concentrated in the core of NGC 3034 and suggest the possible presence of a massive black hole at its center. The conclusions point to the importance of studying gravitational interactions with nearby galaxies and the need for further exploration of other spectrum bands to deepen the understanding of the galaxy's dynamics and evolution. Future research lines also consider a detailed analysis of the processes driving the starburst in this galaxy.

Keywords: Galactic morphology, hydrogen ionized, multiband, NGC 3034 galaxy, star formation.

1. Introducción

El estudio de galaxias mediante análisis multirango ofrece una comprensión detallada de sus características morfológicas, composición interna y procesos dinámicos. La galaxia NGC 3034, también conocida como M82 o la “galaxia del Cigarro”, se ha destacado en el ámbito astrofísico por su alta tasa de formación estelar y su intensa actividad en diversas bandas del espectro electromagnético, especialmente en infrarrojo y rayos X (Heckathorn, 1972). Esta galaxia, localizada a unos 12 millones de años luz en la constelación de la Osa Mayor, ha sido objeto de múltiples estudios debido a su interacción gravitacional con galaxias cercanas, como M81, y a la posibilidad de albergar un agujero negro masivo en su núcleo (NASA, s.f.).

Los estudios anteriores han empleado datos multirango para identificar importantes características galácticas, como la distribución de estrellas jóvenes y viejas, la presencia de grandes cantidades de hidrógeno ionizado —un marcador crucial de las regiones de formación estelar activa— y la estructura general de la galaxia (Carroll, 2017; Sparke, 2007). Sin embargo, a pesar de estos avances, persisten preguntas sobre cómo estas regiones de alta actividad influyen en la estructura global de la galaxia y la naturaleza exacta del agujero negro en su centro, conocido como M82 X-1. Este último ha sido considerado un agujero negro de masa intermedia debido a su alta luminosidad en rayos X y características de variabilidad, lo que lo convierte en un objeto de gran interés para la investigación (Pasham, 2014).

Este estudio tiene como objetivo caracterizar la estructura interna de NGC 3034 y sus regiones de formación estelar a través de un enfoque multirango que abarca distintas bandas del espectro electromagnético, como el infrarrojo, el ultravioleta, el óptico y los rayos X. Este enfoque permitirá profundizar en la comprensión de los procesos astrofísicos que rigen la galaxia, así como en la

influencia de su entorno y las interacciones gravitacionales con otras galaxias. Además, se pretende analizar la posible presencia de un agujero negro en su núcleo, cuya actividad ha sido señalada por observaciones previas (Yang, 2023).

Objetivo General

Caracterizar la galaxia NGC 3034 utilizando datos multirango para comprender su morfología, estructura interna, procesos de formación estelar, y fenómenos astrofísicos, integrando observaciones en diferentes bandas del espectro electromagnético.

Objetivos Específicos

1. Determinar la morfología y la estructura interna de la galaxia NGC 3034 utilizando datos multirango para entender su composición y distribución espacial.
2. Identificar y analizar las regiones de formación estelar en la galaxia mediante observaciones en diferentes bandas del espectro electromagnético.
3. Combinar y procesar datos obtenidos en múltiples bandas del espectro electromagnético para proporcionar una visión detallada de la galaxia, destacando las ventajas de un enfoque multirango en la astrofísica.

2. Metodología

El problema fue estudiado utilizando un enfoque multirango para analizar la estructura y las regiones de formación estelar de la galaxia NGC 3034 (M82). Este enfoque permitió recolectar y procesar imágenes en diversas bandas del espectro electromagnético, proporcionando una visión integral de las características morfológicas y astrofísicas de la galaxia.

Obtención de Imágenes

Las imágenes de la galaxia NGC 3034 fueron obtenidas de dos fuentes principales:

- Observatorio Aras de los Olmos: Se capturaron imágenes propias en las bandas B, V, R y H α utilizando el telescopio T50, con tiempos de exposición que varían entre 180 segundos para las bandas B, V y R, y aproximadamente 5 minutos para H α .
- Catálogos de datos: Se integraron imágenes obtenidas de catálogos, como el NED de la NASA, que proporcionaron datos en diversas bandas del espectro, incluyendo ultravioleta, infrarrojo y rayos X.

Procesamiento y Calibración de Imágenes

Las imágenes fueron procesadas mediante procedimientos estándar de calibración para garantizar su calidad y precisión:

- **Calibración:** Se emplearon imágenes de bias, darks y flats para corregir las distorsiones inherentes al equipo de observación, siguiendo los métodos descritos en la bibliografía (Carroll, 2017).
- **Organización y Almacenamiento:** Las imágenes fueron agrupadas según su banda espectral, y luego se prepararon para el siguiente proceso de combinación.

Combinación y Procesamiento de Imágenes

El proceso de combinación de imágenes en las bandas RGB (B, V, R) fue llevado a cabo utilizando el software Aladin (Bonnarel et al., 2000). Este procedimiento permite resaltar las características morfológicas de la galaxia y mejorar la visualización de las regiones clave. Los pasos seguidos fueron:

1. **Importación de Imágenes:** Las imágenes calibradas en las bandas B, V y R fueron importadas al software Aladin.
2. **Alineación y Preprocesamiento:** Las imágenes fueron alineadas para garantizar la correcta superposición de las características galácticas en todas las bandas.
3. **Asignación de Colores:** Las bandas espectrales fueron asignadas a colores específicos: B (azul), V (verde) y R (rojo).
4. **Combinación de Imágenes:** Utilizando la herramienta de combinación de Aladin, las imágenes en B, V y R fueron fusionadas en una única imagen compuesta. Se ajustaron los niveles de brillo y contraste para resaltar características morfológicas clave, como las zonas de formación estelar y el núcleo galáctico.
5. **Exportación y Análisis:** La imagen compuesta final fue exportada para su análisis detallado y presentación.

Análisis Espectral

El análisis se llevó a cabo en diferentes rangos del espectro electromagnético, con el objetivo de estudiar diversos fenómenos astrofísicos y características estructurales:

- **Rayos X:** Los datos obtenidos de los telescopios ROSAT y Chandra permitieron identificar emisiones de alta energía en el núcleo galáctico, lo que sugiere la presencia de un agujero negro masivo.

- **Ultravioleta:** Las imágenes de GALEX revelaron regiones activas de formación estelar en los brazos espirales, destacando las áreas de mayor actividad estelar.
- **Óptico:** Las bandas B, V, R y H α obtenidas tanto del Observatorio Aras de los Olmos como del SDSS permitieron el análisis de la morfología galáctica y la distribución de hidrógeno ionizado, que es un indicador de formación estelar activa.
- **Infrarrojo:** Se integraron datos del proyecto 2MASS y Herschel para identificar zonas de polvo y gas interestelar en el núcleo galáctico, que coinciden con las regiones de formación estelar intensa.

3. Resultados

El análisis de la galaxia NGC 3034 se llevó a cabo utilizando una combinación de imágenes obtenidas en múltiples rangos del espectro electromagnético, lo que permitió una comprensión detallada de su estructura y proceso interno. A continuación, se presentan los resultados del estudio, divididos por los diferentes rangos espectrales analizados. Estos resultados destacan las características morfológicas, las regiones de formación estelar y los fenómenos astrofísicos significativos, incluyendo la posible presencia de un agujero negro central y las interacciones gravitacionales con galaxias cercanas.

3.1. Rayos X

Los datos obtenidos de los telescopios ROSAT y Chandra mostraron una emisión de rayos X extremadamente brillante en el núcleo de la galaxia, lo que sugiere una intensa actividad gravitacional. Esto refuerza la hipótesis de la presencia de un agujero negro masivo en el centro galáctico. Además, se observaron emisiones extendidas que indican una interacción gravitacional activa con otras galaxias cercanas.

Figura 1. *Imagen en rayos X, de M82 por ROSAT*

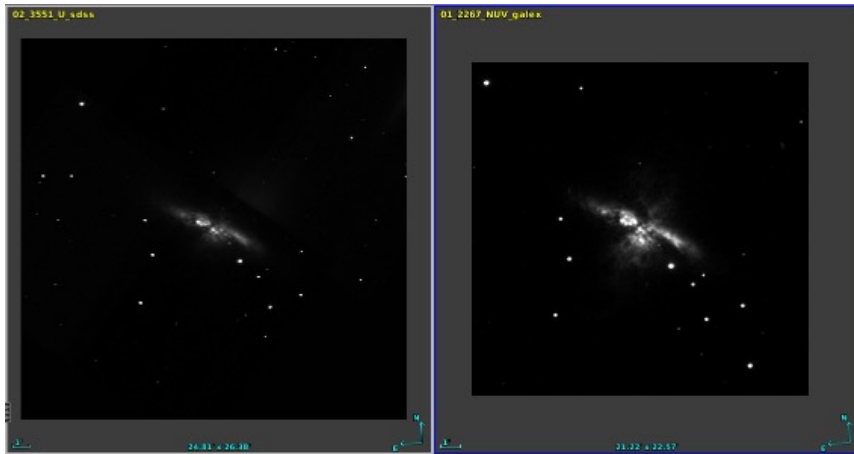


Las imágenes en rayos X fueron tomadas por los telescopios ROSAT y Chandra. M82 es conocida por ser superluminosa en rayos X, lo que indica una gran interacción de energía debida a una fuerza de gravedad severa, probablemente relacionada con la actividad de un agujero negro central (Pasham, 2014).

3.2. Ultravioleta

Las imágenes capturadas en el rango ultravioleta (UV) por el satélite GALEX, a 2267 Å, y por el SDSS, a 3551 Å, revelaron regiones extensas de formación estelar activa. Las emisiones ultravioletas son particularmente intensas en los brazos espirales, indicando una alta concentración de estrellas jóvenes. Además, se observaron nubes de polvo y posibles remanentes de supernovas, lo que coincide con las áreas de gran densidad de polvo interestelar observadas en otras longitudes de onda (ViewSpace, n.d.). Estas zonas son indicativas de un proceso continuo de formación estelar en la galaxia.

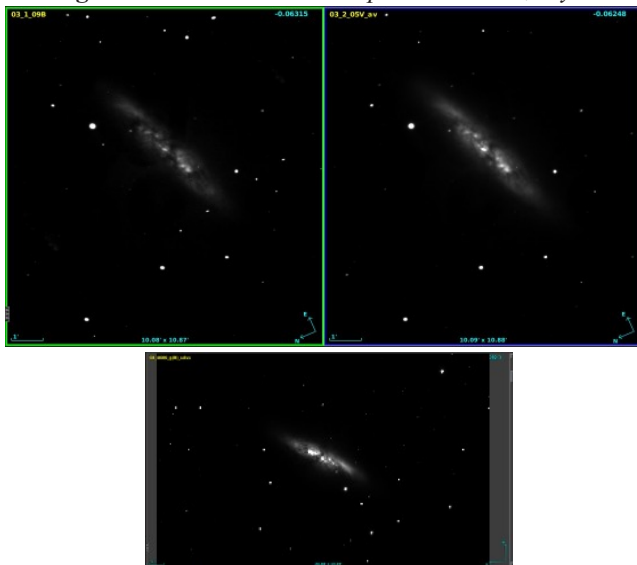
Figura 2. Datos en UV por galex y sdss



3.3. Óptico

En el espectro óptico se utilizaron imágenes de varias fuentes, incluyendo el telescopio OAO y el SDSS, en las bandas B, V, G, H α , R e I. Las observaciones mostraron una estructura espiral barrada con una ligera elipticidad en la galaxia, destacándose una pequeña región central que podría corresponder a una barra. Las imágenes obtenidas con los filtros B, V y R, junto con la banda H α , permitieron identificar zonas ricas en hidrógeno ionizado, particularmente en las regiones de formación estelar activa. Las emisiones en H α son prominentes tanto en el núcleo galáctico como en los brazos espirales, lo que indica una intensa actividad de formación estelar, con potencial para la creación de nuevas estrellas o protoplanetas.

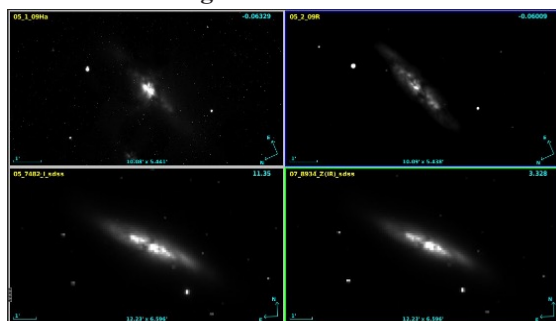
Figura 3. Datos en el Visible para bandas B, V y G



3.4. H alfa - Roja

Para la banda H α se utilizaron imágenes obtenidas de diversas fuentes, incluyendo el telescopio OAO y el SDSS. Esta banda es esencial para observar las regiones de hidrógeno ionizado dentro de la galaxia, las cuales destacan por las transiciones de electrones en los primeros orbitales. Estas regiones son indicadores cruciales de la formación estelar activa, ya que marcan las zonas donde se están creando nuevas estrellas o protoplanetas. En conjunto con la zona roja del espectro óptico, las imágenes en H α revelan detalles importantes sobre la estructura y dinámica interna de la galaxia NGC 3034, permitiendo una mejor comprensión de su evolución y desarrollo. Adicionalmente, se incluyeron datos obtenidos del Observatorio Nacional de Kitt Peak (KPNO), específicamente de la banda infrarroja (I), que proporcionan una perspectiva complementaria de las regiones de formación estelar y las estructuras galácticas.

Figura 4. Banda H α



3.5 Infrarrojo

Para el análisis en el espectro infrarrojo, se utilizaron cinco subdivisiones en diferentes partes del espectro, con datos obtenidos principalmente del proyecto 2MASS, Spitzer y Herschel. Las observaciones en el infrarrojo cercano (NIR) e infrarrojo medio (MIR) mostraron grandes cantidades de polvo caliente concentrado en la región central de la galaxia, indicando una alta actividad de formación estelar. Los datos obtenidos incluyen las siguientes bandas:

NIR (Infrarrojo cercano):

12,000 Å: Datos de 2MASS (J 1.2 μm)

16,000 Å: Datos de 2MASS (H 1.6 μm)

22,000 Å: Datos de 2MASS (Ks 2.2 μm)

MIR (Infrarrojo medio):

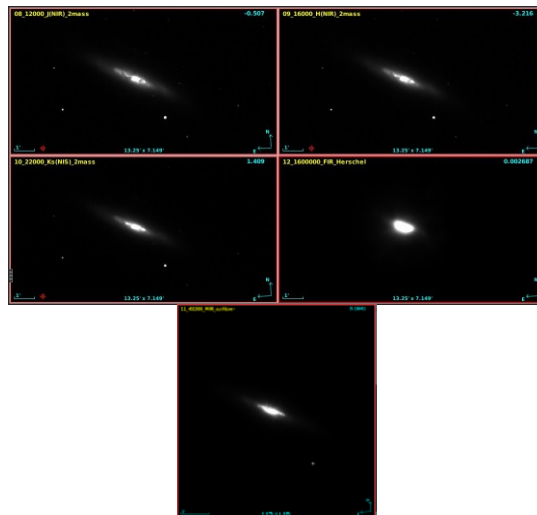
45,200 Å: Datos de Spitzer (4.52 μm)

FIR (Infrarrojo lejano):

1,600,000 Å: Datos de Herschel (160 μm)

Estas observaciones revelan la presencia de polvo y gas interestelar en las partes centrales de la galaxia, coincidiendo con las zonas de mayor formación estelar (Carroll, 2017). Los datos en infrarrojo complementan los hallazgos obtenidos en otras bandas del espectro electromagnético, proporcionando una visión más **integral** de la **dinámica estelar** y la **evolución** de NGC 3034.

Figura 5. Imágenes en IR



4. Resultados de las combinaciones de imágenes RGB

La combinación de imágenes en las bandas RGB (rojo, verde y azul) permitió resaltar la morfología general de la galaxia NGC 3034 (M82). Las imágenes en colores compuestos revelaron de manera clara las estructuras espirales y el núcleo activo de la galaxia, destacando las zonas de mayor formación estelar y las áreas con una alta densidad de polvo y gas interestelar. Este enfoque multirango facilitó la identificación de regiones clave de la galaxia que no serían visibles en un solo rango espectral.

Los resultados obtenidos a partir de la combinación de imágenes en RGB permitieron visualizar detalladamente las principales características estructurales de la galaxia:

1. **Regiones de Formación Estelar:** Las áreas de intensa formación estelar fueron fácilmente identificables en las combinaciones RGB, destacando zonas con emisiones intensas en H α (banda roja), lo que indica la presencia de hidrógeno ionizado, un marcador típico de actividad estelar.
2. **Distribución de Polvo y Gas:** La distribución de polvo y gas interestelar fue evidente en las imágenes compuestas, con zonas oscuras que reflejan regiones densas de polvo que bloquean la luz de las estrellas detrás de ellas, proporcionando una visión más completa de las áreas de alta opacidad.
3. **Estructura Espiral:** La estructura espiral de la galaxia se observó con claridad, mostrando los brazos espirales extendidos y las áreas centrales con alta densidad estelar, proporcionando una vista integral de la dinámica interna de la galaxia.
4. **Actividad en el Núcleo:** La combinación en RGB permitió resaltar el núcleo activo de la galaxia, que presentó una emisión significativa en el centro. Esto sugiere la posible presencia de un agujero negro supermasivo, que contribuye a la intensa actividad galáctica observada en esa región.

Figura 6. *Rayos X Chandra*

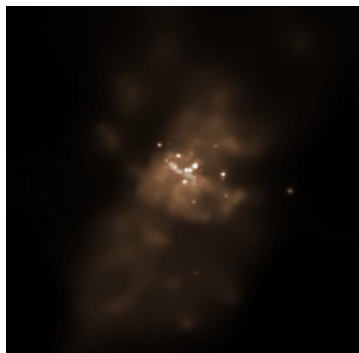


Figura 7. *UV por galex sdss*



Figura 8. *Sloan G I Z*

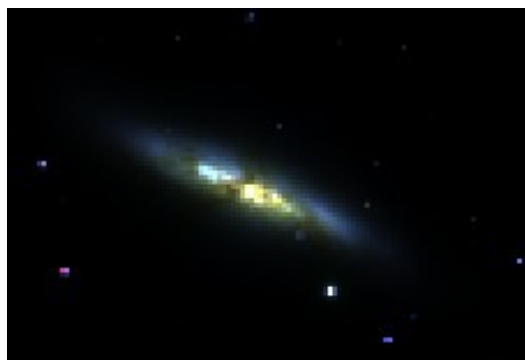
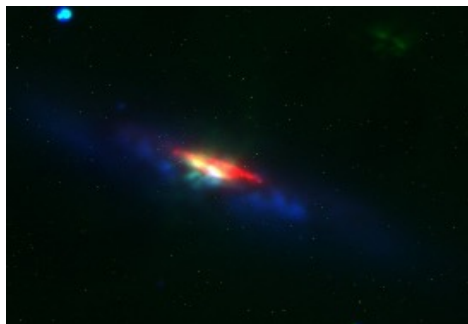


Figura 9. *RGB del óptico más azul B V Ha*



Figura 10. *Óptico para bandas B Ha R*



INFRAROJO

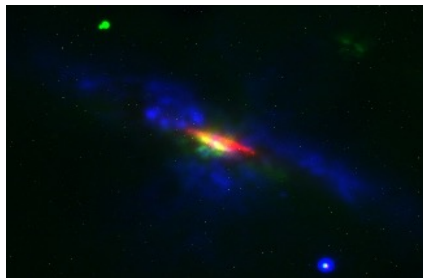
Figura 11. *Combinación de los 3 del 2mass (Nearly IR)*



Figura 12. *J_Split y Hersche*



Figura 13. *NUV Halfa y MIR*



5. Discusión

Los hallazgos obtenidos en este estudio ofrecen información crucial sobre la morfología y los procesos internos de la galaxia NGC 3034 (M82) mediante un enfoque multirango. En primer lugar, la detección de una emisión intensa en rayos X, asociada al núcleo de la galaxia, refuerza la hipótesis de la existencia de un agujero negro masivo en su centro. Este hallazgo es consistente con estudios previos que sugieren que M82 X-1 es uno de los agujeros negros de masa intermedia más brillantes conocidos, debido a su intensa actividad gravitacional (Pasham, 2014; Yang & Xie, 2023). Las observaciones en rayos X revelaron no solo la actividad en el núcleo galáctico, sino también posibles oscilaciones cuasi periódicas que indican un proceso activo de acreción y eyección en torno al agujero negro, lo que coincide con los resultados de otros estudios recientes.

En el rango ultravioleta, las imágenes obtenidas por GALEX destacaron regiones de formación estelar activa en los brazos espirales, lo que es coherente con la identificación de NGC 3034 como una galaxia de brote estelar, con una alta concentración de estrellas jóvenes en desarrollo (Heckathorn, 1972). Estas observaciones son respaldadas por los datos obtenidos en el infrarrojo a través de 2MASS y Herschel, los cuales confirmaron la presencia de grandes cantidades de polvo y gas, sugiriendo un ciclo continuo de formación estelar.

En las bandas ópticas (B, V, R, y $H\alpha$), las imágenes mostraron una estructura espiral barrada con una alta concentración de hidrógeno ionizado en las regiones de formación estelar, lo cual concuerda con las teorías sobre la dinámica de la creación de nuevas estrellas y la evolución galáctica (Carroll, 2017). La integración de estas imágenes RGB permitió visualizar las áreas de mayor actividad y resaltar las estructuras espirales, proporcionando una imagen más clara y detallada de la morfología de la galaxia.

Este estudio ha logrado integrar datos de diversas fuentes, ofreciendo una visión más completa de NGC 3034 y subrayando la importancia del análisis multirango en la astrofísica moderna. Sin embargo, uno de los hallazgos inesperados fue la intensidad de la actividad en el núcleo de la galaxia, lo que sugiere la necesidad de estudios más detallados sobre las interacciones gravitacionales entre NGC 3034 y galaxias cercanas, como M81. Futuros estudios en longitudes de onda adicionales, como las ondas de radio, podrían proporcionar mayor claridad sobre estos fenómenos y ampliar nuestra comprensión de los agujeros negros de masa intermedia y su influencia en la evolución galáctica.

6. Conclusiones

Los resultados de este estudio proporcionan una comprensión más profunda de la estructura y evolución de la galaxia NGC 3034 (M82). El enfoque multirango permitió identificar características clave, como la alta tasa de formación estelar en las regiones centrales y la presencia de un agujero negro masivo en el núcleo de la galaxia. Estos hallazgos son consistentes con estudios previos que han descrito a M82 como una galaxia de brote estelar, con una intensa actividad gravitacional relacionada con su interacción con galaxias cercanas, como M81 (Heckathorn, 1972; Carroll, 2017; Yang & Xie, 2023). Las observaciones en rayos X confirmaron la existencia de emisiones de alta energía en el núcleo galáctico, reforzando la hipótesis de la presencia de un agujero negro de masa intermedia (Pasham, 2014).

Las imágenes en ultravioleta y óptico destacaron la distribución de las regiones activas de formación estelar, mientras que los datos infrarrojos revelaron grandes cantidades de polvo y gas, lo que indica la continuación de los procesos de formación estelar. Estos resultados son consistentes con estudios previos sobre galaxias espirales barradas e irregulares, donde se observa la coexistencia de formación estelar tardía y emisiones de alta energía.

Al comparar los resultados con estudios anteriores, queda claro que NGC 3034 es un laboratorio natural para el estudio de la interacción galáctica y los fenómenos de brote estelar. Este trabajo subraya la importancia de emplear un enfoque multirango para obtener una caracterización integral de la galaxia, destacando la necesidad de utilizar múltiples bandas del espectro electromagnético para comprender mejor los fenómenos complejos que ocurren en galaxias activas.

Futuros estudios podrían centrarse en un análisis detallado de las interacciones gravitacionales entre NGC 3034 y galaxias vecinas, como M81, utilizando datos en longitudes de onda adicionales, como las ondas de radio. Además, la investigación de las oscilaciones cuasi periódicas observadas en los rayos X del núcleo galáctico ampliaría el conocimiento sobre los procesos dinámicos que ocurren en galaxias de brote estelar y su relación con los agujeros negros de masa intermedia.

7. Referencias bibliográficas

- Bonnarel, F., Fernique, P., Bienaymé, O., Egret, D., Genova, F., Louys, M., & Bartlett, J. (2000). The ALADIN interactive sky atlas. *Astronomy and Astrophysics Supplement Series*, 143(1), 33–40.
- Carroll, B. W., & Ostlie, D. A. (2017). *An introduction to modern astrophysics* (2nd ed.). Cambridge University Press. Ciel de nuit. (n.d.). NGC 3034 - M82. <https://www.ciel-de-nuit.com>

- Giovannelli, F., & Sabau-Graziati, L. (2012). Multifrequency behaviour of high energy cosmic sources: A review. *Memorie della Società Astronomica Italiana*, 83, 17–37.
- Giacconi, R. (2010). The high energy X-ray universe. *PNAS*, 107(16), 7202–7207. <https://doi.org/10.1073/pnas.1002236107>
- Heckathorn, H. (1972). The emission-line velocity field in M82. *Astrophysical Journal*, 173, 501–527.
- NASA. (n.d.). NASA/IPAC Extragalactic Database (NED). <https://ned.ipac.caltech.edu>
- Pasham, D. S. (2014). A 400-solar-mass black hole in the galaxy M82. *Nature*, 513(7516), 74–76. <https://doi.org/10.1038/nature13710>
- Rix, H. W. (1992). NGC 4550: A laboratory for testing galaxy formation. *The Astrophysical Journal*, 400, L5–L8.
- Sparke, L. S. (2007). *Spiral and S0 galaxies*. In *Galaxies in the universe: An introduction* (2nd ed., pp. 191–233). Cambridge University Press.
- ViewSpace. (n.d.). *Analyzing light: Starburst galaxy M82*. <https://viewspace.org>
- Yang, X., & Xie, F. (2023). *The universal picture for black hole accretion and ejection*. *Galaxies*, 1(1), 1–16. <https://doi.org/10.3390/galaxies1010001>

Capítulo 12.

Del Aula al Cielo: Una Introducción Práctica a las Tecnologías Aeroespaciales¹⁹

Andrés Villamil Betancur

andres.villamil@upb.edu.co

German Alberto Barragán de los Ríos

<https://orcid.org/0000-0002-0381-8671>

german.barragan@upb.edu.co

Grupo de Investigación en Ing. Aeroespacial

/ Universidad Pontificia Bolivariana

Resumen

Un CanSat es un satélite en miniatura del tamaño de una lata de refresco, diseñado para operar dentro de la atmósfera terrestre. Utilizados principalmente con fines educativos y de investigación, los CanSats permiten la recolección de datos atmosféricos y la transmisión de información en tiempo real. Estos dispositivos, lanzados por cohetes, globos o drones, descienden mediante un paracaídas y proporcionan una plataforma accesible para estudiar y desarrollar tecnologías aeroespaciales. Su importancia radica en su capacidad para involucrar a estudiantes y jóvenes ingenieros en el diseño, construcción y análisis de proyectos aeroespaciales, promoviendo el interés en STEM (Ciencia, Tecnología, Ingeniería y Matemáticas). Los CanSats permiten experimentar con nuevas tecnologías de manera rentable y sin la necesidad de infraestructura compleja. Para su diseño, es crucial definir claramente la misión, ajustar el tamaño y peso a las restricciones establecidas, asegurar una transmisión de datos efectiva y garantizar una recuperación exitosa. Además de mejorar las habilidades técnicas y científicas, participar en competencias de CanSat fomenta el trabajo en equipo y la innovación, sirviendo como una introducción práctica al mundo de la exploración espacial y preparando a la próxima generación de ingenieros y científicos.

Palabras clave: CanSat, Diseño, misión espacial, recolección de datos, STEM, tecnologías aeroespaciales

Abstract

A CanSat is a miniature satellite the size of a soda can, designed to operate within the Earth's atmosphere. Primarily used for educational and research purposes, CanSats allows for the collection of atmospheric data and real-time information transmission. These devices, launched by rockets, balloons, or drones, descend via parachute and provide an accessible platform for studying and developing aerospace technologies.

¹⁹. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma IEEE.

Their significance lies in their ability to engage students and young engineers in the design, construction, and analysis of aerospace projects, promoting interest in STEM (Science, Technology, Engineering, and Mathematics). CanSats allow for experimentation with new technologies in a cost-effective manner and without the need for complex infrastructure. For their design, it's crucial to clearly define the mission, adjust the size and weight to the established constraints, ensure effective data transmission, and secure successful recovery. In addition to enhancing technical and scientific skills, participating in CanSat competitions fosters teamwork and innovation, serving as a practical introduction to the world of space exploration and preparing the next generation of engineers and scientists.

Keywords: Aerospace technologies, CanSat, Data collection, Design, Space mission, STEM.

1. Introducción

Un CanSat es un tipo de satélite en miniatura diseñado para ser lanzado y operado en la atmósfera terrestre. El término “CanSat” proviene de la combinación de las palabras “can” (lata) y “satellite” (satélite), ya que su tamaño suele ser similar al de una lata de refresco. Estos dispositivos juegan un papel importante en el aprendizaje y la investigación científica. Educativamente, actúan como simuladores efectivos para enseñar a los estudiantes sobre ingeniería de satélites y meteorología, proporcionando una experiencia práctica en el diseño y funcionamiento de sistemas similares a los satélites. En el campo de la investigación, los CanSats se utilizan para medir diversas condiciones atmosféricas, como la temperatura y la presión. Estos datos permiten a los científicos realizar estudios detallados sobre las condiciones de la atmósfera, ofreciendo información valiosa para el desarrollo de nuevas tecnologías y para la comprensión de fenómenos atmosféricos [1],[2]. A diferencia de los satélites tradicionales, que operan en el espacio exterior, a más de 100 km sobre el nivel del mar, los CanSats funcionan dentro de la atmósfera terrestre, a altitudes de hasta 3.5 km. Estos dispositivos son lanzados mediante cohetes, globos estratosféricos o drones, y descienden en paracaídas mientras llevan a cabo su misión [3].

Los CanSats ofrecen una oportunidad única para que estudiantes, aficionados y jóvenes ingenieros participen en un proyecto aeroespacial completo, desde el diseño y la construcción hasta la operación y análisis de datos. La importancia de los CanSats radica en varios aspectos. Primero, fomentan el interés en las disciplinas de Ciencia, Tecnología, Ingeniería y Matemáticas (STEM, por sus siglas en inglés) [4]. Los estudiantes que participan en el diseño y construcción de un CanSat desarrollan habilidades en programación, electrónica, física y análisis de datos, fundamentales para carreras en tecnología e ingeniería [5]. Además, los CanSats son relativamente económicos y no requieren una infraestructura compleja, lo que los convierte en una herramienta ideal para instituciones educativas y organizaciones que desean enseñar

los principios de la ingeniería aeroespacial sin incurrir en costos prohibitivos [6]. Por último, permiten experimentar con nuevas tecnologías y metodologías a pequeña escala, sirviendo como una plataforma para la innovación donde se pueden probar nuevas ideas antes de escalarlas a proyectos más grandes [7].

El diseño de un CanSat requiere tener en cuenta varios aspectos clave para garantizar que el dispositivo cumpla con su misión de manera efectiva. Algunos de los factores más importantes a considerar son, primero, definir claramente el objetivo de la misión. ¿Qué tipo de datos se recopilarán? ¿Cuál es el propósito del experimento? Esta definición guiará todas las decisiones de diseño posteriores [8]. Segundo, un CanSat debe ajustarse a ciertas limitaciones de tamaño y peso, típicamente 350 gramos y un volumen de 330 ml, lo que obliga a los diseñadores a ser creativos en la selección de componentes y en la gestión del espacio [9]. Tercero, es crucial que el CanSat pueda transmitir los datos recopilados de manera efectiva a una estación terrestre, lo que requiere seleccionar el equipo de radio adecuado y asegurar que la transmisión de datos sea confiable, incluso durante el descenso [10]. Además, dado que el CanSat tiene un tiempo de operación limitado, es necesario seleccionar baterías que proporcionen suficiente energía para toda la misión, teniendo en cuenta las limitaciones de peso y espacio [11]. Por último, es importante asegurarse de que el CanSat pueda ser recuperado después de la misión, lo que implica diseñar un sistema de paracaídas eficaz y planificar una ubicación de aterrizaje accesible [12].

El diseño de un CanSat es una experiencia enriquecedora tanto desde el punto de vista educativo como técnico. Para estudiantes y aficionados a la ingeniería, construir un CanSat representa una oportunidad para aplicar conocimientos teóricos en un proyecto práctico, lo que fortalece su comprensión de conceptos científicos y habilidades técnicas [13]. Además, participar en competiciones de CanSat ofrece una plataforma para el trabajo en equipo, la resolución de problemas y la innovación [14]. Por último, para la comunidad científica y educativa, los CanSats son una herramienta invaluable para inspirar a la próxima generación de ingenieros y científicos, proporcionándoles una introducción práctica al mundo de la exploración espacial [15].

Este documento presenta un proceso de diseño conceptual de un CanSat, abordando las etapas fundamentales y los aspectos clave necesarios para desarrollar un dispositivo que cumpla con sus objetivos de manera efectiva. Exploraremos desde la definición de la misión hasta la selección de componentes y la planificación del lanzamiento, proporcionando una guía detallada para aquellos interesados en el diseño y construcción de estos fascinantes satélites en miniatura.

2. Marco Teórico

Los CanSats son herramientas valiosas tanto en la educación como en la investigación. En el ámbito educativo, sirven para familiarizar a los estudiantes con conceptos

esenciales de ingeniería aeroespacial, dinámica atmosférica y sistemas de comunicación [2]. Al permitirles construir y operar versiones simplificadas de satélites, los CanSats facilitan una comprensión práctica de estos principios. En investigación, estos dispositivos se destacan por su capacidad para capturar datos atmosféricos cruciales, como temperatura, presión y humedad. Estos datos son fundamentales para analizar y entender mejor los procesos que ocurren en nuestra atmósfera [4].

El lanzamiento de los CanSats puede realizarse mediante cohetes, globos estratosféricos o drones [6]. Durante el descenso, los CanSats están equipados con paracaídas para garantizar una caída controlada y segura, permitiendo así la recolección de datos mientras el dispositivo está en el aire [7]. Esta metodología ofrece una forma económica y segura de experimentar con tecnologías, evitando la necesidad de enviar un satélite completo al espacio [8].

Los CanSats tienen una importancia considerable en la industria aeroespacial por varias razones. Primero, su diseño y uso proporcionan una plataforma de pruebas económica para tecnologías que podrían ser implementadas en satélites más grandes [9]. Dado que los CanSats replican ciertas funcionalidades de los satélites, permiten probar sistemas de comunicación, sensores y otros componentes en condiciones atmosféricas reales antes de su integración en misiones espaciales más complejas [10].

Además, los CanSats son herramientas valiosas para la formación de nuevos ingenieros y científicos [11]. Participar en el diseño y construcción de un CanSat ofrece a estudiantes y profesionales en formación una experiencia práctica en la resolución de problemas técnicos, el trabajo en equipo y la aplicación de conceptos científicos [12]. Esta experiencia práctica es crucial para desarrollar habilidades necesarias en la industria aeroespacial y en otros campos tecnológicos [13].

Los CanSats también fomentan la innovación en el diseño de sistemas aeroespaciales. Al permitir pruebas a pequeña escala, los diseñadores y científicos pueden experimentar con nuevas ideas y tecnologías sin el riesgo y el costo asociados con los satélites de mayor tamaño [14]. Esta capacidad para experimentar y validar conceptos en un entorno controlado puede llevar a avances significativos en el diseño de satélites y en la tecnología aeroespacial en general [15].

En el contexto de la industria aeroespacial, los CanSats también ayudan a democratizar el acceso a la tecnología espacial [16]. Al ofrecer una plataforma relativamente económica para la investigación y el desarrollo, permiten a instituciones educativas, organizaciones sin fines de lucro y grupos de investigación con presupuestos limitados participar en proyectos relacionados con el espacio [17]. Esto no solo amplía la base de conocimiento en el campo, sino que también promueve la colaboración entre diferentes sectores y regiones [18].

El diseño de un CanSat implica una serie de consideraciones clave y pasos específicos para garantizar que el dispositivo cumpla con su misión de manera efectiva. A continuación, se describen los aspectos más importantes a tener en cuenta y el proceso general de diseño [19]. El primer paso en el diseño de un CanSat es definir claramente el objetivo de la misión [20]. Esto incluye determinar qué datos se recopilarán y cuál es el propósito del experimento. La definición clara de la misión guiará todas las decisiones de diseño posteriores, desde la selección de componentes hasta la planificación del lanzamiento [21]. Un enfoque bien definido asegura que el CanSat cumpla con sus objetivos y proporcione datos útiles para el análisis [22].

Una vez que se ha definido la misión y se han considerado las limitaciones de tamaño y peso, el siguiente paso es seleccionar los componentes adecuados [26]. Esto incluye sensores para la recopilación de datos, sistemas de comunicación para la transmisión de datos, y baterías para alimentar el CanSat durante la misión [27]. La selección de componentes debe tener en cuenta tanto las especificaciones técnicas como la compatibilidad con el diseño general del CanSat [28].

Antes del lanzamiento, es esencial realizar pruebas exhaustivas del CanSat para validar su diseño y funcionalidad [21]. Esto incluye pruebas de integración para asegurar que todos los componentes funcionen correctamente en conjunto, pruebas de comunicación para verificar la transmisión de datos, y pruebas de resistencia para asegurar que el CanSat pueda soportar las condiciones del lanzamiento y el descenso [22]. Las pruebas previas al lanzamiento ayudan a identificar y corregir posibles problemas antes de la misión real [23].

Después del lanzamiento, el CanSat debe ser recuperado para el análisis de datos [24]. El diseño del sistema de recuperación debe asegurar que el CanSat aterrice en un área accesible y que no sufra daños durante el aterrizaje [25]. Una vez recuperado, los datos recopilados durante la misión deben ser analizados para evaluar el rendimiento del CanSat y extraer conclusiones sobre la misión [26]. El análisis de datos proporciona información valiosa sobre el éxito de la misión y sobre posibles mejoras para futuros diseños [27].

Diseñar un CanSat ofrece varios beneficios y propósitos, tanto en el ámbito educativo como en el industrial [28].

El diseño de un CanSat proporciona una experiencia práctica que permite a los estudiantes aplicar conocimientos teóricos en un proyecto concreto [29]. A través del proceso de diseño, construcción y operación de un CanSat, los estudiantes desarrollan habilidades en programación, electrónica, física y análisis de datos [30]. Esta experiencia práctica fortalece su comprensión de conceptos científicos y técnicos, preparándolos para carreras en ingeniería y tecnología [16].

El CanSat sirve como una plataforma para la experimentación y la innovación [17]. Permite probar nuevas tecnologías y metodologías a pequeña escala antes de implementarlas en proyectos más grandes [18]. Esta capacidad de experimentar y validar conceptos en un entorno controlado puede llevar a avances significativos en el diseño de satélites y en la tecnología aeroespacial en general [19].

Diseñar un CanSat facilita el acceso a la tecnología espacial [20], permitiendo a instituciones educativas, organizaciones sin fines de lucro y grupos de investigación con presupuestos limitados participar en proyectos aeroespaciales [21]. Esta accesibilidad promueve la colaboración y el intercambio de conocimientos entre diferentes sectores y regiones, ampliando la base de conocimiento en el campo aeroespacial [22].

El proceso de diseño de un CanSat fortalece habilidades técnicas y científicas, como la resolución de problemas, el trabajo en equipo y la gestión de proyectos [23]. Estas habilidades son fundamentales para el desarrollo profesional en la industria aeroespacial y en otros campos tecnológicos [24]. Además, participar en competencias de CanSat ofrece oportunidades para el trabajo en equipo y el desarrollo de habilidades de liderazgo [25].

3. Metodología

El diseño de un CanSat requiere una planificación cuidadosa y una serie de pasos específicos para garantizar su funcionalidad y éxito. A continuación, se describe una metodología detallada que incluye la selección de materiales, la elección de sensores y componentes, y el diseño del paracaídas teniendo en cuenta la ecuación de resistencia aerodinámica [1].

- **Definición de la Misión:** Antes de comenzar el diseño, es fundamental definir claramente el objetivo de la misión del CanSat. Esto incluye determinar qué datos se recopilarán, el propósito del experimento, y las condiciones en las que se llevará a cabo la misión [2]. Esta definición guiará todas las decisiones posteriores en el diseño del CanSat [3].
- **Selección de Materiales:** La selección de materiales para el CanSat debe basarse en las siguientes consideraciones [4]:
 - o **Peso y Tamaño:** El CanSat debe cumplir con las limitaciones de peso (generalmente no más de 350 gramos) y volumen (aproximadamente 330 ml) [5]. Se deben elegir materiales ligeros pero duraderos para asegurar que el CanSat no exceda estas limitaciones [6].
 - o **Resistencia y Durabilidad:** El material debe ser resistente a las fuerzas del lanzamiento y al impacto durante el aterrizaje. Materiales como el plástico de alta resistencia, el aluminio ligero y los composites de fibra

de carbono son opciones comunes debido a su buena relación entre peso y resistencia [7].

- o **Aislamiento Térmico:** Si el CanSat estará expuesto a condiciones extremas de temperatura, se deben considerar materiales que ofrezcan aislamiento térmico para proteger los componentes internos [8].
- o **Costo y Disponibilidad:** El costo y la disponibilidad de los materiales también deben ser considerados, especialmente en un entorno educativo donde los recursos pueden ser limitados [9].
- **Selección de Sensores y Componentes:** La selección de sensores y componentes es crucial para el éxito de la misión [10]. Los pasos incluyen:
 - o **Identificación de Requisitos:** Basado en el objetivo de la misión, identificar los tipos de datos que se deben recopilar, como temperatura, presión, humedad, entre otros [11]. Esta identificación ayudará a seleccionar los sensores adecuados [12].
 - o **Sensores:** Elegir sensores que sean precisos, confiables y compatibles con el tamaño y peso del CanSat [13].
 - o **Componentes Electrónicos:** Seleccionar componentes electrónicos necesarios para el funcionamiento del CanSat, incluyendo:
 - **Microcontrolador:** Un microcontrolador adecuado para el procesamiento de datos y control del CanSat, como el Arduino Nano o el ESP32 [14].
 - **Transmisor de Datos:** Módulos de comunicación como el módulo RF o el módulo de radio LoRa para la transmisión de datos [15].
 - **Fuente de Alimentación:** Baterías que proporcionen suficiente energía para la misión, como baterías LiPo, considerando su capacidad y duración [16].
 - o **Integración:** Asegurar que todos los sensores y componentes sean compatibles y puedan integrarse adecuadamente en el diseño del CanSat [17]. Esto incluye la disposición física y las conexiones eléctricas entre los componentes [18].
- **Diseño del Paracaídas:** El diseño del paracaídas es esencial para controlar la velocidad de descenso y proteger el CanSat durante el aterrizaje [19]. El proceso incluye:

- o **Cálculo de la Resistencia Aerodinámica:** Utilizar la ecuación de resistencia aerodinámica para calcular el tamaño y la forma del paracaídas necesario para controlar la velocidad de descenso. La ecuación de resistencia aerodinámica es:

$$F_d = 0.5\rho v^2 A C_d$$

Donde:

F_d : Fuerza de resistencia aerodinámica (N).

ρ : Densidad del aire (kg/m^3).

v : Velocidad del CanSat (m/s).

A : Área del paracaídas (m^2).

C_d : Coeficiente de resistencia aerodinámica del paracaídas.

- o **Selección del Diseño del Paracaídas:** Elegir un diseño adecuado para el paracaídas, que puede incluir modelos como el paracaídas en forma de cruz o el paracaídas en forma de hongo [20]. El diseño debe proporcionar suficiente área de superficie para generar la resistencia necesaria sin sobrecargar el CanSat [21].
- o **Materiales del Paracaídas:** Seleccionar materiales ligeros pero fuertes para el paracaídas, como nylon o seda [22]. El material debe ser resistente a las fuerzas del aire y a la abrasión durante el descenso [23].
- o **Pruebas y Ajustes:** Realizar pruebas del paracaídas en condiciones simuladas o en pequeños lanzamientos de prueba para ajustar el tamaño y el diseño según sea necesario [24]. Ajustar la longitud de las cuerdas y el diseño del paracaídas para lograr una caída controlada y estable [25].

• Integración y Pruebas

- o **Integración Final:** Integrar todos los componentes y sistemas en el CanSat, asegurándose de que el diseño del paracaídas no interfiera con los componentes internos y que todos los sistemas funcionen correctamente juntos [26].
 - o **Pruebas de Funcionalidad:** Realizar pruebas exhaustivas para verificar la funcionalidad de todos los componentes, incluyendo pruebas de comunicación, pruebas de los sensores, y pruebas del sistema de paracaídas [27]. Asegurarse de que el CanSat funcione según lo esperado y cumpla con los objetivos de la misión [28].
 - o **Simulación y Lanzamiento de Prueba:** Simular el lanzamiento y el descenso del CanSat para identificar posibles problemas y realizar ajustes finales [29]. Realizar un lanzamiento de prueba para validar el diseño y la funcionalidad en condiciones reales [30].
- Análisis de Resultados:** Analizar los datos recopilados durante las pruebas y el

lanzamiento para evaluar el desempeño del CanSat. Hacer ajustes según sea necesario y preparar el CanSat para la misión final.

4. Resultados

El CanSat diseñado para esta misión incorpora una serie de componentes avanzados que permiten realizar mediciones precisas y transmitir datos en tiempo real. A continuación, se detalla el diseño final y los resultados obtenidos:

4. 1. Componentes y Funcionalidades

- **Sensores Ambientales:** El CanSat está equipado con sensores para la medición de parámetros atmosféricos esenciales. Esto incluye sensores de temperatura, presión y humedad, que permiten recopilar datos detallados sobre las condiciones del ambiente en el que opera el CanSat.
- **Sensores Cinemáticos y de Posicionamiento:** Para monitorear el movimiento y la orientación del CanSat durante su descenso, se han incorporado sensores cinemáticos como acelerómetros y giroscopios. Además, se incluye un sensor de posicionamiento para determinar la ubicación precisa del CanSat en tiempo real.
- **Transmisor de Datos:** El sistema de transmisión de datos está diseñado para enviar la información recopilada desde los sensores a una estación terrestre. Se ha utilizado un módulo de comunicación eficiente para garantizar que los datos sean transmitidos de manera continua y precisa durante la misión.

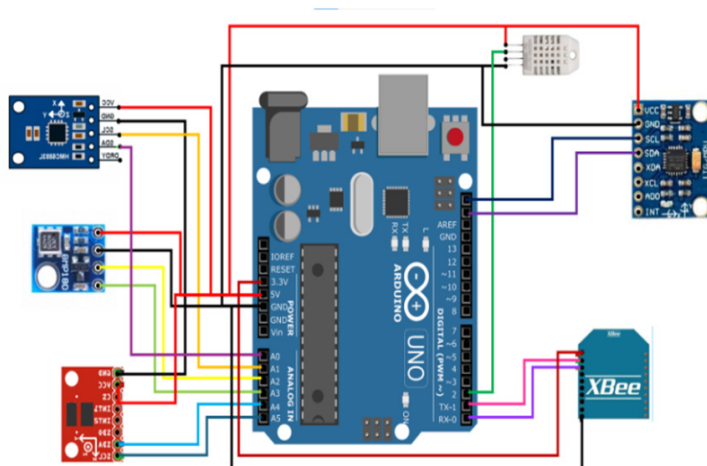


Figura 1. Componentes Eléctricos y su conexión

Tabla 1. Lista de componentes con sus características principales [31],[32],[34],[35],[33],[3

Componente	Peso [g]	Largo [mm]	Ancho [mm]	Espesor [mm]
BMP180	5	10	5	1
DHT22	6	28.2	13.5	10
ADXL345	10	30	5	1
MPU6050	10	50	30	10
HMC5883L	2	14.8	13.5	3.5
Xbee ZigBee	15	13	19	2
Arduino UNO	25	68.6	53.4	13
Baterías	45	48.5	26.5	17.5

4.2. Materiales y Construcción

- **Impresión 3D en ABS:** El cuerpo del CanSat ha sido fabricado utilizando impresión 3D con material ABS. Este material fue seleccionado debido a su resistencia y ligereza, características cruciales para soportar las condiciones del lanzamiento y el descenso mientras mantiene el peso dentro de los límites permitidos.

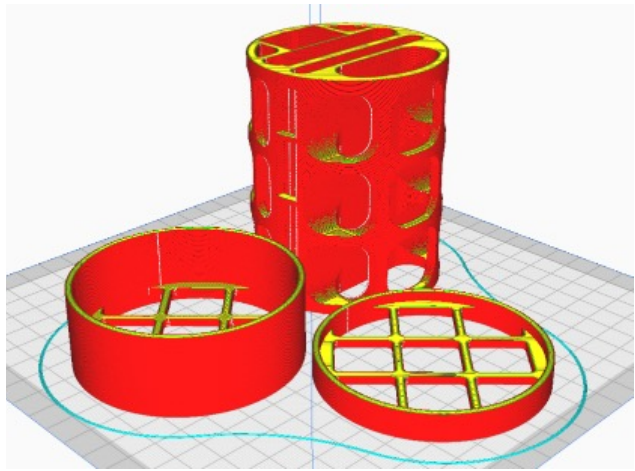


Figura 2. Componentes Eléctricos y su conexión Modelo del CANSAT en el Slicer CURA

- **Ensamblaje por Uniones de Interferencia:** El ensamblaje del CanSat se realizó mediante uniones de interferencia, lo que proporciona un ajuste preciso y seguro entre las diferentes partes del dispositivo. Este método asegura que las piezas permanezcan firmemente unidas durante el lanzamiento y el descenso.
- **Diseño del sistema de recuperación:** Teniendo en cuenta lo expuesto en la metodología, el área del paracaídas de forma circular será calculada de la siguiente manera:

$$A = (2M_{cansat}) / (v^2 \rho C_d)$$

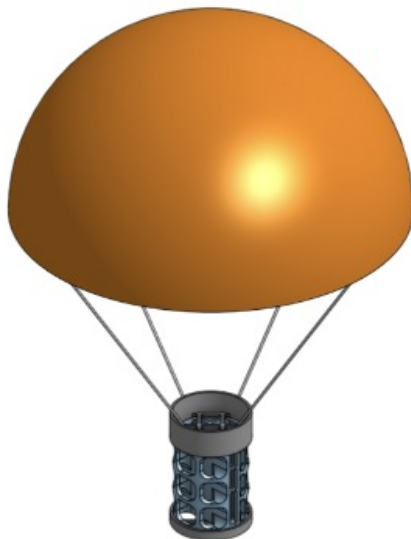


Figura 3. *Sistema de recuperación*

- **Soldadura para Componentes Electrónicos:** La integración de los componentes electrónicos fue realizada mediante soldadura. Este método garantiza conexiones eléctricas confiables y duraderas entre los sensores, el microcontrolador y el transmisor de datos, asegurando un funcionamiento adecuado del CanSat.

El diseño final se puede observar a continuación:

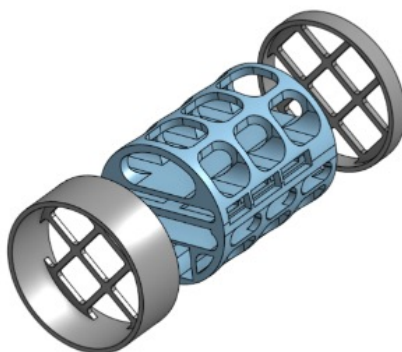


Figura 4. *Render del diseño final*

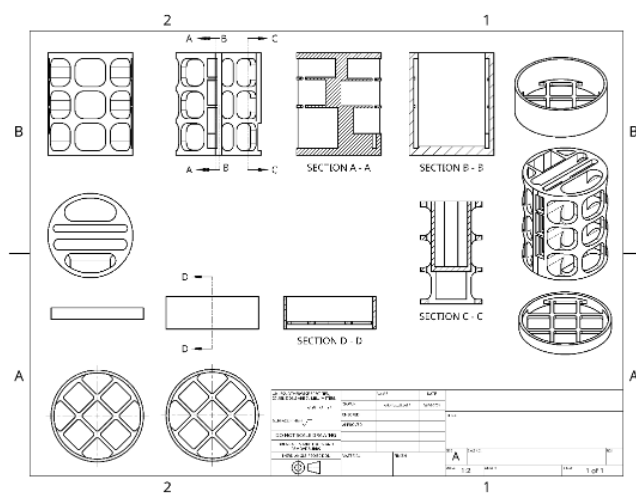


Figura 5. Planos del CanSat

5. Conclusiones

Los CanSats son herramientas valiosas para la educación y el desarrollo profesional en ciencias e ingeniería, ya que permiten a estudiantes y jóvenes ingenieros involucrarse en proyectos aeroespaciales prácticos. Participar en el diseño, construcción y análisis de CanSats ayuda a los estudiantes a adquirir habilidades técnicas esenciales en programación, electrónica, física y análisis de datos, preparándolos para carreras en el ámbito STEM.

Los CanSats ofrecen una solución económica para la investigación y la educación en el campo aeroespacial, reduciendo la necesidad de infraestructura costosa. Esto facilita la participación en proyectos aeroespaciales a instituciones educativas, organizaciones sin fines de lucro y grupos de investigación con presupuestos limitados, democratizando el acceso a la tecnología espacial y fomentando la colaboración entre diferentes sectores.

Estos satélites en miniatura permiten experimentar con nuevas tecnologías y metodologías a pequeña escala. La capacidad de probar y validar conceptos en un entorno controlado antes de aplicarlos a proyectos más grandes es crucial para la innovación en el diseño de satélites y la tecnología aeroespacial en general.

El diseño de un CanSat requiere una cuidadosa planificación, incluyendo la definición clara de la misión, la selección adecuada de materiales y componentes, y el diseño eficiente del sistema de recuperación. Factores como el tamaño y peso del CanSat, la eficacia en la transmisión de datos y la recuperación segura después del

lanzamiento son fundamentales para el éxito de la misión. son fundamentales para el éxito de la misión.

El proceso de diseño y construcción de un CanSat fortalece habilidades prácticas en resolución de problemas, trabajo en equipo y gestión de proyectos. Las competencias y colaboraciones en el ámbito de los CanSats no solo promueven la formación técnica, sino también el desarrollo de habilidades de liderazgo y cooperación, preparando a los participantes para desafíos profesionales futuros en la industria aeroespacial y otras áreas tecnológicas.

6. Referencias bibliográficas

- [1] J. Gómez-Gil, J. Pérez-Grande, and J. García-Zambrana. “CanSats: An Educational Tool for STEM Education” (2021).
- [2] S.K. Sharma, A.K. Singh, and R.K. Tripathi. “Design and Construction of a CanSat for Atmospheric Data Collection” (2020).
- [3] M.K. Singh, A.K. Singh, and R.K. Tripathi. “Development of a CanSat for Aerial Photography” (2019).
- [4] A.K. Singh, M.K. Singh, and R.K. Tripathi. “GPS Tracking CanSat: A Low-Cost Educational Tool for STEM Education” (2018).
- [5] J.K. Pandey, A.K. Singh, and R.K. Tripathi. “CanSat for Science Experiments: A Hands-on Learning Experience for STEM Students” (2017).
- [6] E.C. Sousa, R.A. Costa, and F.M. Gonçalves. “Design and Construction of a Low-Cost CanSat” (2016).
- [7] T.C. de Souza, A.S. de Oliveira, and L.A. de Oliveira. “A Review of CanSat Projects in STEM Education” (2015)
- [8] J.C. Adams, J.A. Levering, and M.J. Kavaya. “CanSats: A Low-Cost Platform for Atmospheric Research” (2014).
- [9] S.K. Sharma, A.K. Singh, and R.K. Tripathi. “CanSats: A Hands-on STEM Education Tool for K-12 Students” (2013).
- [10] M.K. Singh, A.K. Singh, and R.K. Tripathi. “Design and Construction of a CanSat for High Altitude Photography” (2012).

- [11] J.C. Adams, J.A. Levering, and M.J. Kavaya. “CanSats: A Platform for STEM Education and Research” (2011).
- [12] J.K. Pandey, A.K. Singh, and R.K. Tripathi. “CanSats: A Hands-on Learning Experience for STEM Students” (2010).
- [13] S.K. Sharma, A.K. Singh, and R.K. Tripathi. “Design and Construction of a CanSat for Atmospheric Data Collection” (2009).
- [14] J.C. Adams, J.A. Levering, and M.J. Kavaya. “CanSats: A Low-Cost Platform for Atmospheric Research” (2008).
- [15] J.K. Pandey, A.K. Singh, and R.K. Tripathi. “CanSats: A Hands-on Learning Experience for STEM Students” (2007).
- [16] B. Jensen, “The version 3 CanSat Kit – Components list and pin-out diagram”, ASE. Consultado: el 6 de junio de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://learn.andoyaspace.no/ebook/the-cansat-book/v3/the-cansat-kit/>
- [17] “CANSAT part list”, Sparkfun.com. Consultado: el 6 de junio de 2024. [En línea]. Disponible en: https://www.sparkfun.com/wish_lists/143757
- [18] Esero.lu. Consultado: el 6 de junio de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://www.esero.lu/wp-content/uploads/2021/02/CanSat-Technical-Guide-2020-2021-1.pdf>
- [19] “Design your parachute – A Guide to Landing Your CanSat Safely”, Esa.int. [En línea]. Disponible en: https://www.esa.int/Education/CanSat/Design_your_parachute_A_Guide_to_Landing_Your_CanSat_Safely_Teach_with_Space_T10.
- [20] “Parachute design for CanSat”, Chutes.nl. [En línea]. Disponible en: <https://chutes.nl/Readers/Cansat%20parachute%20design%20template.pdf>. [Consultado: 26-ago-2024].
- [21] esa, “DESIGN YOUR PARACHUTE A guide to landing your CanSat safely”, Org.pl. [En línea]. Disponible en: https://esero.kopernik.org.pl/wp-content/uploads/2019/06/CanSat_Parachute_Design.pdf.
- [22] “Cansat Design and Construction Guide”, Cansatcompetition.com. [En línea]. Disponible en: https://www.cansatcompetition.com/docs/cansat_construction.pdf.

-
- [23] M. S. Karkun y S. Dharmalinga, “3D printing technology in aerospace industry – A review”, *Int. J. Aviat. Aeronaut. Aerosp.*, Vol. 9, núm. 2, p. 4, 2022.
- [24] D. Haberl, “The alpsat mission and the comparison of different height and position determination methods,” Esa.int. [En línea]. Disponible en: https://esamultimedia.esa.int/docs/edu/AlpSat_CFP.pdf.
- [25] N. A. Dyrbye, “A solid CanSat taking on demand photos with simultaneously position determination - an approach to two- way communications and an interactive online presentation of data for teaching purposes,” Esa. int. [En línea]. Disponible en: https://esamultimedia.esa.int/docs/edu/SG_CanSciece2015_CFP.pdf.
- [26] A. Gasparjan, “Marie Timurová,” Esa.int. [En línea]. Disponible en: https://esamultimedia.esa.int/docs/edu/GirlsSAT_CFP.pdf.
- [27] G. E. Buyo, “Design and construction of an artificial maple seed used as a satellite probe,” Esa.int. [En línea]. Disponible en: https://esamultimedia.esa.int/docs/edu/Rosetta-Can_CFP.pdf.
- [28] “Profile of the mission and selection of subsystems of the prototype Cansat to be mounted on drone multitor”, Ecorfan.org. [En línea]. Disponible en: https://www.ecorfan.org/taiwan/research_journals/Ingenieria_Tecnologica/vol2num7/Revista_de_Ingenier%C3%ADa_Tecnol%C3%B3gica_V2_N7_3.pdf.
- [29] “Choose your mission”, Esa.int. [En línea]. Disponible en: https://www.esa.int/Education/CanSat/Choose_your_mission.
- [30] “CanSat 2022 Preliminary Design Review (PDR) Outline”, Cansatcompetition.com. [En línea]. Disponible en: https://www.cansatcompetition.com/docs/teams/cansat2022_1022_pdr_v3.pdf.
- [31] “WeMos - BMP180 digital barometric pressure sensor shield”, Maker Store PTY LTD. [En línea]. Disponible en: <https://www.makerstore.com.au/product/elec-wemos-bmp180/>.
- [32] “DHT22 Digital Temperature and Humidity Sensor module”, Kuongshun Electronic Shop. [En línea]. Disponible en: <https://kuongshun.com/products/dht22-digital-temperature-and-humidity-sensor-module>.

- [33] Analog.com. [En línea]. Disponible en: <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/adxl345.pdf>.
- [34] “3 axis gyro sensors and accelerometer Module - MPU-6050”, Maker Store PTY LTD. [En línea]. Disponible en: <https://www.makerstore.com.au/product/elec-sensor-gyro-mpu6050/>.
- [35] Robu.in. [En línea]. Disponible en: <https://robu.in/product/gy-271-hmc5883l-3-axis-electronic-compass-module-magnetic-field-sensor-china-chip/>.
- [36] “Digi XBee® Zigbee”, Digi.com. [En línea]. Disponible en: <https://www.digi.com/products/embedded-systems/digi-xbee/rf-modules/2-4-ghz-rf-modules/xbee-zigbee>.
- [37] “Arduino Uno Rev3”, Arduino Online Shop. [En línea]. Disponible en: <https://store-usa.arduino.cc/products/arduino-uno-rev3>.
- [38] “9V alkaline and lithium batteries”, Batteryjunction.com. [En línea]. Disponible en: <https://www.batteryjunction.com/batteries/shop-by-size/9v>

Capítulo 13.

Simulación y Modelación de Situaciones Matemáticas Cotidianas Aplicadas a la Computación: Integrando Herramientas de IA en la Enseñanza de Álgebra Booleana²⁰

Nelson Andrés Cabrera Narváez²¹

<https://orcid.org/0009-0008-9234-2599>

ncabrera@admon.uniajc.edu.co

Mario Germán Domínguez Pombo²²

<https://orcid.org/0009-0005-7441-063X>

mgdominguez@admon.uniajc.edu.co

/ Institución Universitaria Antonio José Camacho

Resumen

El proyecto integró el modelado matemático y herramientas computacionales, como Python e inteligencia artificial, en la enseñanza de Álgebra Booleana y circuitos lógicos para estudiantes de Matemáticas Discretas. A través de un enfoque pedagógico que combinó el aula invertida y la resolución de problemas, los estudiantes participaron activamente en su aprendizaje, aplicando teoría en situaciones prácticas. La metodología se desarrolló en tres fases: introducción teórica, desarrollo de códigos y simulaciones, y creación de maquetas físicas o digitales. Los resultados demostraron que los estudiantes no solo adquirieron conocimientos teóricos, sino que también los aplicaron en proyectos prácticos relacionados con la automatización y el control de sistemas, utilizando algoritmos y simulaciones en Python. Aunque algunos enfrentaron desafíos al trasladar conceptos teóricos a código, estos se convirtieron en oportunidades de aprendizaje adicionales. La retroalimentación cualitativa destacó que los estudiantes valoraron positivamente la integración de Python y el enfoque práctico, considerándolos beneficiosos para su formación profesional. Sin embargo, se identificó la necesidad de continuar mejorando la integración de herramientas computacionales en la enseñanza para asegurar que todos los estudiantes puedan superar las barreras tecnológicas.

20. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma APA.

21. Licenciado en Matemáticas y Física de la Universidad del Valle, Magíster en Educación de la Corporación Universitaria UNIMINUTO. Con 18 años de experiencia en la docencia. Actualmente se desempeña como docente de tiempo completo de matemáticas del Departamento de Ciencias Básicas de la Universidad del Valle. Líder del Semillero de investigación SEMOSIMA y director del Proyecto de investigación en Movilidad y transporte universitario en la UNIAJC adjudicado al semillero.
22. Tecnólogo Mecatrónico, Ingeniero Electrónico de la Institución Universitaria Antonio José Camacho, Magíster en Enseñanza de la Matemática de la Universidad Tecnológica de Pereira. Con 6 años de experiencia en el campo de la educación universitaria, profesor tiempo completo del área de Matemáticas en la Institución Universitaria Antonio José Camacho, investigador del Programa de Mecánica y profesor hora cátedra de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez”.

En conclusión, el proyecto enriqueció la experiencia educativa, proporcionando una base sólida en la intersección de matemáticas, computación e inteligencia artificial, y preparando a los estudiantes para los desafíos de la era digital.

Palabras clave: Álgebra Booleana, Herramientas Digitales, Matemáticas Discretas, Modelamiento Matemático, Python.

Abstract

The project integrated mathematical modeling and computational tools, including the Python programming language and artificial intelligence, into the teaching of Boolean algebra and logic circuits for students of discrete mathematics. By employing an inverted classroom and problem-solving pedagogical approach, students were encouraged to actively engage in their learning, applying theoretical concepts in practical scenarios. The methodology was developed in three phases: a theoretical introduction, the development of codes and simulations, and the creation of physical or digital mock-ups. The results demonstrated that students not only acquired theoretical knowledge but also demonstrated the ability to apply it in practical projects related to automation and system control, utilizing algorithms and simulations in Python. Despite encountering difficulties in translating theoretical concepts into code, these proved to be valuable learning opportunities. Qualitative feedback indicated that students perceived the integration of Python and the hands-on approach as beneficial to their professional training. However, the necessity for continued improvement in the integration of computational tools in teaching was identified to ensure that all students can overcome technological barriers. In conclusion, the project enhanced educational experience, providing a robust foundation in the intersection of mathematics, computation, and artificial intelligence, and preparing students for the challenges of the digital age.

Keywords: Boolean Algebra, Digital Tools, Discrete Mathematics, Mathematics Modeling, Python.

1. Introducción

El modelado matemático se ha convertido en una herramienta importante en la educación moderna, ya que permite a los estudiantes transformar problemas complejos en representaciones matemáticas para que puedan analizarse y resolverse fácilmente (Araya, 2016). Este enfoque no sólo mejora la comprensión de conceptos abstractos, sino que también desarrolla habilidades críticas para resolver problemas del mundo real.

En las instituciones educativas, la incorporación de herramientas computacionales ha transformado la enseñanza y el aprendizaje al permitir a los estudiantes interactuar con modelos matemáticos de forma dinámica y visual.

Python, uno de los lenguajes de programación más potentes y fáciles de usar, ha demostrado ser un recurso invaluable en este proceso, permitiendo a los estudiantes implementar algoritmos y simulaciones que profundizan su comprensión de los conceptos que estudian.

En particular, la inteligencia artificial (IA) ha comenzado a desempeñar un papel cada vez mayor a la hora de facilitar la automatización y optimización de tareas complejas que antes eran inimaginables en los salones tradicionales (Tomalá et al, 2023). En este contexto, el álgebra de Bollinger se convierte en un componente clave de la educación informática porque forma la base de los circuitos lógicos y los sistemas numéricos que sustentan la tecnología moderna.

La integración de estos elementos en el plan de estudios no solo prepara a los estudiantes para los desafíos en campos tecnológicos avanzados, sino que también mejora su capacidad para aplicar el pensamiento matemático para resolver problemas del mundo real (Morales, 2020).

Al combinar modelos matemáticos con herramientas computacionales, inteligencia artificial y Python, los educadores brindan a los estudiantes un conjunto de habilidades esenciales que ayudarán en su desarrollo profesional en un mundo donde las matemáticas y la computación están inextricablemente vinculadas (Cabrera y Domínguez, 2023).

Esta sinergia de teoría y práctica no solo enriquece la experiencia de aprendizaje, sino que también ayuda a desarrollar una nueva generación de pensadores críticos y solucionadores de problemas en un entorno cada vez más digital y tecnológicamente avanzado.

Es por eso que la presente investigación responde a la siguiente pregunta de investigación ¿Cómo puede la integración de herramientas de inteligencia artificial y Python en la simulación y modelación de situaciones matemáticas cotidianas mejorar la enseñanza de Álgebra Booleana y circuitos lógicos en estudiantes de matemáticas discretas? por lo cual se tiene como objetivo explorar la integración de herramientas de inteligencia artificial y Python en la simulación y modelación de situaciones matemáticas cotidianas aplicadas a la computación, enfocando su uso en la enseñanza de álgebra booleana y circuitos lógicos en estudiantes de matemáticas discretas.

Modelación Matemática: Fundamentos y Evolución

La modelación matemática ha sido fundamental en la ciencia y la ingeniería desde la antigüedad. Su valor radica en la capacidad de representar fenómenos complejos del mundo real mediante ecuaciones matemáticas, lo que facilita un análisis detallado y predictivo. A lo largo de la historia, esta disciplina ha avanzado desde las

primeras aproximaciones geométricas de los griegos hasta los avanzados modelos computacionales actuales. La contribución de René Descartes, con la introducción de la geometría analítica, estableció un marco crucial para el desarrollo de modelos matemáticos más sofisticados. En el siglo XX, la modelación matemática experimentó un gran crecimiento con la llegada de las computadoras, que permitieron simular sistemas complejos y resolver ecuaciones diferenciales previamente difíciles de abordar (Mesa y Villa, 2011).

Álgebra Booleana: Orígenes y Aplicaciones

En la obra de George Boole (1854) “An Investigation of the Laws of Thought”, el álgebra booleana se deslumbra como una rama de las matemáticas que se ocupa de las operaciones lógicas y las variables binarias. Boole formuló un sistema matemático para representar operaciones lógicas, estableciendo las bases para la teoría de conjuntos, la lógica simbólica y, posteriormente, para el desarrollo de circuitos lógicos y la computación digital.

Su trabajo fue revolucionario porque proporcionó un marco algebraico para la lógica proposicional, que antes se basaba en principios filosóficos. Con el tiempo, el álgebra booleana se ha convertido en un componente crucial de la informática, particularmente en el diseño y análisis de circuitos digitales, que son fundamentales para el funcionamiento de las computadoras modernas.

Herramientas Computacionales en la Educación

Tal como lo expresa Vital (2021) y Mero-Ponce (2021), la incorporación de herramientas digitales en la educación ha revolucionado la forma en que se enseñan y aprenden los conceptos matemáticos y científicos. Estas herramientas ofrecen a los estudiantes la oportunidad de interactuar de manera directa y visual con modelos matemáticos y científicos, lo que facilita la comprensión de ideas abstractas.

Python, un lenguaje de programación conocido por su simplicidad y flexibilidad, se ha convertido en una de las herramientas más populares en la enseñanza de matemáticas. Con Python, los estudiantes pueden desarrollar algoritmos y simulaciones que refuerzan su comprensión de los temas (Soto, 2021). Además, su amplia gama de bibliotecas, como NumPy, Matplotlib y SymPy, permite trabajar con datos, crear visualizaciones gráficas y resolver ecuaciones matemáticas, lo que lo hace especialmente valioso para la enseñanza de matemáticas discretas y lógica digital. (León, 2020).

Inteligencia Artificial en la Educación: Impacto y Potencial

La inteligencia artificial está empezando a tener un impacto notable en el ámbito educativo, brindando nuevas maneras de personalizar el aprendizaje y automatizar tareas complejas. Como lo expresa González (2023) es gracias a la IA, ya es posible desarrollar sistemas de tutoría que se ajustan al ritmo de cada estudiante, ofreciendo retroalimentación inmediata y recursos adaptados a sus necesidades. En el área de la enseñanza de la computación y las matemáticas, la IA se utiliza para simular procesos complejos, mejorar algoritmos y analizar grandes cantidades de datos. Por ejemplo, los sistemas de aprendizaje automático pueden evaluar el rendimiento de los estudiantes en tiempo real, detectando áreas problemáticas y sugiriendo intervenciones específicas. La capacidad de la IA para gestionar y analizar vastos volúmenes de información la convierte en una herramienta clave para la educación moderna, especialmente en campos que requieren un alto nivel de precisión y análisis, como la matemática y la informática. (Darrell, 2018).

Aplicaciones del Álgebra Booleana en la Computación Moderna

El álgebra booleana es el fundamento matemático de la lógica digital, esencial para la computación moderna. Cada operación que realiza una computadora, desde las más básicas hasta las más avanzadas, se basa en principios booleanos. Los circuitos lógicos, que consisten en combinaciones de compuertas como AND, OR y NOT, están diseñados para ejecutar operaciones booleanas específicas. (Serna, 2011)

En la obra Enseñanza de Matemáticas Discretas (Álgebra Booleana) Empleando entornos virtuales de aprendizaje de Díaz et al. (2018), define que las compuertas son fundamentales en la construcción de unidades centrales de procesamiento (CPU), memoria y otros componentes clave en los dispositivos electrónicos. Tener un dominio del álgebra booleana permite a los estudiantes comprender el funcionamiento de los circuitos lógicos y el diseño de las computadoras. Además, la habilidad de modelar y simular estos circuitos con Python y otras herramientas computacionales permite a los estudiantes aplicar sus conocimientos de manera práctica, consolidando así su entendimiento de los conceptos teóricos.

La Importancia de las Matemáticas en la Computación

Según Flaviani (2022), las matemáticas son esenciales en el campo de la computación. Desde los algoritmos que procesan datos hasta los modelos que describen fenómenos del mundo real, todo en computación se basa en principios matemáticos. El álgebra, el cálculo, la teoría de números y, en particular, el álgebra booleana es crucial para el diseño y el análisis de sistemas informáticos.

En la tesis de Vásquez (2001) - La computación y la enseñanza de las matemáticas, menciona que el conocimiento matemático permite a los desarrolladores crear algoritmos más eficientes, optimizar el uso de recursos y asegurar la precisión y confiabilidad de los sistemas. Además, las matemáticas son fundamentales para la innovación en áreas como la inteligencia artificial, el aprendizaje automático y la ciencia de datos, donde una comprensión profunda de conceptos matemáticos avanzados es clave para desarrollar nuevas tecnologías como lo expresa López, Couso & Simarro, (2020).

En pocas palabras, la combinación de modelación matemática, álgebra booleana, herramientas digitales y la inteligencia artificial y una metodología de aula invertida es fundamental en la enseñanza actual de matemáticas y computación. Al unir estas disciplinas con métodos educativos creativos, no solo se prepara a los estudiantes para los retos tecnológicos que se avecinan, sino que también se les dota de habilidades esenciales para pensar de manera crítica y resolver problemas en un mundo cada vez más digital. Incorporar estas herramientas en el aula hace que los conceptos teóricos sean más accesibles y prácticos, brindando a los estudiantes una educación que realmente importa en el contexto global de hoy.

2. Metodología

La metodología empleada en esta experiencia en el salón se basa en un enfoque pedagógico innovador que combina el aula invertida, el aprendizaje basado en el pensamiento y la resolución de problemas. Este enfoque fue diseñado para que los estudiantes participen activamente y desarrollen una comprensión sólida de los conceptos teóricos y prácticos de la matemática discreta, el álgebra booleana y sus aplicaciones en computación, utilizando Python y herramientas de inteligencia artificial. El curso se estructuró de manera que integrara la teoría con la práctica, permitiendo a los estudiantes aplicar lo aprendido en situaciones tanto reales como simuladas, con un enfoque especial en la simulación y modelación de situaciones matemáticas cotidianas en el contexto de la computación.

Enfoque y Variables de Medición

El enfoque metodológico estuvo orientado a aplicar de forma práctica los conceptos aprendidos, combinando teoría con ejercicios prácticos para fortalecer el conocimiento. Se emplearon dos tipos de variables de medición: cualitativas y cuantitativas. Las variables cualitativas evaluaron la comprensión de los temas, la capacidad de aplicar el álgebra booleana a situaciones reales y la habilidad para desarrollar y presentar maquetas y códigos funcionales. Las variables cuantitativas, por su parte, midieron el rendimiento académico, la participación en las actividades del aula y el grado de cumplimiento de las tareas prácticas asignadas en Google Colaboratory.

Cualitativas:

- Comprensión conceptual del álgebra booleana y su aplicación en problemas de lógica digital.
- Habilidad para realizar simulaciones y modelaciones matemáticas utilizando Python.
- Capacidad para desarrollar, documentar y sustentar proyectos que involucren compuertas lógicas y circuitos digitales.

Cuantitativas:

- Evaluación de exámenes escritos y pruebas de conocimiento en Matemáticas Discretas.
- Tasa de completitud de tareas prácticas y ejercicios en Google Colaboratory.
- Frecuencia y calidad de la participación en actividades de salón y foros de discusión.

Muestra

El estudio incluyó a 50 estudiantes inscritos en el curso de Matemáticas Discretas del semestre 2024-1 en una universidad. Este grupo fue elegido para participar en la experiencia en el aula por su conocimiento previo en matemáticas y su manejo básico de herramientas tecnológicas. La diversidad en los antecedentes académicos y las habilidades tecnológicas de los estudiantes permitió obtener una perspectiva completa y representativa sobre el impacto de la metodología implementada.

Herramientas

Se utilizaron varias herramientas para apoyar el desarrollo de la metodología:

Google Colaboratory: Plataforma principal para la elaboración y documentación de códigos en Python. Se empleó tanto para las prácticas individuales como para los proyectos grupales.

Python: Lenguaje de programación utilizado para la implementación de algoritmos de álgebra booleana, simulación de compuertas lógicas y desarrollo de circuitos digitales.

Bibliotecas Python: Incluyendo NumPy, Matplotlib, y PyEDA para facilitar la manipulación de datos, visualización gráfica y operaciones booleanas.

Simuladores de lógica digital: Herramientas complementarias para el diseño y prueba de circuitos lógicos y compuertas digitales.

Desarrollo de las Fases

El proceso metodológico se organizó en tres fases clave:

Fase 1: Introducción Teórica y Aula Invertida

En esta primera etapa, los estudiantes accedieron a material teórico sobre álgebra booleana, lógica digital y Python, a través de vídeos, lecturas y recursos en línea. El tiempo en clase se dedicó a resolver dudas, debatir conceptos más complejos y realizar ejercicios guiados que permitieran a los estudiantes aplicar de forma práctica lo aprendido.

Fase 2: Desarrollo de Códigos y Simulaciones

Durante esta fase, los estudiantes comenzaron a implementar algoritmos y simulaciones utilizando Python. Las tareas se llevaron a cabo en Google Colaboratory, donde desarrollaron pseudocódigos, diseñaron compuertas lógicas y construyeron circuitos digitales simulados. Se fomentó el trabajo en equipo, formando grupos que abordaron problemas prácticos distintos relacionados con la computación y el álgebra booleana.

Fase 3: Elaboración de Maquetas y Presentación

En la fase final, los estudiantes consolidaron su aprendizaje creando maquetas físicas o digitales que representaban los proyectos desarrollados. Cada grupo presentó y defendió su trabajo ante sus compañeros y profesores, explicando el proceso de diseño, las decisiones tomadas y los resultados obtenidos. Las maquetas fueron evaluadas según la precisión técnica, la originalidad y la efectividad en resolver problemas reales o simulados utilizando los conceptos aprendidos.

Evaluación y retroalimentación

La evaluación se llevó a cabo de manera formativa y continua, ofreciendo retroalimentación detallada en cada etapa del proceso. Se combinó la autoevaluación, la evaluación entre compañeros y la del profesor para garantizar una comprensión completa y una mejora constante en el desarrollo de los proyectos. La retroalimentación se enfocó en la precisión conceptual, la eficiencia del código, la creatividad en el diseño de las maquetas y la habilidad de los estudiantes para aplicar el álgebra booleana y las herramientas tecnológicas en la resolución de problemas complejos.

En resumen, esta metodología no solo permitió a los estudiantes adquirir conocimientos teóricos, sino también aplicarlos en contextos prácticos y relevantes para su formación en computación, brindándoles una experiencia de aprendizaje más rica y alineada con las demandas de la educación moderna.

3. Resultados

Para dar cumplimiento al objetivo planteado en el presente proyecto se muestra los proyectos que tuvieron mayor impacto dentro de los estudiantes de acuerdo con los comentarios de los estudiantes y cumplimiento a los objetivos trazados en el primer encuentro.

El primer proyecto trata de una alarma con sensor de movimiento, utilizando un pseudocódigo como se muestra en la Figura 1, el cual demuestra que deben de realizar los estudiantes en la herramienta de Python.

Figura 1. *Pseudocódigo proyecto sensor de movimiento*

```
INICIO
  Definir SensorMovimiento como Booleano
  Definir Alarma como Booleano

  Mientras (VERDADERO)
    Leer SensorMovimiento
    Si SensorMovimiento ES VERDADERO
      Encender Alarma
    Sino
      Apagar Alarma
    Fin Si
  Fin Mientras
FIN
```

Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

A continuación, en la Figura 2 se muestra el código realizado por los estudiantes en Python la cual posteriormente se traducirá al lenguaje del Arduino.

Figura 2. Código implementado en Python

```
# Simulación de un sistema de alarma con un sensor de movimiento en Python

import time
import random

# Definimos el estado inicial del sensor de movimiento y la alarma
sensor_movimiento = False # Sensor de movimiento inicialmente desactivado
alarma = False # Alarma inicialmente apagada

def leer_sensor_movimiento():
    """
    Función que simula la lectura del sensor de movimiento.
    Retorna True si se detecta movimiento, False de lo contrario.
    """
    # Simulamos detección de movimiento aleatoria
    return random.choice([True, False])

def encender_alarma():
    """
    Función que enciende la alarma.
    """
    print("¡Alarma encendida! Movimiento detectado.")

def apagar_alarma():
    """
    Función que apaga la alarma.
    """
    print("Alarma apagada. No hay movimiento.")

# Bucle principal de control de la alarma
while True:
    sensor_movimiento = leer_sensor_movimiento() # Leemos el estado del sensor

    if sensor_movimiento:
        alarma = True
        encender_alarma() # Encendemos la alarma si hay movimiento
    else:
        alarma = False
        apagar_alarma() # Apagamos la alarma si no hay movimiento

    # Simulamos un breve retardo para la siguiente lectura
    time.sleep(2)
```

Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

Para explicar el código se tiene en cuenta los siguientes ítems.

1. **Leer sensor movimiento:** Simula la lectura de un sensor de movimiento. Utiliza la función `random.choice` para generar de manera aleatoria un valor booleano (`True` o `False`), simulando si se detecta o no movimiento.
2. **Encender alarma:** Esta función se llama cuando se detecta movimiento. En este caso, se enciende la alarma, lo que se refleja con un mensaje en la consola.
3. **Apagar alarma:** Esta función se llama cuando no se detecta movimiento, apagando la alarma y mostrando el mensaje correspondiente.
4. **Bucle principal:** El código entra en un bucle infinito donde constantemente lee el estado del sensor y decide si debe encender o apagar la alarma, basado en la detección de movimiento.

Por último, se muestra en la Figura 3 cómo se puede traducir el código booleano con anterioridad a un lenguaje de código C++ para ser utilizado en un microcontrolador Arduino.

Figura 3. Código en C++ e implementado en Arduino

```
// Definir los pines para el sensor de movimiento y la alarma
int sensorPin = 2;
int alarmaPin = 13;

void setup() {
  pinMode(sensorPin, INPUT);
  pinMode(alarmaPin, OUTPUT);
}

void loop() {
  int sensorValue = digitalRead(sensorPin); // Leer el valor del sensor

  if (sensorValue == HIGH) { // Si se detecta movimiento
    digitalWrite(alarmaPin, HIGH); // Encender la alarma
  } else {
    digitalWrite(alarmaPin, LOW); // Apagar la alarma
  }
}
```

Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

En la Figura 4 se muestra la implementación anterior en una maqueta con el microcontrolador, sensores y actuadores.

Figura 4. Implementación en maqueta



Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

El segundo proyecto trata de un Aire Acondicionado Inverter, en la Figura 5 se muestra el pseudocódigo realizado por los estudiantes.

Figura 5. Pseudocódigo del proyecto Aire Acondicionado Inverter

```
INICIO
  Definir TempAmbiente como Número
  Definir TempDeseada como Número
  Definir EstadoAC como Booleano

  Mientras (VERDADERO)
    Leer TempAmbiente
    Leer TempDeseada
    Si TempAmbiente > TempDeseada + 1
      Encender AC
      Aumentar Potencia
    Sino Si TempAmbiente < TempDeseada - 1
      Encender AC
      Disminuir Potencia
    Sino
      Apagar AC
    Fin Si
  Fin Mientras
FIN
```

Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

Se puede observar cómo utilizan condicionales para programar la temperatura deseada del Aire Acondicionado, en un bucle continuo.

En la Figura 6 y 7 se muestra el código implementado en Python utilizando la herramienta de Google Colab.

Figura 6. Código en Python Parte 1

```
import time
import random

# Definimos las temperaturas iniciales
temp_ambiente = random.uniform(20.0, 30.0) # Temperatura ambiente entre 20 y 30 grados
temp_deseada = 24.0 # Temperatura deseada fija
estado_ac = False # El aire acondicionado está inicialmente apagado

def leer_temp_ambiente():
    """
    Función que simula la lectura de la temperatura ambiente.
    """
    # Simulamos una ligera variación en la temperatura ambiente
    return temp_ambiente + random.uniform(-0.5, 0.5)

def encender_ac():
    """
    Función que enciende el aire acondicionado.
    """
    print("Aire acondicionado encendido.")

def apagar_ac():
    """
    Función que apaga el aire acondicionado.
    """
    print("Aire acondicionado apagado.")

def ajustar_potencia(temp_actual, temp_deseada):
    """
    Función que ajusta la potencia del aire acondicionado según la diferencia de temperatura.
    """
    diferencia = temp_actual - temp_deseada
    if diferencia > 1:
        print("Aumentando potencia del aire acondicionado.")
    elif diferencia < -1:
        print("Disminuyendo potencia del aire acondicionado.")
    else:
        print("Potencia del aire acondicionado en modo económico.")
```

Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

Figura 7. Código en Python Parte 2

```
# Bucle principal de control del aire acondicionado
while True:
    temp_ambiente = leer_temp_ambiente() # Leemos la temperatura ambiente
    print(f"Temperatura ambiente: {temp_ambiente:.2f}°C")

    if temp_ambiente > temp_deseada + 1:
        if not estado_ac:
            estado_ac = True
            encender_ac()
            ajustar_potencia(temp_ambiente, temp_deseada)
    elif temp_ambiente < temp_deseada - 1:
        if not estado_ac:
            estado_ac = True
            encender_ac()
            ajustar_potencia(temp_ambiente, temp_deseada)
    else:
        if estado_ac:
            estado_ac = False
            apagar_ac()

    # Simulamos un breve retardo para la siguiente lectura
    time.sleep(3)
```

Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

En la Figura 8 se muestra en la consola de la herramienta de Google Colab las pruebas realizadas por los estudiantes en la variación de la temperatura.

Figura 8. Pruebas de variación de temperatura en Python

```
... Temperatura ambiente: 21.29°C
Aire acondicionado encendido.
Disminuyendo potencia del aire acondicionado.
Temperatura ambiente: 21.37°C
Disminuyendo potencia del aire acondicionado.
Temperatura ambiente: 21.09°C
Disminuyendo potencia del aire acondicionado.
```

Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

Para explicar el código se muestra los siguientes ítems.

1. **leer_temp_ambiente():** Simula la lectura de la temperatura ambiente. La temperatura varía ligeramente en cada ciclo para simular cambios en el entorno.
2. **encender_ac() y apagar_ac():** Estas funciones controlan el encendido y apagado del aire acondicionado.
3. **ajustar_potencia():** Esta función ajusta la potencia del aire acondicionado dependiendo de la diferencia entre la temperatura ambiente y la temperatura deseada.
4. **Bucle principal:** El código revisa constantemente la temperatura ambiente y ajustala potencia del aire acondicionado, encendiéndolo o apagándolo según sea necesario para mantener la temperatura deseada.

A continuación, en la Figura 9 se muestra la implementación en código C++ a Arduino, de acuerdo con el trabajo realizado en el programa de Python.

Figura 9. Implementación del código

```
// Definir los pines para los controles del aire acondicionado
int acPin = 13; // Pin para encender o apagar el AC

void setup() {
  pinMode(acPin, OUTPUT);
}

void loop() {
  float tempAmbiente = leerTempAmbiente(); // Leer la temperatura ambiente
  float tempDeseada = 24.0; // Temperatura deseada

  if (tempAmbiente > tempDeseada + 1) {
    digitalWrite(acPin, HIGH); // Encender el aire acondicionado
    ajustarPotencia(tempAmbiente, tempDeseada); // Ajustar la potencia
  } else if (tempAmbiente < tempDeseada - 1) {
    digitalWrite(acPin, HIGH); // Encender el aire acondicionado
    ajustarPotencia(tempAmbiente, tempDeseada); // Ajustar la potencia
  } else {
    digitalWrite(acPin, LOW); // Apagar el aire acondicionado
  }

  delay(3000); // Esperar 3 segundos antes de la siguiente lectura
}

float leerTempAmbiente() {
  // Simulación de lectura de temperatura (se sustituiría por un sensor real)
  return random(20, 30);
}

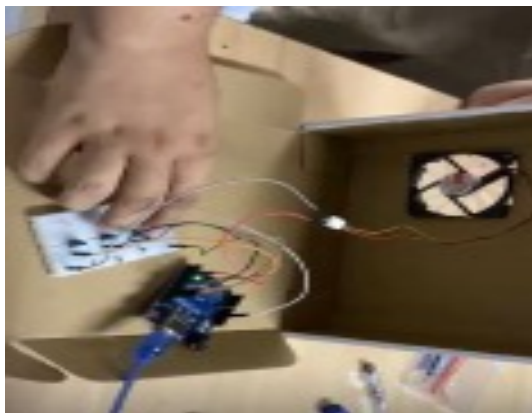
void ajustarPotencia(float tempActual, float tempDeseada) {
  // Aquí se ajustaría la potencia del AC según la diferencia de temperatura
  float diferencia = tempActual - tempDeseada;
  if (diferencia > 1) {
    // Aumentar potencia
  } else if (diferencia < -1) {
    // Disminuir potencia
  } else {
    // Potencia en modo económico
  }
}
```

Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

Como se puede observar los estudiantes tuvieron que utilizar comandos para la lectura de los puertos digitales y manejo de salidas de los puertos análogos.

En la Figura 10 se muestra la implementación real en una maqueta la cual los estudiantes realizaron para demostrar el funcionamiento del código.

Figura 10. *Maqueta del Aire Acondicionado*



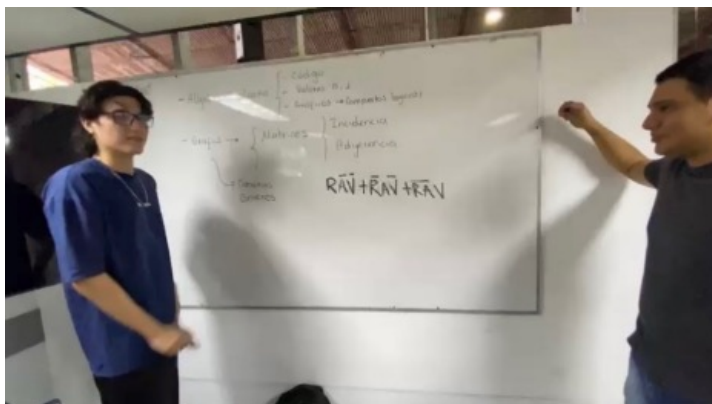
Fuente: Tomada del reporte de los estudiantes.

Este proyecto, enfocado en la simulación y modelación de situaciones matemáticas cotidianas aplicadas a la computación mediante el uso de herramientas de inteligencia artificial en el aula, arrojó resultados muy positivos tanto en la comprensión teórica como en las habilidades prácticas de los estudiantes de matemáticas discretas. Los 50 estudiantes del curso participaron de manera activa en la creación de pseudocódigos, el diseño de circuitos lógicos y la implementación de algoritmos en Python, todo ello en un entorno de aprendizaje invertido y basado en la resolución de problemas.

Desarrollo de Habilidades Computacionales: Los estudiantes mostraron un progreso significativo en la aplicación práctica de conceptos teóricos. Gracias al uso de Python y Google Colab, pudieron trabajar con código real, visualizar resultados de manera inmediata y ajustar sus algoritmos en tiempo real. La introducción a Python, un lenguaje de programación ampliamente utilizado en la industria y la investigación, permitió a los estudiantes familiarizarse con una herramienta clave, lo que añade un valor considerable a su formación.

Comprensión del Álgebra Booleana y Compuertas Lógicas: Los resultados demostraron una sólida comprensión del álgebra booleana y su aplicación en la construcción de circuitos lógicos. Los estudiantes no solo fueron capaces de diseñar estos circuitos de manera teórica, sino que también lograron implementarlos en código y simular su funcionamiento. Este proceso, que abarcó desde el diseño inicial hasta la codificación y la simulación, reforzó significativamente el aprendizaje, permitiendo a los estudiantes observar cómo los conceptos abstractos se traducen en aplicaciones prácticas. Un ejemplo notable de esto fue en los proyectos de sensores y sistemas de control, como el de un aire acondicionado inverter, donde las compuertas lógicas se integraron de manera efectiva en el control automático, como se muestra en la Figura 11, donde un estudiante con el profesor se encuentra realizando la lógica empleada.

Figura 11. *Lógica del proyecto en tablero*



Fuente: Registro fotográfico de la clase.

Aplicación de la Inteligencia Artificial en Simulaciones: Aunque el curso no estaba centrado en el desarrollo de inteligencia artificial, la introducción de conceptos básicos y su aplicación en la modelación de escenarios permitió a los estudiantes entender el papel de la IA en la simulación y el control de sistemas. Se presentó un reto adicional al utilizar IA para optimizar el código y mejorar los algoritmos de control, un desafío que varios estudiantes lograron superar con éxito en sus proyectos finales. Este enfoque les ofreció una visión de cómo la IA puede convertirse en una herramienta poderosa para crear sistemas más eficientes y adaptativos.

4. Discusión

Al finalizar el curso, cada grupo de estudiantes presentó un proyecto que incluía tanto una maqueta física como su respectivo código en Python. La mayoría de los proyectos se enfocaron en sistemas de control y automatización, como sensores de movimiento para activar alarmas o sistemas inteligentes de climatización. Los resultados demostraron que los estudiantes no solo asimilaron los principios teóricos, sino que también fueron capaces de aplicarlos de manera práctica, logrando implementar circuitos lógicos y algoritmos con potencial para ser utilizados en aplicaciones reales.

El análisis cualitativo de las evaluaciones y la retroalimentación reveló que los estudiantes valoraron positivamente el enfoque práctico del curso. La integración de la programación en Python en la enseñanza de las Matemáticas Discretas fue percibida como altamente beneficiosa, tanto para la comprensión de los conceptos como para la preparación de los estudiantes para enfrentar desafíos en su vida profesional. El uso de la metodología de aula invertida y la resolución de problemas resultaron especialmente efectivos para fomentar un aprendizaje más profundo y autónomo.

A pesar de los resultados positivos, algunos estudiantes enfrentaron desafíos significativos al llevar los conceptos teóricos al código. En particular, la implementación de compuertas lógicas más complejas y la integración de varios sistemas en un solo código representaron un obstáculo. Sin embargo, estos desafíos se convirtieron en valiosas oportunidades de aprendizaje, ya que los estudiantes recibieron tutorías adicionales y accedieron a recursos en línea para superar estas dificultades.

5. Conclusiones

El análisis de los resultados destaca una experiencia educativa profundamente enriquecedora (Valencia y Figueroa, 2023). En este proyecto, la integración de teoría y práctica en un ambiente colaborativo y orientado a proyectos permitió a los estudiantes no solo adquirir habilidades técnicas, sino también desarrollar competencias transversales fundamentales, como la resolución de problemas, el trabajo en equipo y el pensamiento crítico. La implementación de Python y la simulación de situaciones cotidianas en un contexto matemático jugaron un papel crucial en el éxito de esta iniciativa.

El enfoque de aula invertida fue particularmente efectivo, ya que promovió un aprendizaje activo, donde los estudiantes adoptaron un rol importante en su proceso de adquisición de conocimientos. Esto les permitió no solo explorar y experimentar, sino también aplicar lo aprendido en situaciones cotidianas, fortaleciendo su comprensión y preparándolos para enfrentar desafíos futuros tanto en el ámbito académico como en el laboral.

Sin embargo, los resultados también evidencian la necesidad de continuar mejorando la integración de herramientas computacionales y de inteligencia artificial en la enseñanza de las matemáticas. Es esencial asegurar que todos los estudiantes puedan superar las barreras tecnológicas y alcanzar un dominio pleno de las habilidades requeridas en la era digital. En resumen, este proyecto ha demostrado ser una alternativa enriquecedora al currículo, proporcionando a los estudiantes una base sólida en la intersección de las matemáticas, la computación y la inteligencia artificial, áreas de creciente importancia en el mundo actual.

6. Referencias bibliográficas

Araya, R. (2016). STEM y Modelamiento Matemático. *Cuadernos de Investigación y Formación en Educación Matemática*, 11 (15), 291-317. <https://revistas.ucr.ac.cr/index.php/cifem/article/view/23838>

- Boole, G. (1854). *An investigation of the laws of thought: on which are founded the mathematical theories of logic and probabilities* (Vol. 2). Walton and Maberly.
- Cabrera, N y Domínguez, M. (2023). Integración de herramientas digitales en la enseñanza de modelos dinámicos en el Álgebra Booleana, un ejemplo en modelación aeroespacial. Ciencia y Tecnología: *La ciencia, mi ruta; mi meta, el espacio. Avances y desafíos en la investigación aérea y espacial*. (pp. 43-67). EMAVI Sello Editorial.
- Darrell, M & Allen, J. (abril 24, 2018). How artificial intelligence is transforming the world. Brookings. <https://www.brookings.edu/articles/how-artificial-intelligence-is-transforming-the-world/>
- Díaz, A., Chávez, L. y Méndez, A. (2018). Enseñanza de Matemáticas Discretas (Álgebra Booleana) empleando entornos virtuales de aprendizaje.
- Flaviani, F. & Carballosa, W. (2022). Proff Assitant Base on Calculational Logic to Assist the Learning of Propositional Logic and Boolean Algebras [conference]. 48th Latin American Computing Conference, CLEI 2022, Armenia, Colombia. <https://ieeexplore.ieee.org/document/9959908>
- González C. (2023). El impacto de la Inteligencia Artificial en la Educación: Transformación de la forma de enseñar y de aprender. *Revista Currículum*, 36, 51-60. <https://doi.org/10.25145/j.qurricul.2023.36.03>
- León, D. (2020). Fortalecimiento de habilidades investigativas a través del uso de la herramienta Python en los aprendices de la línea de Matemáticas [Tesis de maestría, Universidad de Santander UDES]. Archivo digital. <https://repositorio.udes.edu.co/server/api/core/bitstreams/9780ae7e-60eb-4c0e-aa4e-8084cb2a7a5b/content>
- López Simó, V., Couso Lagarón, D., & Simarro Rodríguez, C. (2020). Educación STEM en y para el mundo digital: El papel de las herramientas digitales en el desempeño de prácticas científicas, ingenieriles y matemáticas. *Revista de Educación a Distancia (RED)*, 20(62). <https://doi.org/10.6018/red.410011>
- Mero-Ponce, J. (2021). Herramientas digitales educativas y el aprendizaje significativo en los estudiantes, *Revista científica Dominio de las Ciencias*, 7 (1), 712-724. <https://dialnet.unirioja.es/servlet/articulo?codigo=8385914>
- Mesa, Y. y Villa-Ochoa, J. (2011). Modelación Matemática en la Historia de las Matemáticas. Una mirada al concepto de Función Cuadrática [Conferencia]. XII Conferencia Interamericana de

- Educación Matemática, Recife, Brasil. https://www.researchgate.net/publication/297899312_Modelacion_Matematica_en_la_Historia_de las_Matematicas_Una_mirada_al_concepto_de_Funcion_Cuadratica
- Morales, M (2020). Matemática Aplicada a la Ciencias y las Ingenierías. Polo del Conocimiento, 5 (8), 1277-1285. [https://polodelconocimiento.com/ojs/index.php/es/Serna, E. \(2011\). Métodos formales e Ingeniería de Software. Revista Virtual Universidad Católica del Norte, 1\(30\), 158–184. https://revistavirtual.ucn.edu.co/index.php/RevistaUCN/article/view/62](https://polodelconocimiento.com/ojs/index.php/es/Serna, E. (2011). Métodos formales e Ingeniería de Software. Revista Virtual Universidad Católica del Norte, 1(30), 158–184. https://revistavirtual.ucn.edu.co/index.php/RevistaUCN/article/view/62)
- Soto, E. (2021). Python en Ingeniería en Ciencias Informáticas. *Serie Científica de la Universidad de las Ciencias Informáticas*, 14 (12), 1-15. <https://dialnet.unirioja.es/servlet/articulo?codigo=8590581>
- Tomalá, M., Mascaró, E., Carrasco, C., Aroni, E. (2023). Incidencias de la inteligencia artificial en la educación. *Revista Científica Mundo de la Investigación y el Conocimiento*, 7 (2), 238-251. [https://doi.org/10.26820/recimundo/7.\(2\).jun.2023.238-251](https://doi.org/10.26820/recimundo/7.(2).jun.2023.238-251)
- Valencia, A y Figueroa, R. (2023). Incidencia de la Inteligencia Artificial en la educación. *Inclusión Educativa del alumnado con Enfermedades Raras*, 41 (3), 235-263. <https://doi.org/10.6018/educatio.555681>
- Vásquez, M. (2001). *La computación y la enseñanza de las matemáticas* [Tesis de maestría, Universidad Autónoma de Nuevo León]. Archivo digital. <http://eprints.uanl.mx/1117/1/1020145856.PDF>
- Vital, M. (2021). Plataformas Educativas y herramientas digitales para el aprendizaje, *Vida Científica Boletín Científico de la Escuela Preparatoria* No. 4, 9 (18), 9-12. <https://repository.uaeh.edu.mx/revistas/index.php/prepa4/article/view/7593>

Capítulo 14.

Utilizing machine learning for predictive diagnosis of Metabolic Syndrome in Colombian military airmen²³

Diego Leonel Malpica Hincapié MD*

<https://orcid.org/0000-0002-2257-4940>

diegomalpica@fac.mil.co

Marian Farfán Fontalvo MD*

<https://orcid.org/0000-0002-9910-6053>

marian.farfanf@fac.mil.co

*Especialista en Medicina Aeroespacial, Dirección de Medicina Aeroespacial, Subdirección Científica Aeroespacial, Fuerza Aeroespacial Colombiana

Abstract

Introduction: Metabolic Syndrome (MetS) encompasses a constellation of health issues— including hypertension, dyslipidemia, obesity, and insulin resistance— significant in predicting cardiovascular diseases and type 2 diabetes. Its prevalence in occupational settings such as among military airmen is notable due to the unique stressors of their roles. Effective early detection is crucial, yet the complexity of traditional models often hampers their operational feasibility, particularly in environments with limited computational resources. **Methods:** This study utilized developed predictive models for MetS utilizing logistic regression and simplified Random Forest models. Models were trained on an integrated dataset of physical exams and laboratory results, with feature engineering tailored to enhance diagnostic accuracy. Statistical significance was set at $\alpha < 0.05$ with a power of 80%.

Results: The logistic regression model achieved a MetS diagnostic accuracy of 92.02%, precision of 68.18%, recall of 51.72%, and ROC_AUC of 74.37%. Key metabolic markers such as AIP (AUC of 0.925) and TyG Index showed high predictive relevance. Notably, finding showed discrepancies in MetS prevalence between electronic health records (EHR) (3.3%) and identification using ML (10.6%). **Discussion:** The adoption of machine learning methods in operational aerospace medicine, particularly in settings constrained by computing capabilities, presents significant advantages. The focus on key metabolic indicators enables early MetS detection, pivotal in managing long-term health risks among airmen. MetS prevalence discrepancies highlight the model's enhanced capability to identify MetS under varying clinical assessment standards.

keywords: Artificial intelligence, dyslipidemia, machine learning, metabolic syndrome.

23. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma APA.

Resumen

Introducción: El síndrome metabólico (SMet) abarca una constelación de alteraciones, que incluye hipertensión, dislipidemia, obesidad y resistencia a la insulina, que se constituyen como predictores de enfermedad cardiovascular y diabetes tipo 2. La detección temprana efectiva es crucial, sin embargo, la complejidad de los modelos tradicionales obstaculiza su viabilidad operativa, particularmente en entornos con recursos computacionales limitados. **Métodos:** Para este estudio se desarrollaron modelos predictores de SMet basados en la implementación de una regresión logística y un modelo de Bosque Aleatorio simplificado. Los modelos fueron entrenados con una compilación de datos integrados de exámenes físicos y resultados de laboratorio, con ingeniería de funciones adaptada para mejorar la precisión del diagnóstico. La significancia estadística se estableció con un alfa $<0,05$, y una potencia del 80%. **Resultados:** El modelo de regresión logística logró una precisión diagnóstica del SMet del 92,02%, una precisión del 68,18%, un ratio de verdaderos positivos del 51,72% y un ROC_AUC del 74,37%. El modelo arrojó marcadores predictivos metabólicos clave como el Índice Aterogénico del Plasma (AUC 0.925), y el índice triglicéridos: glucosa. Llamativamente, se encontraron discrepancias en la prevalencia del MetS entre los registros médicos electrónicos (RME) (3,3%) y la identificación mediante ML (10,6%). **Discusión:** La adopción de Machine Learning (ML) en la medicina aeroespacial operativa presenta ventajas significativas en entornos informáticos limitados. Las discrepancias arrojadas en las prevalencias de SMet entre los resultados del modelo ML y los RME resaltan la capacidad mejorada del modelo para identificar el MetS bajo diferentes estándares de evaluación clínica.

Palabras clave: Dislipidemia, inteligencia artificial, machine learning, Síndrome metabólico.

1. Introduction

Metabolic syndrome (MetS) is a cluster of cardiometabolic abnormalities that include central obesity, insulin resistance, dyslipidemia, and hypertension. Numerous data advocate that the diagnosis of metabolic syndrome predisposes an individual to the development of type 2 diabetes and cardiovascular disease. This is particularly relevant to airmen, as they may be exposed to various occupational stressors that can increase their risk of developing metabolic syndrome.

The clustering of risk factors for metabolic syndrome reportedly tracks into adulthood, indicating the need for risk factor management at an early age. First-line treatment of metabolic syndrome in adults generally involves diet and physical exercise. However, there is no consensus on a single unifying pathophysiological mechanism for metabolic syndrome. (Samaranayaka & Gulliford, 2013)

Based on a definition published by the International Diabetes Federation and National Cholesterol Education Program Adult Treatment Panel III, abdominal obesity is a key factor for diagnosis of metabolic syndrome, and it is probably the potential link between metabolic syndrome and insulin resistance. (Alberti et al., 2009)

In the observed period between 2013-2014, the projected prevalence of obesity in the United States escalated by 20.4 million, resulting in an overall impact on 30.2 million individuals, which represents 13% of the adult population. Concurrently, the projected prevalence of diabetes also witnessed a surge, with an increase of 9 million, thereby affecting 21.2 million (10%) US adults in 2003-2004 and 30.2 million (13%) in 2013-2014. Conversely, the incidence and prevalence of metabolic syndrome maintained a relatively steady state, hovering around 50 million (23%) throughout the duration of the study. (Palmer & Toth, 2019)

According to a study conducted in 2020, metabolic syndrome has increased to epidemic levels in low- and middle-income countries, including Colombia. The study estimated the prevalence of metabolic syndrome and its association with sociodemographic characteristics in participants attending public chronic disease control programs in Medellín, Colombia, in 2018. The diagnostic criteria of the metabolic syndrome and its components were based on the consensus of the Latin American Diabetes Association. The study found that the prevalence of metabolic syndrome was 41.5% in the study population. (Higuita-Gutiérrez et al., 2020)

Various biochemical markers and ratios such as the Atherogenic Index of Plasma (AIP) (Niroumand et al., 2015) (Lioy et al., 2023) (Wu et al., 2021) (Li et al., 2021) (Zhu et al., 2015) Monocyte-to-HDL Ratio (MHR) (Jialal et al., 2020), (Uslu et al., 2018) Neutrophil-to-Lymphocyte Ratio (NLR) (Liu et al., 2019) (Bahadır et al., 2015) Platelet-to-Lymphocyte Ratio (PLR), (Akboga et al., 2016) Triglyceride-to-Glucose Index (TyG) (Akboga et al., 2016) and lipid profiles including Total cholesterol/HDL and LDL/HDL ratios are recognized as significant predictors of metabolic syndrome (MetS) and cardiovascular diseases. (Fahly et al., 2022) The AIP is noted for its strong predictive capability for atherosclerosis, correlating with cardiovascular risk factors. The MHR reflects the balance between inflammatory and anti-inflammatory properties, relevant in cardiovascular disorders. NLR is associated with inflammation and insulin resistance, while PLR is an indirect inflammatory marker linked to MetS severity. Similarly, the TyG index serves as an indicator of insulin resistance and lipid-glucose metabolism dysregulation. These conventional lipid ratios underscore the atherogenic lipid profile, enhancing the understanding and early management of metabolic health issues to mitigate cardiovascular risks.

The examination of the prevalence of Metabolic Syndrome (MetS) within Colombian military airmen showed that an overall 21.7% of the study subjects were affected in 2017. A closer dissection of the data revealed occupational discrepancies in the

prevalence of MetS: pilots exhibited a 17.7% prevalence rate, while the prevalence among aircrews was slightly higher at 26%. The prevalence of MetS in air traffic controllers and parachutists was documented at 25% and 16.1 % respectively. Subjects diagnosed with MetS presented higher mean values of body mass index, fat percentage, lipids, uric acid, leukocytes, and creatinine, and exhibited lower glomerular filtration rates than those not diagnosed with the syndrome. Furthermore, a significant correlation was identified between MetS and the elevation of uric acid, total cholesterol, LDL, V-LDL, and a reduced eGFR as estimated using the CKD-EPI method. The Atherogenic Index of Plasma (AIP) demonstrated high utility in identifying subjects with MetS, boasting an area under the curve of 0.92, a sensitivity of 88.4%, and a specificity of 84.4%. (Malpica, 2023)

The flight surgeons across the country could use a centralized Electronic Health Record (EHR) system to assess the aircrews, who needed aeromedical certification according to the Air Force Aeromedical Regulation FAC 1-28 3rd Edition, 2012 (RAPFAC 1-28 3rd ed, 2012). The system, which started working fully in 2022, included data from physical exams, audiology, optometry, dentistry, ENT, ophthalmology, psychology, and blood tests such as glucose, BUN, creatinine, lipid profile, uric acid, complete blood count, and urinalysis. However, the laboratory data was only attached as a pdf file without numerical values, so it was not possible to combine useful information for the aircrews in one database. The analysis of the raw data from the EHR managed by aeromedical certification revealed a surprising result: the MetS prevalence among the operational aircrews of the Colombian Air Force decreased to 3.3%, which is inconsistent with the previous calculation in 2017 that showed a rate of 21.7% (Malpica, 2023) which is significantly different $\chi^2 = 55.44$ (DF=1, $p < 0.001$).

2. Methods

The retrospective cross-sectional review conducted by the Colombian Air Force's Directorate of Aerospace Medicine is the focus of this study. The records and laboratory measurements collected came from an annual aeromedical examination, held between May 31st, 2022, and June 1st, 2023. All individuals selected underwent annual medical assessments according to Air Force Aeromedical Regulation FAC 1-28 3rd Edition, 2012. Due to the retrospective style of research used within the study it was compliant with Colombian resolution number 008430 of 1993; article 11 which states "Research with no risk", whilst privacy preservation for clinical records was ensured as per article 16. Only authorized medical personnel were permitted access to this information.

The data collection process involved the extraction of operational medical history from participants, encompassing past medical records. Physical examinations were conducted, incorporating blood pressure measurements taken by flight surgeons, as well as assessments of weight, height, and Body Mass Index (BMI) that adhered to the World Health Organization's recommended procedures.

Post twelve-hour fasting, blood samples were collected from either the median cubital or median antebrachial veins and processed using the Cobas C-501 (Roche Diagnostics) on the day of the examination. The comprehensive suite of laboratory results included measurements of serum glucose, creatinine, cholesterol, high-density lipoproteins (HDL), low-density lipoproteins (LDL), and triglycerides. Complete blood counts were also recorded, and the glomerular filtration rate was determined using the CKD-EPI and MDRD method.

The Atherogenic Index of Plasma (AIP) (6,7), Monocyte-to-HDL Ratio (MHR), Neutrophil-to-Lymphocyte Ratio (NLR), Lymphocyte-to-monocyte ratio (LMR), Platelet-to-Lymphocyte ratio (PLR) were estimated according to the published literature. The Triglyceride-to-Glucose as well as other lipid profiles such as Total cholesterol / HDL, and LDL / HDL were included in the analysis.

The study's definition of Metabolic Syndrome (MetS) necessitated the presence of at least three of the following criteria within the operational assessments: central obesity, indicated by a waist circumference of ≥ 90 cm in men and ≥ 80 cm in women; hypertriglyceridemia, diagnosed through the administration of specific medication when levels reached or exceeded ≥ 150 mg/dL; low HDL cholesterol, characterized by levels of < 40 mg/dL in men and < 50 mg/dL in women, ascertained through specific medication; blood pressure, with systolic readings of ≥ 130 mmHg or diastolic readings of ≥ 85 mmHg; fasting blood glucose levels of ≥ 100 mg/dL, and a current diagnosis of diabetes mellitus (DM).

The data of the waist circumference was not found on the Electronic Health Records, we applied a regression model to predict the waist circumference for the subjects based on the data from the physical exam manually gathered in 2179 subjects in the Colombian Air Force (Malpica, 2023). The model showed the following results R-squared 0.758, Adjusted R-squared 0.757, F-statistic 2264, Prob (F-statistic) 0.00, Log-Likelihood -6113.6, AIC 1.224e+04, BIC: 1.226e+04. The model had these coefficients Intercept (const) 21.6267, Age 0.1714, BMI 2.2262, Gender: 4.8968. 1. The formula to calculate the Waist Circumference is $21.6267 + (0.1714 * \text{Age}) + (2.2262 * \text{BMI}) + (4.8968 * \text{Gender})$.

2.1 Data processing and analysis

The data was analyzed using a variety of methods to examine the mean, variation, and correlation within the dataset. The dataset was made ready for analysis by removing any errors or inconsistencies.

1. Two different databases were merged, the laboratory database and the physical exam database from the electronic health record system. This was done using

a python environment with pandas by matching the Colombian identification number from both databases.

2. The nominal variables were assessed using Chi-squared and Mantel-Haenszel tests, while Pearson correlations and Fisher's exact tests were applied as needed. Further, a Wilcoxon test was implemented to prevalence odds ratios with 95% confidence intervals were calculated. Linear, logistic regression analysis was utilized for quantitative variables. The data was analyzed using a Jupiter notebook using Python 3.11 and Pandas, Numpy, SciPy, Matplotlib, Sklearn and Seaborn libraries for statistical analysis and machine learning techniques.

3. We combined the use of statistical methods and machine learning techniques to reclassify variables extracting written text in the clinical records for the MetS diagnosis or meeting the criteria for the correct.

4. We employed univariate feature selection methods to discern the most influential predictors for each health indicator. This technique operates by selecting the optimal features based on univariate statistical tests, thereby providing a clear understanding of the individual impact of each predictor. Statistical significance was defined as $\alpha < 0.05$ and the power was 80%.

3. Results

The clinical records were examined for 1365 airmen with aeromedical certification at the Direction of Aerospace Medicine. The median age was 33 ± 6.2 . Males constituted the majority, with a count of 1285, while females numbered 80. The most prevalent health condition observed was 'Normal' (825 occurrences), accounting for approximately 24.36% of the total observations. 'Overweight' followed with a frequency of 564 (16.65% of the total), and 'Hyperlipidemia' with a frequency of 507 (14.97% of the total). 'Past Medical History' was documented 371 times, representing 10.95% of the total observations. 'Astigmatism' and 'Glaucoma suspect' were also frequently encountered, with frequencies of 316 (9.33% of the total) and 306 (9.03% of the total) respectively. 'Hearing loss' was noted 221 times, accounting for 6.52% of the total. Less common conditions included 'Dental Caries' and 'Altered Fasting Glucose', with frequencies of 146 (4.31% of the total) and 131 (3.87% of the total) respectively. These findings are monitored by the operational physician at the airbase.

The Body Mass Index (BMI) median is 25.28 ± 2.57 , those with overweight are 51.5% of the subjects, and Obesity is 5.8%, only 1 subject was classified as underweight as per the World Health Organization classification.

The distribution of BMI categories across different age groups in our dataset reveals significant trends related to age and weight status. In the age group of individuals over 40 years old, 61% are classified as and an additional 10% are classified as obese.

In the age group of 30-40 years old, the percentage of overweight individuals is slightly lower but still constitutes a majority, with 53% being overweight and 6% being obese. Among the youngest age group in our dataset, those aged 20-30 years old, the percentage of overweight individuals is lower but still constitutes a significant portion of the group. In this age group, 49% of individuals are overweight and 5% are obese.

Some of the criteria for MetS were identified with the paraclinical tests performed for each airman, hypertriglyceridemia had a prevalence of 44.9% while the percentage of HDL <40 in men and <50 in women was 20%, altered fasting glucose was the 10.8%, and hypertension was present as a diagnosis in 4.2% of the population.

The prevalence of other cardiovascular risk factors includes hypercholesterolemia in 44.9%, LDL $\geq$ 190 mg/dL 2.8% and, VLDL >40 mg/dL was 12.3% and no cases of angina nor any other diagnosis related to cardiac heart disease have been documented among the aircrews in this timeframe.

The prevalence of MetS was 10.6%, more frequently in males with 143 cases and in females only 2, $\chi^2 = 5.9$ (DF=1, p=0.015).

Table 1. Comparison of Key Hematological and Metabolic Parameters Between Individuals with and without Metabolic Syndrome (MetS): Medians and 95% Confidence Intervals

Variable	No MetS	MetS	P-value
	Median (95% CI)	Median (95% CI)	
Uric Acid (mg/dL)	5.6 (5.55, 5.7)	6.6 (6.361, 6.8)	<0.0001
Glucose (mg/dL)	91.9 (91.5, 92.2)	96.7 (94.7, 98)	<0.0001
Leukocytes (x10 ³ /μL)	6.53 (6.47, 6.65)	6.80 (6.54, 7.07)	0.0448
Lymphocytes (x10 ³ /μL)	2.28 (2.24, 2.32)	2.43 (2.36, 2.50)	0.0005
Lymphocyte %	35.3 (34.8, 35.9)	36.8 (35.4, 37.7)	0.0309
Basophils (x10 ³ /μL)	0.036 (0.03, 0.04)	0.035 (0.03, 0.036)	0.0370
Basophil %	0.55 (0.55, 0.6)	0.5 (0.45, 0.55)	0.0017
PLR (Platelet to Lymphocyte ratio)	118.97 (116.67, 121.19)	109.58 (106.99, 117.71)	0.0041
Mono/HDL ratio (Monocyte to HDL ratio)	0.0105 (0.010, 0.0107)	0.0142 (0.013, 0.015)	<0.0001
LMR (Lymphocyte to Monocyte ratio)	4.48 (4.4029, 4.5793)	4.67 (4.4537, 4.9372)	0.0156
RBC (x 10 ⁶ /μL)	5.42 (5.3965, 5.44)	5.58 (5.4867, 5.64)	0.0002
Hb (g/dL)	16.1 (16.05, 16.2)	16.5 (16.3073, 16.65)	<0.0001
Hct %	46.8 (46.6, 47)	47.7 (47.4, 48)	<0.0001
RDW CV %	12.5 (12.4-12.5)	12.6 (12.4-12.7)	0.0377
RDW SD (fL)	39.9 (39.8-40.1)	40.05 (39.7-40.87)	0.3256
Cholesterol (mg/dL)	194 (190.6 – 197)	203.3 (198 – 210)	0.0039
LDL (mg/dL)	120.6 (118 – 122)	122 (112 – 129)	0.9059
VLDL (mg/dL)	21 (20.5 – 21.8)	39.3 (37.4 – 42.8)	<0.0001

A comprehensive analysis of various hematological and metabolic parameters was performed, comparing individuals with Metabolic Syndrome (MetS) to those without (No MetS). Significant differences were observed in several key indicators. Uric acid levels, for instance, exhibited a median of 5.6 mg/dL (95% CI: 5.55, 5.7) in the No MetS group compared to 6.6 mg/dL (95% CI: 6.361, 6.8) in the MetS group ($P < 0.0001$). Similarly, glucose levels, leukocyte counts, lymphocyte proportions, and the Platelet to Lymphocyte ratio (PLR) were also found to differ significantly between the groups. On the other hand, LDL levels presented no significant difference with a median of 120.6 mg/dL (95% CI: 118, 122) in the No MetS group and 122 mg/dL (95% CI: 112, 129) in the MetS group ($P = 0.9059$). Remarkably, there were profound differences in VLDL levels, with the No MetS group displaying a median of 21 mg/dL (95% CI: 20.5, 21.8) compared to 39.3 mg/dL (95% CI: 37.4, 42.8) in the MetS group ($P < 0.0001$).

The next step involved the examination of specific markers to enhance the predictive value for Metabolic Syndrome (MetS) diagnosis. The analysis encompassed a comprehensive set of features, including BMI, waist circumference, Glucose, Triglycerides, VLDL, LDL, various blood cell counts and ratios, Cholesterol, LDL_HDL, PLR, dNLR, LMR, TyG Index, and AIP. The Data Preparation phase included the integration of metabolic markers along with TyG Index and AIP. A meticulous Feature Engineering phase was carried out to explore potential composite scores or feature combinations that could augment predictive accuracy.

Model Training was performed using logistic regression models, utilizing both individual and composite features, followed by Model Evaluation to compare the predictive accuracy of various markers and feature combinations. The logistic regression model, trained on selected metabolic markers, yielded an accuracy of 92.02%, precision of 68.18%, recall of 51.72%, and ROC AUC of 74.37% for MetS diagnosis.

The top-performing markers identified were AIP, Cholesterol HDL, TyG Index, Triglycerides, and waist circumference. Further analysis revealed that the combination of AIP, TyG Index, Triglycerides, and waist circumference offered the most balanced performance, with accuracy, precision, recall, and ROC_AUC at 92.40%, 73.68%, 48.28%, and 73.07% respectively with hyperparameter tuning using grid search and cross-validation to optimize the logistic regression model, focusing on key hyperparameters such as regularization type, regularization strength, and solver.

The areas under the curve (AUC) for the analyzed variables were: AIP, 0.925 (SE: 0.00897, 95% CI: 0.909 to 0.939); TyG Index, 0.902 (SE: 0.0105, 95% CI: 0.885 to 0.917); Waist, 0.854 (SE: 0.0133, 95% CI: 0.834 to 0.873); and Triglycerides, 0.887 (SE: 0.0116, 95% CI: 0.869 to 0.904) [Standard Error calculated based on Hanley & McNeil, 1982; Confidence Interval calculated using Binomial exact method].

In the age group of 30-40 years old, the percentage of overweight individuals is slightly lower but still constitutes a majority, with 53% being overweight and 6% being obese. Among the youngest age group in our dataset, those aged 20-30 years old, the percentage of overweight individuals is lower but still constitutes a significant portion of the group. In this age group, 49% of individuals are overweight and 5% are obese.

Some of the criteria for MetS were identified with the paraclinical tests performed for each airman, hypertriglyceridemia had a prevalence of 44.9% while the percentage of HDL <40 in men and <50 in women was 20%, altered fasting glucose was the 10.8%, and hypertension was present as a diagnosis in 4.2% of the population.

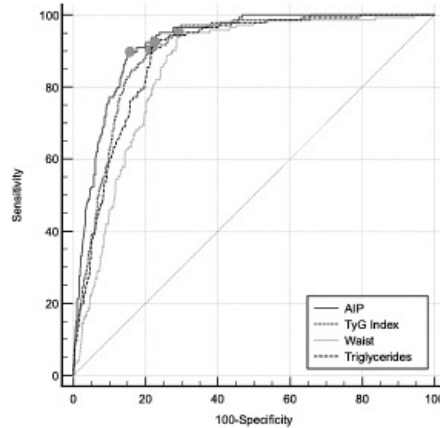
The prevalence of other cardiovascular risk factors includes hypercholesterolemia in 44.9%, LDL $\geq$ 190 mg/dL 2.8% and, VLDL >40 mg/dL was 12.3% and no cases of angina nor any other diagnosis related to cardiac heart disease have been documented among the aircrews in this timeframe.

The prevalence of MetS was 10.6%, more frequently in males with 143 cases and in females only 2, $\chi^2 = 5.9$ (DF=1, $p=0.015$).

Table 2. *The pairwise comparison of ROC curves indicated distinct differences between the variables*

Comparison	Difference	SE	95% CI	P
AIP and TyG Index	0.0229	0.00544	0.0122 to 0.0336	<0.0001
AIP and waist	0.0704	0.0148	0.0413 to 0.0995	<0.0001
AIP and Triglycerides	0.0378	0.00526	0.0275 to 0.0481	<0.0001
TyG Index and Triglycerides	0.0149	0.00325	0.00854 to 0.0213	<0.0001
TyG Index and waist	0.0475	0.0157	0.0168 to 0.0782	0.0024
waist and Triglycerides	0.0326	0.0164	0.000566 to 0.0647	0.0461

Figure 1. Receiver Operating Characteristic (ROC) Curves for Metabolic Syndrome Classification: Comparative Analysis of AIP, TyG Index, waist, and Triglycerides



In the initial analysis, we detected multicollinearity among our variables of interest: AIP, HDL, TyG Index, Triglycerides, and Waist Circumference. This was determined using a correlation matrix, where we noted high pairwise correlation coefficients between several variables, such as a coefficient of 0.97 between TyG Index and Triglycerides.

The presence of multicollinearity was further confirmed by calculating the Variance Inflation Factor (VIF) for each variable, with all variables exhibiting a VIF value greater than 5, indicating high multicollinearity. To address the issue of multicollinearity, we employed Principal Component Analysis (PCA). These components are linear combinations of the original variables and retain most of the original variance. In our case, the first three principal components retained approximately 96.76% of the total variance in the original data. This transformation allowed us to reduce multicollinearity and the dimensionality of our dataset without losing significant information.

Our target variable, 'MetS', exhibited a significant class imbalance, with a majority of instances belonging to class '0'. To address this imbalance and predict 'MetS', we built a logistic regression model using class weighting to balance the influence of each class. This model achieved an overall accuracy of 86% and an F1-score of 92% for class '0' and 53% for class '1'.

Furthermore, we employed a Random Forest model, which is generally more robust to class imbalance, achieving an overall accuracy of 95% and an F1-score of 97% for class '0' and 67% for class '1'. To enhance the performance of our Random Forest model, we applied Random Search for hyperparameter tuning. This process involved training multiple Random Forest models with different combinations of hyperparameters

and selecting the combination that resulted in the best performance on the cross-validation set. The optimal hyperparameters included a tree depth of None, a minimum sample split of 5, a minimum sample leaf of 1, and 500 estimators. After applying these optimized hyperparameters, the Random Forest model achieved an overall accuracy of 95% and an F1-score of 97% for class ‘0’ and 63% for class ‘1’, representing an improvement in performance for the minority class.

A random forest is a collection of Decision Trees, Each Tree independently makes a prediction, the values are then averaged (Regression) / Max voted (Classification) to arrive at the final value.

Each of the decision tree would independently decide based on its own subset of data and features, so the results would not be similar.

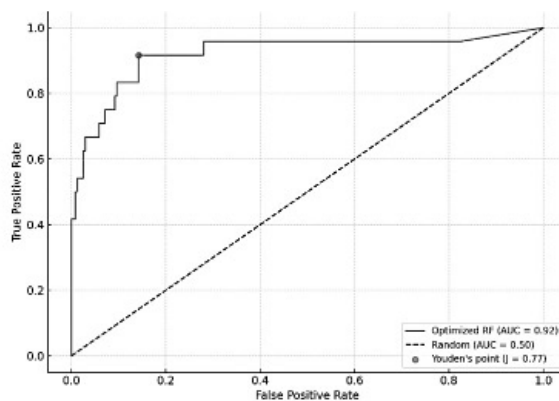
Each tree would have 3 major nodes

- Root Node
- Leaf Node
- Decision Node

The node where the final decision is made is called ‘Leaf Node’, The function to decide is made in the ‘Decision Node’, the ‘Root Node’ is where the data is stored.

Please note that the features selected will be random and may repeat across trees, this increases the efficiency and compensates for missing data.

Figure 2. Receiver Operating Characteristic (ROC) Curve for the Optimized Random Forest Model Highlighting the Optimal Threshold Based on Youden's Index

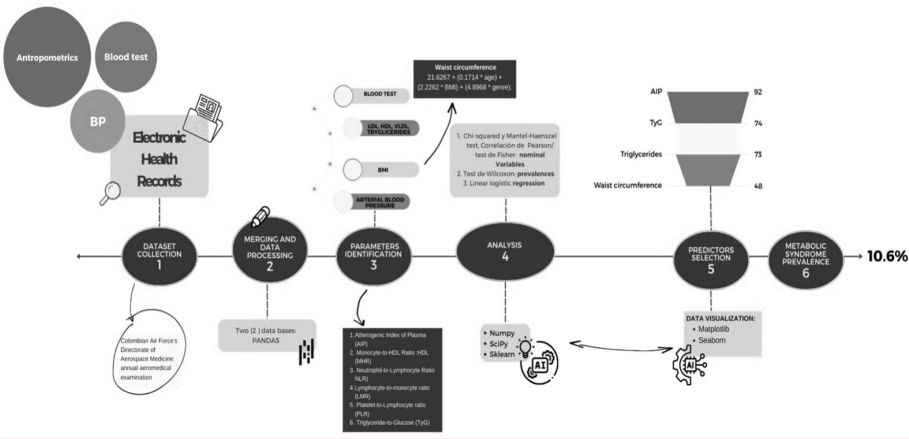


The area under the ROC curve (AUC), was 0.92, indicating good performance. Furthermore, we calculated Youden’s index for various thresholds, the sensitivity (or true positive rate) of the model was approximately 0.92, and the specificity (or true negative rate) was approximately 0.86. This corresponded to a Youden’s index of approximately 0.77. At the optimal threshold, the positive predictive value (PPV) was approximately 0.39, and the negative predictive value (NPV) was approximately 0.99. The positive likelihood ratio (LR+) was approximately 6.44, and the negative likelihood ratio (LR-) was approximately 0.097.

The performance of the optimized Random Forest model at the optimal threshold is illustrated in Figure 2 (ROC curve plot). The red dot on the ROC curve represents the point corresponding to the optimal threshold based on Youden’s index.

In Fig. 3, a visual representation of the method is presented, illustrating the interplay between distinct steps and pathways within each, to achieve our goal.

Figure 3. Unified methodology and outcomes framework



4. Discussion

The present study provides valuable insights into the prevalence and associated factors of Metabolic Syndrome (MetS) among Colombian military airmen. The findings highlight the importance of addressing this cluster of cardiometabolic abnormalities in the context of occupational health and safety in the aviation industry.

In this study, we found that the total occurrence of MetS was 10.6%, which is below the previous reports of 21.7% (Malpica, 2023). We believe that this is still

an underestimate of the condition, and we observed a higher rate in males than in females. This gender difference aligns with previous studies that have shown a higher frequency of MetS in men. However, the prevalence rate in this study is lower than the estimated prevalence of 41.5 reported in a study conducted among participants attending public chronic disease control programs in Medellín, Colombia, in 2018. (4) This difference may be attributed to the specific occupational setting and the relatively younger age group of military airmen compared to the general population.

The examination of individual components of MetS revealed that hypertriglyceridemia and low HDL cholesterol were the most prevalent abnormalities, affecting 44.9% and 20% of the study population, respectively. These findings are in line with previous studies that have identified dyslipidemia as a key component of MetS. (Cho et al., 2015) The prevalence of altered fasting glucose 10.8% and hypertension 4.2% in this study was lower than the rates reported in the general Colombian population which is 16.8% (Urina-Jassir et al., 2016) possibly due to the regular health screenings and fitness requirements associated with the aviation profession and under reporting as it was evidenced in the Turkish military personnel. (Günlü & Karahan, 2023)

The study also identified significant differences in various hematological and metabolic parameters between individuals with and without MetS. Notably, uric acid levels, glucose levels, leukocyte counts, and lymphocyte proportions were found to be significantly higher in the MetS group. These findings are consistent with previous studies that have linked elevated uric acid levels and inflammatory markers (Monserrat-Mesquida et al., 2020) with an increased risk of MetS and chronic kidney disease (Hsiao et al., 2024)

Interestingly, the study found no significant difference in LDL cholesterol levels between the MetS and non-MetS groups. This observation contrasts with some previous studies that have reported higher LDL levels in individuals with MetS. (Hsiao et al., 2024) This finding warrants further research in the Colombian Air Force. However, the study did find a significant difference in VLDL levels, with the MetS group exhibiting higher values. This finding agrees with the known association between elevated triglycerides and VLDL in the pathogenesis of MetS. (Zou et al., 2023) (Abi-Ayad et al., 2018)

The study's analysis of BMI categories across different age groups revealed a high prevalence of overweight and obesity, particularly in the older age groups. This finding is consistent with the well-established association between age and increased risk of MetS. (Aballay et al., 2013)

The high prevalence of overweight and obesity among military airmen highlights the need for targeted interventions to promote healthy weight management and reduce the risk of MetS in this occupational group. (Malpica, 2023)

One of the strengths of this study is the comprehensive analysis of various hematological and metabolic parameters in relation to MetS. The use of univariate feature selection methods allowed for the identification of the most influential predictors for each health indicator. However, the study's retrospective cross-sectional design limits the ability to establish causal relationships between the identified factors and MetS.

In the context of aerospace medicine, particularly within environments constrained by computing resources and the lack of an integrated electronic medical record with access to broad paraclinical information, the choice of a predictive model for Metabolic Syndrome (MetS) needs careful consideration.

Supervised machine learning techniques that have been employed in disease prediction task in the cardiology and aerospace medicine field, including decision trees, artificial neural network (Green et al., 2006) G, XGBoost (Moore & Bell, 2022), and support vector machine (SVM) models, showing high accuracy and precision rates. (Wang & Lyu, 2013) (Naderian et al., 2024)

We selected our models based on computational efficiency, focusing on logistic regression and simple Random Forest models. Random Forest model has been implemented before to predict dyslipidemia, showing higher efficacy and accuracy (80%) than XGBoost, or Gradient Boosting Machine (GBM) (30) (Gutiérrez-Esparza et al., 2023)

The model described is a pragmatic approach tailored to such settings. (Shah et al., 2020) This approach has been made in the past with successful results using machine learning with good results. (Gutiérrez-Esparza et al., 2023) (Trigka & Dritsas, 2023) These authors investigated various sophisticated machine learning models, including ensemble methods such as stacking and techniques that use synthetic minority oversampling technique (SMOTE) to deal with class imbalance.

These techniques, especially ensemble methods, are computationally demanding and need more resources for training and validation.

These models are more resource-efficient, making them appropriate for environments with limited computational capacity. We used a straightforward approach with chosen metabolic markers, aiming for interpretability and convenience in clinical settings. This method lowers the computational cost and makes the model's application in real-world scenarios easier as it has been demonstrated in other clinical conditions. (Chumuang et al., 2020)

The operational focus of the model is on identifying key metabolic indicators that can predict MetS with high reliability. Markers like AIP, TyG Index, and Triglycerides have been pinpointed not only for their predictive power but also for their clinical

significance in understanding and managing MetS. The integration of these markers into a streamlined model allows for early detection and management of MetS among military personnel, who may be at increased risk due to occupational stressors. This proactive approach in a setting where comprehensive metabolic evaluations are routine routine—such as annual aeromedical examinations—can significantly impact overall troop health and readiness.

While MetS may not preclude aeromedical certification, its association with long-term health issues such as cardiovascular diseases and diabetes makes it a substantial public health concern. The model’s ability to accurately identify MetS serves a dual purpose: it supports individual health management and contributes to broader public health initiatives aimed at mitigating the risks associated with MetS.

The decision to employ a computationally efficient, interpretable model using logistic regression and Random Forest is a strategic one, aligning with both the practical constraints and the clinical needs of the aerospace medicine community. This approach not only ensures that predictive modeling for MetS is feasible in settings with limited computational resources but also that it integrates well into the clinical workflow with electronic health records in the Direction of Aerospace Medicine, providing clear and actionable insights into health management practices. The model’s adaptability and effectiveness in identifying significant predictors of MetS ensure that it is a valuable tool in the ongoing efforts to maintain and improve the health of military personnel.

The study’s design, which was retrospective cross-sectional, limits the possibility of drawing causal links between MetS and its risk factors. This type of design depends on data that was already collected, which may not account for all relevant variables or reflect changes in health status over time. The uneven distribution of MetS, where most of the dataset consisted of non-MetS subjects, could have affected the predictive performance of the models that were developed. While methods like class weighting were used to address this, the results could still be biased, potentially underestimating the model’s effectiveness in a more balanced real-world setting. The study was also limited by the available computational resources, which prevented the use of more computationally demanding, but potentially more accurate, machine learning models. The use of simpler models was necessary but may not fully represent the complex interactions or nonlinear relationships among the predictors of MetS.

To improve on the drawbacks of retrospective analysis, future research could use prospective longitudinal studies that enable the monitoring of the progression of MetS over time and using more advanced AI methods detect the main factors that can be tracked and treated early by the flight surgeon also automatically alert of the buildup of risk factors of other medical conditions that could hinder from issuing aeromedical certification in the future.

Future supervised machine learning techniques for aviation medicine prediction models should considerate the implementation of XGBoost models, since it individual prediction power, allows for flights surgeons to identify patients with elevated risk patterns and aim for targeted and tailor-made life-style changes, and individualize aeromedical risk.

5. Referencias bibliográficas

- Aballay, L. R., Eynard, A. R., Díaz, M. del P., Navarro, A., & Muñoz, S. E. (2013). Overweight and obesity: A review of their relationship to metabolic syndrome, cardiovascular disease, and cancer in South America. *Nutrition Reviews*, 71(3), 168–179. <https://doi.org/10.1111/j.1753-4887.2012.00533.x>
- Abi-Ayad, M., Abbou, A., Abi-Ayad, F. Z., Behadada, O., & Benyoucef, M. (2018). HDL-C, ApoA1 and VLDL-TG as biomarkers for the carotid plaque presence in patients with metabolic syndrome. *Diabetes & Metabolic Syndrome*, 12(2), 175–179. <https://doi.org/10.1016/j.dsx.2017.12.017>
- Akboga, M. K., Canpolat, U., Yuksel, M., Yayla, C., Yilmaz, S., Turak, O., Ozeke, O., Topaloglu, S., & Aras, D. (2016). Platelet to lymphocyte ratio as a novel indicator of inflammation is correlated with the severity of metabolic syndrome: A single center large-scale study. *Platelets*, 27(2), 178–183. <https://doi.org/10.3109/09537104.2015.1064518>
- Alberti, K. G. M. M., Eckel, R. H., Grundy, S. M., Zimmet, P. Z., Cleeman, J. I., Donato, K. A., Fruchart, J.-C., James, W. P. T., Loria, C. M., Smith, S. C., International Diabetes Federation Task Force on Epidemiology and Prevention, National Heart, Lung, and Blood Institute, American Heart Association, World Heart Federation, International Atherosclerosis Society, & International Association for the Study of Obesity. (2009). Harmonizing the metabolic syndrome: A joint interim statement of the International Diabetes Federation Task Force on Epidemiology and Prevention; National Heart, Lung, and Blood Institute; American Heart Association; World Heart Federation; International Atherosclerosis Society; and International Association for the Study of Obesity. *Circulation*, 120(16), 1640–1645. <https://doi.org/10.1161/CIRCULATIONAHA.109.192644>
- Bahadır, A., Baltacı, D., Türker, Y., Türker, Y., Iliev, D., Öztürk, S., Deler, M. H., & Sargüzel, Y. C. (2015). Is the neutrophil-to-lymphocyte ratio indicative of inflammatory state in patients with obesity and metabolic syndrome? *Anatolian Journal of Cardiology*, 15(10), 816–822. <https://doi.org/10.5152/akd.2014.5787>

- Cho, Y., Lee, S.-G., Jee, S. H., & Kim, J.-H. (2015). Hypertriglyceridemia is a Major Factor Associated with Elevated Levels of Small Dense LDL Cholesterol in Patients With Metabolic syndrome. *Annals of Laboratory Medicine*, 35(6), 586–594. <https://doi.org/10.3343/alm.2015.35.6.586>
- Chumuang, N., Meesang, N., Ketcham, M., Yimyam, W., Chalermdit, J., Wittayakhom, N., & Pramkeaw, P. (2020). An Efficiency Random Forest Algorithm for Classification of Patients with Kidney Dysfunction. 1–6. Fahly, R., Adam, F. M. S., Rasyid, H., Aman, A. M., Bakri, S., Mappangara, I., & Zainuddin, A. A. (2022). Relationship between TG/HDL-C Ratio and TyG Index with Chronic Inflammation in People with Prediabetes: A Cross-Sectional Study. *Clinical Diabetology*, 11(5), Article 5. <https://doi.org/10.5603/DK.a2022.0047>
- Green, M., Björk, J., Forberg, J., Ekelund, U., Edenbrandt, L., & Ohlsson, M. (2006). Comparison between neural networks and multiple logistic regression to predict acute coronary syndrome in the emergency room. *Artificial Intelligence in Medicine*, 38(3), 305–318. <https://doi.org/10.1016/j.artmed.2006.07.006>
- Günlü, S., & Karahan, M. Z. (2023). Prevalence of Hypertension in Military Personnel: A Study Conducted in Türkiye. *Black Sea Journal of Health Science*, 6(2), Article 2. <https://doi.org/10.19127/bshealthscience.1208858>
- Gutiérrez-Esparza, G., Pulido, T., Martínez-García, M., Ramírez-delReal, T., Groves-Miralrio, L. E., Márquez-Murillo, M. F., Amezcua-Guerra, L. M., Vargas-Alarcón, G., & Hernández-Lemus, E. (2023). A machine learning approach to personalized predictors of dyslipidemia: A cohort study. *Frontiers in Public Health*, 11, 1213926. <https://doi.org/10.3389/fpubh.2023.1213926>
- Higuita-Gutiérrez, L. F., Martínez Quiroz, W. de J., & Cardona-Arias, J. A. (2020). Prevalence of Metabolic Syndrome and Its Association with Sociodemographic Characteristics in Participants of a Public Chronic Disease Control Program in Medellin, Colombia, in 2018. *Diabetes, Metabolic Syndrome and Obesity: Targets and Therapy*, 13, 1161–1169. <https://doi.org/10.2147/DMSO.S242826>
- Hsiao, P.-J., Wang, R.-L., Hu, F.-K., Tsai, F.-R., Chiu, C.-C., Chiang, W.-F., Wu, K.-L., Li, Y.-K., Chan, J.-S., Chu, C.-M., & Chang, C.-W. (2024). Biomedical Evaluation of Early Chronic Kidney Disease in the Air Force: Building a Predictive Model from the Taiwan Military Health Service. *Bioengineering*, 11(3), Article 3. <https://doi.org/10.3390/bioengineering11030231>

- Jialal, I., Jialal, G., Adams-Huet, B., & Ramakrishnan, N. (2020). Neutrophil and monocyte ratios to high-density lipoprotein-cholesterol and adiponectin as biomarkers of nascent metabolic syndrome. *Hormone Molecular Biology and Clinical Investigation*, 41(2). <https://doi.org/10.1515/hmbci-2019-0070>
- Li, Y.-W., Kao, T.-W., Chang, P.-K., Chen, W.-L., & Wu, L.-W. (2021). Atherogenic index of plasma as predictors for metabolic syndrome, hypertension and diabetes mellitus in Taiwan citizens: A 9-year longitudinal study. *Scientific Reports*, 11(1), 9900. <https://doi.org/10.1038/s41598-021-89307>
- Lioy, B., Webb, R. J., & Amirabdollahian, F. (2023). The Association between the Atherogenic Index of Plasma and Cardiometabolic Risk Factors: A Review. *Healthcare*, 11(7), Article 7. <https://doi.org/10.3390/healthcare11070966>
- Liu, C.-C., Ko, H.-J., Liu, W.-S., Hung, C.-L., Hu, K.-C., Yu, L.-Y., & Shih, S.-C. (2019). Neutrophil-to-lymphocyte ratio as a predictive marker of metabolic syndrome. *Medicine*, 98(43), e17537. <https://doi.org/10.1097/MD.00000000000017537>
- Malpica, D. (2023). Metabolic Syndrome, Hyperlipidemias, and Associated Clinical Markers Among Military Airmen. *Aerospace Medicine and Human Performance*, 94(8), 604–609. <https://doi.org/10.3357/AMHP.6242.2023>
- Montserrat-Mesquida, M., Quetglas-Llabrés, M., Capó, X., Bouzas, C., Mateos, D., Pons, A., Tur, J. A., & Sureda, A. (2020). Metabolic Syndrome Is Associated with Oxidative Stress and Proinflammatory State. *Antioxidants*, 9(3), Article 3. <https://doi.org/10.3390/antiox9030236>
- Moore, A., & Bell, M. (2022). XGBoost, A Novel Explainable AI Technique, in the Prediction of Myocardial Infarction: A UK Biobank Cohort Study. *Clinical Medicine Insights. Cardiology*, 16, 11795468221133611. <https://doi.org/10.1177/11795468221133611>
- Naderian, S., Nikniaz, Z., Farhangi, M. A., Nikniaz, L., Sama-Soltani, T., & Rostami, P. (2024). Predicting dyslipidemia incidence: Unleashing machine learning algorithms on Lifestyle Promotion Project data. *BMC Public Health*, 24(1), 1777. <https://doi.org/10.1186/s12889-024-19261-8>
- Niroumand, S., Khajedaluee, M., Khadem-Rezaian, M., Abrishami, M., Juya, M., Khodae, G., & Dadgarmoghaddam, M. (2015). Atherogenic Index of Plasma (AIP): A marker of cardiovascular disease. *Medical Journal of the Islamic Republic of Iran*, 29, 240.
- Palmer, M. K., & Toth, P. P. (2019). Trends in Lipids, Obesity, Metabolic Syndrome, and Diabetes Mellitus in the United States: An NHANES Analysis (2003-

- 2004 to 2013-2014). *Obesity* (Silver Spring, Md.), 27(2), 309–314. <https://doi.org/10.1002/oby.223>
- Samaranayaka, S., & Gulliford, M. C. (2013). Trends in cardiovascular risk factors among people with diabetes in a population based study, Health Survey for England 1994-2009. *Primary Care Diabetes*, 7(3), 193–198. <https://doi.org/10.1016/j.pcd.2013.04.010>
- Shah, K., Patel, H., Sanghvi, D., & Shah, M. (2020). A Comparative Analysis of Logistic Regression, Random Forest and KNN Models for the Text Classification. *Augmented Human Research*, 5(1), 12. <https://doi.org/10.1007/s41133-020-00032-0>
- Trigka, M., & Dritsas, E. (2023). Long-Term Coronary Artery Disease Risk Prediction with Machine Learning Models. *Sensors*, 23(3), Article 3. <https://doi.org/10.3390/s23031193>
- Urina-Jassir, D., Urina-Triana, M., Balaguera-Mendoza, J., Montenegro-Rolong, L., Urina-Jassir, M., & Urina-Triana, M. (2016). Prevalencia del síndrome metabólico en hipertensos estadio I. *Revista Colombiana de Cardiología*, 23(5), 365–374. <https://doi.org/10.1016/j.rccar.2016.02.00>
- Uslu, A. U., Sekin, Y., Tarhan, G., Canakci, N., Gunduz, M., & Karagulle, M. (2018). Evaluation of Monocyte to High-Density Lipoprotein Cholesterol Ratio in the Presence and Severity of Metabolic Syndrome. *Clinical and Applied Thrombosis/Hemostasis: Official Journal of the International Academy of Clinical and Applied Thrombosis/Hemostasis*, 24(5), 828–833. <https://doi.org/10.1177/1076029617741362>
- Wang, N., & Lyu, M. R. (2013, March). A machine learning framework for space medicine predictive diagnostics with physiological signals. *IEEE Aerospace Conference Proceedings*.
- Wu, J., Zhou, Q., Wei, Z., Wei, J., & Cui, M. (2021). Atherogenic Index of Plasma and Coronary Artery Disease in the Adult Population: A Meta-Analysis. *Frontiers in Cardiovascular Medicine*, 8, 817441. <https://doi.org/10.3389/fcvm.2021.817441>
- Zhu, X.-W., Deng, F.-Y., & Lei, S.-F. (2015). Meta-analysis of Atherogenic Index of Plasma and other lipid parameters in relation to risk of type 2 diabetes mellitus. *Primary Care Diabetes*, 9(1), 60–67. <https://doi.org/10.1016/j.pcd.2014.03.007>
- Zou, Y., Kuang, M., Zhong, Y., & Jiang, C. (2023). Remnant cholesterol can identify individuals at higher risk of metabolic syndrome in the general population. *Scientific Reports*, 13(1), 5957. <https://doi.org/10.1038/s41598-023-33276-y>

Capítulo 15.
Conectando Instituciones: La Importancia de las Redes Académicas en la Administración²⁴

Jessica Tatiana Bravo Triana

Ingeniera industrial (c)
Institución Universitaria EAM
bravo.jessica.1722@eam.edu.co

Santiago Herrera Londoño

Ingeniero electrónico
Universidad del Quindío
<https://orcid.org/0009-0005-9315-4862>
sherreral@uqvirtual.edu.co

Maria Fernanda Villoria Posso

Ingeniera electrónica
Universidad del Quindío
mfvilloriap@uqvirtual.edu.co

Luz Marina Patiño Nieto

Líder Nacional Capítulo Estudiantil ACOFI
<https://orcid.org/0000-0002-4488-0391>
estudiantes@acofi.edu.co

Resumen

Este estudio analiza las metodologías de trabajo implementadas en el Capítulo de Estudiantes de la Asociación Colombiana de Facultades de Ingeniería (ACOFI), orientadas al fortalecimiento de habilidades blandas y competencias profesionales a través de la aplicación práctica en contextos reales. El estudio tiene como objetivo identificar buenas prácticas que puedan adaptarse al Programa de Administración Aeronáutica de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” (EMAVI), con miras a impulsar la creación de una red de investigadores estudiantil en alianza con la Asociación Colombiana de Facultades de Administración (ASCOLFA). La investigación se desarrolló bajo un enfoque cualitativo, a partir del análisis documental y entrevistas semiestructuradas con líderes estudiantiles vinculados a redes académicas nacionales. Los resultados evidencian un creciente interés en el fortalecimiento de vínculos interinstitucionales, así como en la consolidación de redes colaborativas que fomenten la formación integral y la proyección académica de los futuros administradores aeronáuticos. Se concluye que la participación en redes estudiantiles contribuye a una mayor articulación entre academia, sector productivo y Fuerza Pública, potenciando la evolución de las instituciones de educación superior.

24. Las citas y referencias en este capítulo siguen la norma APA.

Palabras clave: Multidisciplinariedad, Redes Académicas, Redes Investigativas.

Abstract

This study analyzes the work methodologies implemented in the Student Chapter of the Colombian Association of Engineering Schools (ACOFI), aimed at strengthening soft skills and professional competencies through practical application in real contexts. The study aims to identify good practices that can be adapted to the Aeronautical Administration Program of the Military Aviation School “Marco Fidel Suárez” (EMAVI), with a view to promoting the creation of a network of student researchers in alliance with the Colombian Association of Faculties of Administration (ASCOLFA). The research was developed under a qualitative approach, based on documentary analysis and semi-structured interviews with student leaders linked to national academic networks. The results show a growing interest in the strengthening of inter-institutional links, as well as in the consolidation of collaborative networks that promote the comprehensive training and academic projection of future aeronautical administrators. It is concluded that active participation in student networks contributes to a greater articulation between academia, the productive sector and the Public Force, enhancing the evolution of higher education institutions.

Keywords: Academic Networks, Multidisciplinarity, Research Networks

1. Introducción

De acuerdo con los resultados del primer semestre de 2024 presentados en la matriz de objetivos e indicadores estratégicos de la Fuerza Aeroespacial Colombiana (FAC), se evidenció un nivel de cumplimiento del 92,99 % en la perspectiva de aprendizaje, crecimiento e innovación, porcentaje que, si bien es alto, se encuentra por debajo de la meta institucional (Indicadores de Gestión FAC, 2024). Este resultado sugiere la necesidad de fortalecer los procesos de desarrollo de habilidades y competencias del talento humano, especialmente en el ámbito de la formación integral.

En este contexto, el Capítulo de Estudiantes de la Asociación Colombiana de Facultades de Ingeniería (ACOFI) representa una experiencia valiosa de articulación académica y fortalecimiento de competencias blandas a través de metodologías extracurriculares. Estas estrategias, aunque diseñadas inicialmente para programas de ingeniería, han demostrado potencial para adaptarse a otros campos del conocimiento. Actualmente, se abre una nueva posibilidad de colaboración entre ACOFI y el sector militar, específicamente con la Fuerza Aeroespacial Colombiana y el Programa de Administración Aeronáutica de la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” (EMAVI).

Este estudio plantea la viabilidad de implementar una red de investigadores estudiantil en el marco de ASCOLFA (Asociación Colombiana de Facultades de Administración), tomando como referente el modelo de trabajo del capítulo ACOFI. De manera particular, se busca identificar cómo estos espacios interinstitucionales pueden contribuir al desarrollo de habilidades blandas y competencias sociales en los cadetes, alineadas con los objetivos estratégicos de formación de la FAC.

En consecuencia, el presente trabajo se orienta por la siguiente pregunta de investigación: ¿Es posible que, por medio de redes académicas, se incrementen los niveles de cumplimiento en el desarrollo de habilidades y competencias del talento humano a través de procesos de formación, capacitación y entrenamiento?

2. Metodología

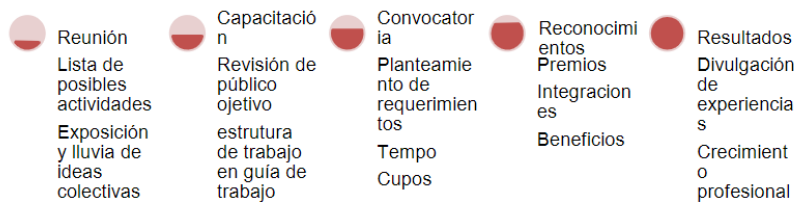
Desde el año 2023, con el propósito de promover las redes académicas de investigación y asociaciones como ASCOLFA se realiza un primer acercamiento con la líder de los estudiantes de ACOFI (Luz Marina Patiño Nieto) y así consolidar una primera reunión, con el fin de entender un poco más este proceso de alianzas, las cuales son parte de un desarrollo de trabajo cooperativo para su consolidación. En dicha reunión, se expuso la metodología adoptada por el capítulo de estudiantes ACOFI, resaltando el valor de la participación de estudiantes que hacen parte de semilleros de investigación u otras áreas encaminadas a este objetivo. Luego de este primer encuentro, la Asociación de Facultades Administrativas toma iniciativa de la creación de su propio capítulo en el marco del nodo suroccidental. Para impulsar la excelencia académica en espacios innovadores y retadores de reflexión para sus integrantes

Dada la motivación y compromiso por parte de la red de administración y afines, el capítulo estudiantil ACOFI decide actuar en un papel de asesoramiento en el guion del proceso de organización de espacios cooperativos en una facultad disciplinaria diferente. Ya que el trabajo en equipo es un pilar para el desarrollo (Acofi, s.f.) Para esto, se explicó a mayor profundidad el funcionamiento interno de este campo a través de experiencias, partiendo de características como lo son los diferentes perfiles educativos de los miembros, destacando la vinculación de estudiantes en diferentes etapas de pregrado y de profesionales, donde su principal función es la de brindar apoyo en las actividades que promuevan el estímulo y refuerzo de habilidades que en conjunto contribuyan con la formación de profesionales integrales.

Acorde con esto una estrategia metodológica que permite el desarrollo de las actividades, es aquella que se fundamenta en las pedagogías de engagement (Smith, Sheppard, Johnson, & Johnson, 2005), la cual busca promover la participación de la comunidad académica comprendida por los estudiantes y que facilitan el entendimiento como resultado de la interacción con el ambiente más allá de las capacidades intelectuales propias y el aprendizaje en las diferentes etapas de formación.

Con el tiempo el desarrollo y ejecución de los espacios de trabajo académico, recreativo, cultural y social que son llevados a cabo por la red académica destaca los pasos ver Figura 1, los cuales se desempeñan como punto de partida para la creación y desarrollo de las actividades multidisciplinarias (Londoño, Toro, Arias, & Nieto, 2023). Proporcionando soluciones a temas que se desconocen, mejorando el trabajo de los profesionales en diferentes ámbitos.

Figura 1. *Modelo de trabajo y ejecución de actividades capítulo estudiantil ACOFI*



Fuente: tomado de Londoño, Toro, Arias, & Nieto, 2023.

Seguido a esto, se elige como punto estratégico la EMAVI, ya que se había tenido un primer acercamiento con la Escuela. Sin embargo, en primera instancia no se planteó una actividad y por este motivo se decide retomar esta oportunidad, en donde se beneficiaban todas las partes. Permitiendo abrir las interacciones interdisciplinarias para los cadetes. Siguiendo al concepto de aprendizaje significativo (Blythe et al., 2012) el cual busca preparar a los estudiantes no solo para aprobar un examen, sino para que sean personas autónomas, comprometidas.

Cabe resaltar que lo anterior no fue un proyecto modelo cero, pues, ACOFI ya ha realizado alianzas con la armada nacional, esto como resultado de un taller de materiales, el cual tuvo campo en el EIEI (Encuentro internacional de Educación en Ingeniería, 2019) (Figura 2). La finalidad de aquel encuentro fue entender las condiciones y retos que vivían estos profesionales que salvaguardan el azul de la bandera. Pues, esto permitió a estudiantes de ingeniería abrir su mente a conceptos nuevos y comprender la importancia de los procesos, así mismo como de la investigación, del mismo modo a que ellos compartieran sus experiencias e ideas con profesionales en el área marítima y fluvial. Estas interacciones cumplen con la visión de la armada nacional, pues esta es reconocida por su integridad y contribución al progreso del país.

Figura 2. *Visita Escuela Naval de Cadetes Almirante Padilla*



Fuente: Memorias EIEI 2019.

Del mismo modo, también se generaron vínculos con el Ejército Nacional por medio de un estudiante de ingeniería electrónica de la UNAD que además hace parte del capítulo estudiantil, esté cumpliendo el rol como soldado profesional activo en el área de aviación. Este encuentro con miras a crear una red en donde se permitan experiencias a estudiantes e investigadores (Figura 3).

Este sistema que se ha venido desarrollando y consolidando tanto en universidades civiles como militares, confirma la importancia de las redes y lo necesario que es el intercambio no solo de conocimiento sino intercultural, ya que esto permite una mayor conectividad entre regiones. Abordando problemáticas de diferentes regiones, problemáticas las cuales se busca una solución por medio no solo de profesionales sino de jóvenes investigadores, que aportan con sus experiencias e ideas de creación e innovación. Siendo el desarrollo uno de los factores principales en la misión de esta institución.

Figura 3. *Visita.*



Ejemplos claves que confirman la relevancia de generar redes con el propósito de la transformación de comunidades, solución de problemáticas no solo a nivel regional, sino nacional y un aprendizaje integral, con el apoyo en recursos y/o conocimientos de múltiples disciplinas e instituciones encaminadas a esta misma meta. Con el propósito de convertir los cambios pequeños en oportunidades de desarrollo y sostenibilidad, aportando al cumplimiento de los ODS (Objetivos de Desarrollo Sostenible).

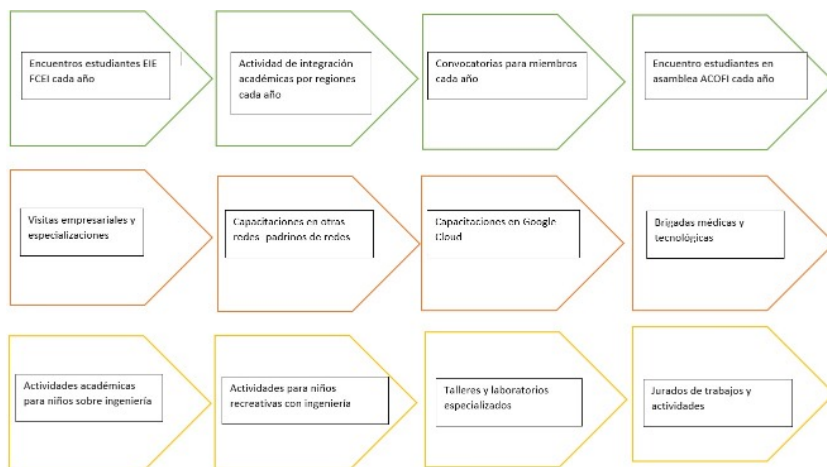
En este sentido, se tienen como modelo de redes, alianzas internacionales en la educación superior y la investigación, como lo es La Tríada, la cual está conformada por tres universidades no gubernamentales con miras a la innovación e intercambios en estos tres países de Latinoamérica, Colombia, Chile y México. Donde su principal misión es contribuir a construir caminos y consensos para combatir la pobreza, abatir la desigualdad y lograr un futuro próspero.

Adicionalmente, existen redes encargadas de interconectar otras redes, generando así, un área que coexiste en un espacio paralelo reservado en todo el mundo única y exclusivamente para la comunidad de la investigación, denominadas redes avanzadas. La red avanzada de América Latina es RedCLARA permite conectar redes nacionales de investigación y educación conectando todas las subredes entre sí. Esto para brindar a científicos, investigadores, académicos, profesores y estudiantes a colaborar y compartir información, para así crecer profesional y personalmente.

Como capítulo de estudiantes se tiene como muestra uno de los objetivos de la UNESCO, Movilizar la educación para transformar vidas, siendo esta, una organización de la ONU que promueve el saber científico y cultural de la humanidad. Pues hace uso de la educación, la ciencia la cultura, la comunicación y la información para el entendimiento de partes.

En un contexto histórico se conoce como pionera de redes de investigación a RedCOLSI (Red colombiana de semilleros de investigación) pues fue fundada en 1998 promoviendo la investigación formativa en una escala nacional, por medio de encuentros, departamentales, nacionales e internacionales. RedCOLSI promueve las interacciones entre docentes, estudiante y mentores para lograr una contribución bilateral de conocimientos, así mismo como la oportunidad de llevar a prácticas estos proyectos que hacen de su formación una base más sólida. Esta estructura constituye el principio básico de varias organizaciones y asociaciones, que tienen como objetivo promover la investigación y conexiones entre jóvenes investigadores con oportunidades, El capítulo ACOFI, con el fin de brindar estos este tipo de espacios usa la metodología de eventos y encuentros como son (Figura 4).

Figura 4. Cronograma de actividades 2024



Fuente: Elaboración propia

3. Resultados

La consolidación de redes investigativas en las diferentes regiones del país proporciona una participación considerable de diferentes sectores, a lo largo de la historia del país y el progreso académico se encuentra que impactar todos los espacios es relevante para la formación profesional. Con ello, se denota que una de las primeras redes académicas con mira hacia la innovación e investigación entre la universidad y la escuela se fundó en la Universidad Nacional de Colombia, sede Bogotá, en el año 1994 y de manera independiente se hizo llamar Red Programa de Fortalecimiento de la Capacidad Científica en la Educación Básica y Media, con el propósito de constituir puentes de investigación-acción con docentes de escuelas de distintas regiones del país, esto dando un camino inicial hacia nuevos espacios de entendimiento y crecimiento (Valencia, 2022).

Las redes se componen de diferentes factores y estos se expresan en espacios de debates, estrategias, discursos científicos y gestiones para llevar a cabo proyectos intelectuales universitarios. La formación y evolución de una red académica implica su transformación en comunidades de práctica con respecto al trabajo universitario, posicionando y actuando en el contexto tradicional de comunicación entre ciencia y política. En resumen, las redes estudiantiles aportan al desarrollo de las comunidades intelectuales e influyen en la modernización del campo científico en Latinoamérica (Trina, Molina, Álvarez y Cujabán, 2022).

Al entender que la capacidad de argumentación dentro de los contextos científicos lleva a nuevos conocimientos, fomentar el pensamiento crítico, generar una buena escucha y actitudes vinculadas con la empatía, manejo de la frustración, respeto al turno, trabajo colaborativo, etc.

Estas actividades se proponen para potenciar en los alumnos el desarrollo de relaciones saludables con otros integrantes de su equipo de trabajo, colaborando de forma activa para lograr objetivos comunes, intercambiando información, asumiendo responsabilidades y funciones de liderazgo, resolviendo dificultades y contribuyendo a la mejora y al desarrollo colectivo (Donoso & Ruiz, 2023).

Esto se logrará exponiendo a los estudiantes a un escenario de presión, pues tendrán que no solo preparar su defensa, sino una oposición a un tema distinto al asignado, lo que exigirá un nivel de concentración mayor para llevar a cabo respuestas acertadas y lograr persuadir. Mejorando así, el pensamiento crítico, seguridad al hablar en público, mayor retención de información e identificar lagunas argumentales (Chile, 2022)

De acuerdo a la literatura y el concepto planteado y aprobado por el capítulo ACOFI en los últimos 10 años, se planea una actividad con un grupo aproximado de 60 cadetes de la FAC donde se les expone problemas específicos, para el caso, un debate donde el eje principal fue la argumentación sobre economía circular, modelos económicos, producción, automatización y recursos renovables, permitiendo la concientización de la importancia de cómo generar una buena postura respecto a temas de gran impacto, no solo en los diferentes programas, sino para la sociedad y el cómo es relevante para el perfil del profesional del futuro.

Desarrollar estas habilidades blandas enfocadas en la defensa de las posturas de temáticas emergentes, con la ayuda de un proceso de investigación intermedio, realizado por los participantes. Mientras se mantiene un enfoque crítico y profesional para el planteamiento de la defensa de este. Paralelamente al desarrollo de una crítica sobre la temática adoptada por otra defensa. Esto permite ejercitar la memoria y la concentración, factores importantes para el buen funcionamiento cerebral. Lo último mencionado, siendo vital en la rutina de un actual cadete en una escuela militar y futuro profesional en administración aeronáutica de la Fuerza Aeroespacial Colombiana.

Para el desarrollo de la actividad se maneja la siguiente dinámica:

- **Investigación:** El tiempo establecido para que cada grupo realice la investigación sobre su defensa y oposición respectivamente será de 15 minutos.
- **Presentación:** Cada grupo tendrá 8 minutos para presentar el tema asignado, por medio de la postura asignada.
- **Debate:** Los debates junto con las oposiciones se darán en el tiempo de 1 hora, estableciendo que cada grupo tenga acceso a 4 réplicas de 2 minutos durante el

desarrollo del debate, el tiempo restante se establece de forma igualitaria teniendo en cuenta los grupos formados.

- **Finalización:** Se establecerá la lectura sobre la importancia de estas actividades donde se prepara a los estudiantes para mantener una postura crítica en la búsqueda de información, tanto como para defender una postura como para debatir.

Cabe mencionar que, dicha actividad se encuentra coordinada por:

- **Moderadores:** Coordinación de Capítulo ACOFI y docente mentor RIASCOLFA Quindío.
- **Líder:** Estudiante capítulo ACOFI: Valle del Cauca y Quindío
- **Líder:** Estudiante RIASCOLFA: Valle del Cauca y Quindío
- **Participantes:** cadetes primer año FAC

Figura 5. Flyer Actividad Mentes Veloces



Fuente: Elaboración propia.

En la actividad además de contar con la participación de los cadetes de primer año de administración aeronáutica, se incluyeron estudiantes de diferentes universidades del país.

Figura 6. *Coordinador RIASCOLFA nodo Suroccidente*



Figura 7. *Líder Capítulo Estudiantil ACOFI*



Fuente: Elaboración propia.

La ejecución de actividades como la descrita, permite mejorar el desarrollo de habilidades blandas tomando como pilares:

- Comunicación asertiva
- Liderazgo
- Flexibilidad
- Creatividad
- Innovación
- Planificación
- Inteligencia emocional

Aunque estas no son incluidas en el modelo tradicional de enseñanza, son fundamentales para el cumplimiento de metas en un entorno laboral y personal.

Permitiendo establecer relaciones positivas y una mejor toma de decisiones lo que conlleva a una construcción de relaciones interpersonales sólidas.

Asimismo, estos ambientes evidencian las necesidades del sector estudiantil ya que la actividad llevada a cabo adentra al estudiante a la solución de casos a corto y mediano plazo. Teniendo en cuenta, además, que el desarrollo de estas habilidades también se encuentra subestimadas en el entorno laboral ya que se consideraban difíciles de medir cuantitativamente en comparación de la habilidades técnicas, sin embargo, con el pasar del tiempo se han encontrado ventajas económicas significativas para el sector empresarial Oriana (2023, agosto 8).

Figura 8. *Entrega reconocimientos*



Fuente: Elaboración propia.

La Figura 8, refleja el acto de compromiso en pro del fortalecimiento de conexiones entre instituciones de educación superior e instituciones a lo que reduce la propuesta de trabajo dentro de la red misma reconociendo los intereses de estas, garantizando los procesos cooperativos, disciplinarios, interdisciplinarios o transdisciplinarios que entonan la misionalidad de cada parte (Villamarín, 2011).

Figura 6. *Coordinador RIASCOLFA nodo Suroccidente*



Figura 8. *Entrega reconocimientos*

En este punto, se destaca que la gestión educativa a partir del capítulo de estudiantes ACOFI se diferencia a otras ya que no se encuentra permeada por un factor económico sino del trabajo conjunto hacia la regeneración de recursos físicos, tangibles e intangibles. Cabe resaltar que, la gestión dentro de una red estudiantil investigativa prioriza siempre el talento humano siendo este el motor primario para el desarrollo de competencias integrales (Rico Molano, 2016).

Con respecto a la relación de las alianzas investigativas y la FAC se puede considerar la publicación “estrategia para el desarrollo aéreo y espacial de la Fuerza Aérea Colombiana 2042” en su capítulo 1.6 sobre las relaciones institucionales, pues, menciona la importancia del fortalecimiento de la diplomacia para la defensa, por lo cual se generan alianzas estratégicas, como lo es este caso.

Ahora bien, considerando los objetivos de la FAC, según el centro de estudios aeronáuticos institución universitaria, se busca la cooperación para el desarrollo de la formación académica y capacitación de talento humano, lo que hace que la actividad realizada sea de total conveniencia y relevancia, en búsqueda del cumplimiento de estos ítems de interés no solo institucional, sino nacional.

Recopilando los resultados presentados, se demuestra lo expuesto por la red universitaria NEXUS, exponen la importancia de desarrollar actividades de cooperación como base para la gestión institucional, lo que confirma la precisión en la creación de redes investigativas en la facultad de administración en la EMAVI y de la misma manera como lo plantea la perspectiva estructuralista pues habla del análisis llevado a cabo desde las relaciones de colaboración científica e investigativa a fines académicos. Por tanto, el centro académico afianza la estructura colaborativa y es lo que se logró con esta nueva alianza (Serna-Gómez et al., 2019).

4. Conclusiones

La integración de redes académicas durante el proceso de formación profesional, especialmente en el contexto militar, puede contribuir significativamente al desarrollo de habilidades blandas y competencias sociales, esenciales para el desempeño profesional en diversos sectores como en el ámbito de la defensa y la seguridad, trayendo consigo un mayor interés en la participación de proyectos con otras instituciones a través de la vinculación en espacios para el debate, la colaboración y la gestión de proyectos intelectuales, los cuales proporcionan un refuerzo que fomenta la innovación y el progreso tanto personal como profesional.

El trabajo continuo entre asociaciones fomenta la articulación, práctica e integración de diversas profesiones en contextos aproximados a la realidad empresarial para la mejora de oportunidades de los sistemas continuos de trabajo.

Las actividades de padrinazgo es la acción principal que dará la opción de integración de profesiones y creación de una red de estudiantes de las facultades de ciencias administrativas, financieras y económicas de Colombia.

5. Referencias bibliográficas

ACOFI. (s.f.). ¿Qué hacemos? [Página web]. <https://www.acofi.edu.co/la-asociacion/que-hacemos/>

ACOFI. (s.f.). Capítulo Estudiantil [Página web]. Recuperado el 2 de septiembre de 2024, de <https://www.acofi.edu.co/capitulo-estudiantil/>

Armada de Colombia. (s.f.). Misión y Visión Armada Nacional [Página web]. <https://www.armada.mil.co/es/content/mision-vision-armada-nacional>

Ascolfa. (s.f.). ¿Quiénes Somos? [Página web]. Recuperado el 1 de septiembre de 2024, de <https://www.ascolf.org/index.php/nuestra-asociacion/quienes-somos>

Blythe, T., Allen, D., Schieffelin, B., León, P., & Barrera, M. (2012). Observar juntos el trabajo de los estudiantes: una guía para mejorar la enseñanza y el aprendizaje. Universidad del Rosario.

Chile, B. E. (2022, diciembre 12). Debate en el aula: Los grandes beneficios de este recurso didáctico [Post de blog]. Educación Chile - Registro ATE - Ministerio de Educación. <https://www.educacionchile.cl/debate-en-el-aula-los-grandes-beneficios-de-este-recurso-didactico/>

Donoso, C. A. M., & Ruiz, E. A. S. (2023). Estrategias para el desarrollo de competencias blandas en la formación de profesionales: Experiencia COIL Unibague-Udep. Encuentro Internacional de Educación en Ingeniería.

Ejército Nacional de Colombia. (s.f.). Misión y Visión [Página web]. <https://www.ejercito.mil.co/mision-y-vision/>

Fuerza Aérea Colombiana. (s.f.). Indicadores de Gestión FAC [Página web]. <https://www.fac.mil.co/planeacion/indicadores-de-gestion-fac>

Fuerza Aérea Colombiana. (s.f.). Relaciones Interinstitucionales. Centro de Estudios Aeronáuticos [Página web]. <http://www.centrodeestudiosaeronauticos.edu.co/cea/RelacionesInter/Paginas/Fuerza-Aerea-Colombiana.aspx>

Grupo Tarraco Formación. (2021, abril 23). La importancia de ejercitar la memoria [Post de blog]. <https://grupotarraco.com/ejercitar-la-memoria-ejercicios/>

Hirint. (2023, agosto 8). ¿Por qué son tan importantes las habilidades blandas en el lugar de trabajo? [Post de blog]. <https://hirint.io/por-que-son-tan-importantes-las-habilidades-blandas-en-el-lugar-de-trabajo/>

Londoño, S. H., Toro, I. N. M., Arias, Ó. J. R., & Nieto, L. M. P. (2023). Estrategias de transformación de las redes académicas colaborativas de ingeniería dentro del capítulo estudiantil ACOFI. Encuentro Internacional de Educación en Ingeniería.

Programa de las Naciones Unidas para el Desarrollo. (s.f.). Objetivos de Desarrollo Sostenible [Sitio web]. Recuperado el 1 de septiembre de 2024, de <https://www.undp.org/es/sustainable-development-goals>

REDCOLSI. (s.f.). Quienes somos [Página web]. <https://web.redcolsi.org/inicio/quienes-somos>

RedCLARA. (2024, abril 2). ¿Qué son y para qué sirven? [Página web]. <https://redclara.net/index.php/es/red/redes-de-investigacion-y-educacion/que-son-y-para-que-sirven>

Rico Molano, A. D. (2016). La gestión educativa: Hacia la optimización de la formación docente en la educación superior en Colombia. *Sophia*, 12(1), 55-70.

Serna-Gómez, H. M., Quintero-Agudelo, M. F., Castro-Escobar, E. S., & Calderón-Hernández, G. (2019). Las redes de colaboración en el área de administración. El caso de las universidades colombianas. *Revista española de documentación científica*, 42(2), e236. <https://doi.org/10.3989/redc.2019.2.1596>

Smith, K. A., Sheppard, S. D., Johnson, D. W., & Johnson, R. T. (2005). Pedagogies of engagement: Classroom-based practices. *Journal of Engineering Education*, 94(1), 87-101. <https://doi.org/10.1002/j.2168-9830.2005.tb00831.x>

Tecnológico de Monterrey. (s.f.). Inicio [Sitio web La Triada]. <https://latriada.tec.mx/es>

Universidad Panamericana. (s.f.). La importancia de la investigación. Escuela de Ciencias Sociales y Gobierno - Blog [Post de blog]. Recuperado el 1 de septiembre

de 2024, de <https://blog.up.edu.mx/topic/doctorado-en-ciencias-empresariales/la-importancia-de-la-investigacion>

Universidad de Santander. (s.f.). Redes de investigación [Página web]. <https://udes.edu.co/investigacion/institutos-y-grupos/redes-de-investigacion>

UNESCO. (s.f.). Construyendo la Paz a través de la Educación, la Ciencia y la Cultura, la comunicación y la información [Sitio web]. <https://www.unesco.org/es>

Universidad Tecnológica del Perú. (s.f.). ¿Qué son las habilidades blandas y por qué son importantes? [Post de blog]. <https://www.utp.edu.pe/blog/que-son-habilidades-blandas>

Valencia, F. J. (2022). Singularidades de las redes académicas de los maestros en Colombia. *Revista da FAEEBA: Educação e Contemporaneidade*, 31(66), 47-58. <https://doi.org/10.21879/faceba2358-0194.2022.v31.n66.p47-58>

Villamarín, M. G. B. (2011). Redes académicas y producción de conocimiento pertinente. *Hallazgos*, 8(16), 43-62.

Trina Aranda, M. A., Molina Bravo, J. A., Álvarez Barreto, A., & Cujabán Ariza, M. A. (2022). Redes académicas, comunidades de práctica y universidad pública. Los casos de Colombia y Chile, 1930-1967. *Revista Historia de la Educación Latinoamericana*, 24(39), 55-82. <https://doi.org/10.19053/01227238.24.39.2022.13740>

Diagramación y diseño:

Paola Forero Tamayo

Correo: jpaolaforet@gmail.com

<https://www.lmpromocionales.com/>

Este libro fue diagramado utilizando fuentes tipográficas Times New Roman en sus respectivas variaciones a 10 puntos para su contenido y títulos.

Diseño de portada:

Las imagen de esta publicación fue generada con el apoyo de herramientas de inteligencia artificial [OpenAI - ChatGPT].

Impreso en el mes de octubre de 2025.

100 ejemplares

Little Monkey BTL - Agencia de Publicidad

Calle 22L # 123a - 93

Bogotá, Cundinamarca

Colombia

Cel: (+57) 318 769 9552 / (+57) 317 639 0344

La sexta edición de la Colección Gestión, Ciencia y Poder Aeroespacial se erige como un reflejo de la vitalidad académica que caracterizó la Semana Universitaria EMAVI 2024, celebrada bajo el lema “Ciberspacio e Inteligencia Artificial” en el marco de la Semana Mundial del Espacio.

Bajo el título “Conocimiento Aeroespacial: Propulsión, Satélites, Ciberseguridad e Inteligencia Artificial”, este volumen reúne quince contribuciones científicas que entrelazan enfoques técnicos, estratégicos y pedagógicos, conformando una visión integral de los desafíos y oportunidades del sector aeroespacial contemporáneo.

La obra plasma la riqueza de un diálogo plural, donde conviven estudios sobre propulsión y diseño de cohetes, propuestas innovadoras en educación apoyada en inteligencia artificial, análisis sobre tecnología satelital, reflexiones geopolíticas y críticas a vulnerabilidades en ciberseguridad. La diversidad metodológica —desde modelos matemáticos y experimentación aplicada hasta estudios de caso y análisis prospectivos— refleja la complejidad del campo y la necesidad de aproximaciones transversales.

Con esta compilación, la Escuela Militar de Aviación “Marco Fidel Suárez” reafirma su compromiso con la investigación abierta y colaborativa, promoviendo la convergencia entre lo militar y lo civil, lo técnico y lo humanístico. Más que un compendio cerrado, esta obra es una invitación a explorar un conocimiento en movimiento, que se construye en el cruce de disciplinas y abre horizontes para el futuro aeroespacial en Colombia.

FUERZA AEROSPAIAL
COLOMBIANA



ISBN: 978-628-96705-2-3

