

TECNO ESUFA

REVISTA DE TECNOLOGÍA AERONÁUTICA

ISSN 1900 - 4303 VOLUMEN 34 / 2024



Revista **TECNOESUFA**

REVISTA DE TECNOLOGÍA AERONÁUTICA

ISSN 1900-4303 VOLUMEN 34 DICIEMBRE 2024

Comité Directivo

CR. Ciro Alberto Duarte Jaimes
Director Escuela de Suboficiales FAC

TC. Carlos Mauricio Caldas Aristizábal
Subdirector Escuela de Suboficiales FAC

TC. Andrés Alejandro Moreno Cancimanci
Comandante Grupo Académico Editor y gestor

TE. Contreras Sabogal Juan Pablo
Jefe Sección Investigación Coordinador editorial

TJC. Luis Alejandro Ramírez Medina
Asesor de comando

Comité Editorial

TC. Andrés Alejandro Moreno Cancimanci
Comandante Grupo Académico

TE. Contreras Sabogal Juan Pablo
Jefe Sección Investigación

ST. Santanilla García Jessica Alexandra
Secretaria Académica

OD18 Víctor Miguel Quintero Patiño PhD.
Docente Escuela de Suboficiales FAC

Comité Científico

Mayor William Alexander Luz Cárdenas
Jefe Sección Relaciones Interinstitucionales

OD18. Víctor Miguel Quintero Patiño PhD.
Docente Escuela de Suboficiales FAC

Juan David Pava
**Contratista Investigación
Escuela de Suboficiales FAC**

Comité Evaluador

William Alexander Cuevas Carrero
Docente Universidad Nacional Abierta y a Distancia

Diana Milena Cubides Contreras
Docente Escuela Militar General José María Córdova

Kelly Dayanna Sánchez Mora
**Docente Colegio de Estudios Superiores
de Administración CESA**

Contenido

Editorial

Soporte estructural para el anclaje de camillas aeromédicas en la cabina de carga del helicóptero Black Hawk UH-60 del Comando Aéreo de Combate No.5

Structural support for the anchoring of aeromedical stretchers in the cargo cabin of the Black Hawk UH-60 helicopter of Air Combat Command No. 5 **4**

Prototipo de ajuste automatizado de presión atmosférica en una cámara altimétrica mediante LabVIEW

Automated atmospheric pressure adjustment prototype in an altimetric chamber using LabVIEW..... **17**

Análisis estructural y cálculo de presión en un motor cohete académico de propulsión sólida de clase I

Structural analysis and pressure calculation on a class I solid propulsion academic rocket Engine..... **32**

Memorias de aprendizaje para el desarrollo de una placa de potencia para el sistema eléctrico del dron Dagger de la Escuela de Suboficiales Fuerza Aérea Colombiana

Learning reports for the development of a power board for the electrical system of the Dagger drone of the Colombian Air Force NCO School **44**

Evaluación de riesgos en la seguridad de la red Wi-Fi en los espacios académicos de la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana

Risk assessment in the security of the Wi-Fi network in the academic spaces of the School of Non-Commissioned Officers of the Colombian Air Force **50**

Memorias de Aprendizaje en la Implementación del Simulador de Asiento Eyectable en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana

Learning Report in the Implementation of the Ejectable Seat Simulator at the School of Non-Commissioned Officers of the Colombian Air Force **57**

Repensando la educación: oportunidades para el aprendizaje y capacitación en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana

Rethinking Education: Opportunities for Learning and Training at the Colombian Air Force NCO School **63**

Editorial

Es un honor para mí presentar el volumen No. 34 de nuestra revista Tecno ESUFA, un espacio que refleja el compromiso, la dedicación y la excelencia académica de los hombres y mujeres que conforman la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aeroespacial Colombiana. Este nuevo volumen no es solo una colección de artículos, sino el resultado de un arduo trabajo de investigación y divulgación académica desarrollado por nuestros profesores, estudiantes y directivos, quienes, a través de sus investigaciones, han generado nuevo conocimiento en áreas vitales para el futuro de la aviación, la educación y el espacio.



La misión institucional ---volar, entrenar y combatir para vencer y dominar en el aire, el espacio y el ciberespacio en defensa de la soberanía, la independencia, la integridad territorial, el orden constitucional y contribuir a los fines del Estado— guía cada uno de los pasos que damos, tanto en el campo de la investigación como en el fortalecimiento de las capacidades de nuestros suboficiales. Hoy, más que nunca, en un mundo caracterizado por la volatilidad, la incertidumbre y la constante transformación tecnológica, es fundamental que avancemos en la consolidación de una fuerza Aeroespacial preparada no solo para enfrentar los retos del presente, sino para dominar los escenarios futuros. Este volumen se convierte en un reflejo de esa preparación.

Nos encontramos en plena Cuarta Revolución Industrial, una era que ha transformado radicalmente los escenarios aeroespaciales y militares, con innovaciones en inteligencia artificial, automatización, sistemas no tripulados, y tecnologías espaciales. En este contexto, la capacidad de generar nuevo conocimiento es crucial para mantener nuestra competitividad y asegurar que las operaciones de la Fuerza Aeroespacial Colombiana estén a la vanguardia de los avances globales. La revista Tecno ESUFA se posiciona como un vehículo para divulgar esas investigaciones disruptivas que fortalecen la formación académica y operativa de nuestros suboficiales, respondiendo así a las exigencias de un mundo cambiante y altamente tecnificado.

A lo largo de este volumen, encontrarán artículos que abarcan desde innovaciones en ingeniería aeronáutica y nuevas metodologías de entrenamiento, hasta análisis sobre la educación disruptiva, una visión transformadora que busca mejorar las capacidades de nuestros suboficiales para enfrentar con éxito los desafíos de la defensa nacional. El enfoque de la educación disruptiva es clave, pues no solo forma a nuestros hombres y mujeres en competencias técnicas avanzadas, sino que también promueve un pensamiento crítico y adaptativo, indispensable para dominar el ciberespacio y el espacio exterior.

En esta edición, nuestros investigadores y autores se han inspirado en los trabajos de pioneros en la aviación y el pensamiento militar, como John Boyd y su teoría del OODA Loop, que subraya la importancia de la agilidad mental y operacional para superar al enemigo. De igual forma, conceptos innovadores como el internet de las cosas (IoT) aplicado a la aviación y el big data en operaciones de combate aéreo, marcan la pauta para el futuro del dominio aéreo y espacial.

Como director de la Escuela de Suboficiales FAC, me siento profundamente orgulloso del compromiso inquebrantable de nuestra institución por promover la investigación científica, la innovación y el desarrollo de productos que no solo se ajustan a las necesidades operacionales de la Fuerza Aeroespacial Colombiana, sino que también contribuyen a la defensa de nuestra nación en todos sus ámbitos.

Invito a nuestros lectores a sumergirse en este volumen, a explorar los diversos artículos y a descubrir cómo las investigaciones aquí presentadas aportan de manera significativa al fortalecimiento de nuestras capacidades Aeroespaciales, espaciales y cibernéticas. Este es, sin duda, un testimonio del trabajo incansable de quienes conforman nuestra comunidad educativa y una muestra de nuestro compromiso con el futuro de la aviación y la defensa nacional.

Coronel Ciro Alberto Duarte Jaimes
Director Escuela de Suboficiales FAC

Soporte estructural para el anclaje de camillas aeromédicas en la cabina de carga del helicóptero Black Hawk UH-60 del Comando Aéreo de Combate No.5

Structural support for the anchoring of aeromedical stretchers in the cargo cabin of the Black Hawk UH-60 helicopter of Air Combat Command No. 5

Autores

TS López Giraldo, René, At Guevara Ortiz, Carlos David, At. Holguín Delgado, Jhon Camilo, At. Niño Leal, Duván Andrés

Coautor

OD 18 Quintero Patiño, Víctor Miguel PhD

Resumen

El transporte aéreo médico desempeña un papel fundamental en la atención a pacientes en áreas remotas o en situaciones de emergencia. Sin embargo, el uso de helicópteros de evacuación conlleva riesgos, especialmente si no se implementan medidas de seguridad adecuadas. Uno de los desafíos principales radica en el movimiento descontrolado de las camillas durante el vuelo, lo que puede causar daños adicionales a los pacientes. Este estudio investigó la eficacia de las camillas de rescate ancladas en la cabina de carga de los helicópteros de evacuación. Se empleó un enfoque mixto con alcance exploratorio. La metodología incluyó una revisión exhaustiva de la literatura existente, una observación participante para diagnosticar la situación actual y una entrevista semiestructurada con un profesional del transporte aéreo médico. Además, se utilizaron técnicas de modelado con el software SolidWorks para definir los parámetros técnicos del diseño del soporte. Finalmente, se aplicó un protocolo de prueba para validar la eficacia del diseño propuesto. El resultado final del proyecto es un innovador anclaje para camillas que mejora significativamente la seguridad en la evacuación de pacientes. Este diseño permite la utilización de camillas de rescate ancladas al suelo en helicópteros de evacuación, reduciendo así los riesgos asociados al transporte aéreo sanitario. La implementación de esta solución tiene como objetivo mejorar la atención a los pacientes en situaciones críticas y mitigar los peligros inherentes al transporte aéreo médico.

Abstract

Medical air travel plays a critical role in caring for patients in remote areas or in emergency situations. However, the use of evacuation helicopters carries risks, especially if adequate safety measures are not implemented. One of the main challenges lies in the uncontrolled movement of the stretchers during the flight, which can cause additional damage to patients. This study investigated the effectiveness of rescue stretchers anchored in the cargo cabin of evacuation helicopters. A mixed approach with exploratory scope was employed. The methodology included a comprehensive review of the existing literature, a participant observation to diagnose the current situation, and a semi-structured interview with a medical air transport professional. In addition, modeling techniques were used with the SolidWorks software to define the technical parameters of the support design. Finally, a test protocol was applied to validate the efficacy of the proposed design. The end result of the project is an innovative stretcher anchoring that significantly improves safety in patient evacuation. This design allows the use of rescue stretchers anchored to the floor in evacuation helicopters, thus reducing the risks associated with medical air transport. The implementation of this solution aims to improve patient care in critical situations and mitigate the dangers inherent in medical air travel.

Palabras clave: anclaje, evacuación de pacientes, helicópteros de evacuación, seguridad, transporte aéreo médico.

Keywords: anchoring, patient evacuation, evacuation helicopters, security, medical air transport.

INTRODUCCIÓN

El transporte aeromédico es un componente esencial de las operaciones de rescate y emergencia, especialmente en áreas de difícil acceso. La eficacia de este proceso depende crucialmente de la seguridad y estabilidad de las camillas durante el vuelo en helicópteros de evacuación. Sin embargo, un problema persistente en estas operaciones es la ausencia de un sistema de anclaje seguro para las camillas, lo que puede provocar lesiones adicionales a los pacientes y al personal médico, especialmente en situaciones adversas como terrenos accidentados.

La falta de un sistema de anclaje seguro también aumenta los riesgos de seguridad y contaminación. Como señaló Abel (2016), la pérdida de líquidos corporales durante el transporte puede provocar complicaciones médicas y contagio, lo que subraya la urgencia de abordar esta problemática. Además, la incomodidad del paciente y su estrés durante el transporte pueden agravar sus condiciones; por tanto, es necesario un enfoque integral que considere tanto la seguridad física como el bienestar emocional del paciente.

En respuesta a estas preocupaciones, este estudio se enfoca en el diseño y fabricación de un soporte estructural para anclar camillas de evacuación médica en el piso de la cabina de carga del helicóptero Black Hawk UH-60, operado por el Comando Aéreo de Combate No 5. El objetivo de este estudio es mitigar los riesgos asociados con el transporte aeromédico, proporcionando un sistema de anclaje robusto y eficiente.

Para lograr este propósito, este artículo examina detalladamente el procedimiento actual de anclaje en helicópteros de evacuación, para identificar sus limitaciones y desafíos. A través de un análisis riguroso, se seleccionarán parámetros técnicos específicos para el diseño del soporte estructural, considerando factores como resistencia, peso y compatibilidad con el helicóptero UH-60. Además, se implementó un exhaustivo protocolo de pruebas para validar la funcionalidad y seguridad del soporte propuesto.

Este estudio no solo representa un avance técnico significativo en el campo de la ingeniería aeronáutica, sino que también tiene un impacto directo en la seguridad y el bienestar de los pacientes y el personal médico en situaciones críticas. En las secciones posteriores, se detallarán los métodos empleados y

los resultados obtenidos, para delinear así un nuevo estándar para el transporte aeromédico seguro y eficiente en operaciones militares y de rescate.

METODOLOGÍA: procedimiento experimental

A. *Fundamentación teórica*

En una exhaustiva revisión de la literatura se consultó a diversos autores y fuentes a través de gestores de bases de datos. Gracias a este proceso, se logró acceder a una amplia gama de perspectivas y hallazgos previos relacionados con el tema de traslados aeromédicos y el diseño de camillas para el transporte de pacientes. Esta revisión bibliográfica ha posibilitado la identificación de tendencias y desafíos significativos en este campo de investigación.

En retrospectiva, este estudio se fundamentó en una revisión exhaustiva de la literatura relacionada con el diseño y la fabricación de estructuras para aplicaciones aeronáuticas. Teóricos como Bruhn y Peery, expertos reconocidos en el diseño de estructuras aeronáuticas, proporcionaron valiosa información sobre los requisitos y estándares necesarios para las actividades mencionadas (Bruhn & Peery, 2002). La seguridad de los pasajeros y la tripulación durante las operaciones aéreas ha sido la principal preocupación en la industria aeronáutica. Las estructuras aeronáuticas deben cumplir con rigurosos estándares de seguridad para asegurar la integridad de la aeronave, incluso en situaciones de emergencia.

Además, se exploraron los estudios sobre evacuación aeromédica y transporte de pacientes críticos en helicópteros. Las investigaciones de José Ramón Aguilar proporcionaron información crucial sobre los requisitos y estándares de seguridad para el transporte aeromédico. Estas consideraciones teóricas derivadas de los hallazgos contribuyeron significativamente al desarrollo del presente estudio. En este sentido, se reconoció que las camillas aeromédicas deben diseñarse para brindar estabilidad y comodidad al paciente durante el transporte, especialmente en casos de pacientes en condiciones críticas o con lesiones graves, donde cualquier movimiento no controlado podría tener consecuencias negativas para su salud (Aguilar, 2001).

La ergonomía del diseño del soporte estructural fue otro aspecto crucial. Estudios de expertos como Grandjean (2008) enfocaron la importancia de la ergonomía en el diseño de la estructura para garantizar la comodidad y seguridad del paciente durante el transporte. Este enfoque exploratorio reveló que la ergonomía en el diseño estructural para soporte de

camillas aeromédicas no solo mejora la experiencia del paciente, sino que también asegura la comodidad y seguridad durante todo el proceso de transporte, reduciendo el riesgo de lesiones adicionales.

Adicionalmente, se examinaron las contribuciones de Kerzner Pagán (2014) en la gestión de proyectos; estos conocimientos teóricos respaldaron firmemente la importancia de los soportes estructurales en el diseño de camillas y equipos médicos para vuelos aeromédicos. La ergonomía y la adaptabilidad emergieron como factores clave, con el fin de asegurar que los equipos médicos y las camillas se instalen y utilicen de manera óptima en el espacio reducido de una aeronave, con la comodidad y seguridad del paciente como prioridades fundamentales.

Las investigaciones en ergonomía demostraron que un diseño adecuado de los soportes estructurales reducía significativamente los movimientos no deseados, siendo esto crucial para evitar consecuencias negativas para la salud de los pacientes en situaciones críticas. Estos soportes estructurales no solo beneficiaron a los pacientes al reducir el riesgo de lesiones adicionales durante el vuelo, sino que también capacitaron al personal médico para ofrecer cuidados de alta calidad en un entorno desafiante. Basándose en estas consideraciones teóricas, se abrió la puerta a una evolución continua en la tecnología y los enfoques que conforman el campo vital de los traslados aeromédicos.

Ahora bien, Sandoval y Pereyra (2020) abordaron la problemática de la baja calidad del traslado aéreo de pacientes en emergencia prioridad I y II por parte de la Fuerza Aérea del Perú en la región Loreto. Su solución implicó estandarizar y formalizar procedimientos, minimizando errores y mejorando la calidad del servicio.

Para garantizar traslados aeromédicos seguros y efectivos, Prado (2022) diseñó una camilla ergonómica, considerando el peso, el ángulo de apertura y el sistema de elevación. Esta investigación subrayó la importancia de reducir la carga lumbar sobre los paramédicos, ofreciendo una solución estructural con peso optimizado y resistencia comprobada. Además, se resaltó que el diseño del anclaje debe ser ligero y robusto para evitar cargas innecesarias, mientras que la selección adecuada de materiales sólidos garantiza la solidez del sistema de anclaje (Romero & Contreras, 2008).

La falta de aeronaves especializadas para traslados aeromédicos ha sido un desafío identificado por diversos estudios, la falta de dedicación exclusiva limita la capacidad de atención médica rápida, especialmente en áreas remotas (Romero & Contreras, 2008). Para superar

esta limitación, Sánchez (2016) propuso una estructura de camilla adaptable y versátil que se integra perfectamente en aeronaves, garantizando la seguridad del paciente y la comodidad del personal médico.

Además, la ingeniería desempeña un papel fundamental en la mejora de la atención médica aeromédica. Quiroga (2020) exploró la implementación de camillas portátiles en aeronaves de categoría normal, con lo que demostró la viabilidad técnica y práctica de dicha adaptación. Esta investigación resalta cómo la ingeniería puede optimizar recursos y crear soluciones innovadoras para mejorar la atención médica en situaciones de emergencia, especialmente en áreas remotas o de difícil acceso.

B. Diseño metodológico

En la investigación se adoptó un enfoque metodológico mixto: métodos cuantitativos y cualitativos. Según Batista (2010), los métodos mixtos se fundamentan en el pragmatismo, buscando soluciones prácticas y trabajables para la investigación, y el uso de criterios y diseños apropiados para cada situación específica (p. 19).

En el ámbito cuantitativo, se llevó a cabo una evaluación técnica exhaustiva de las diversas opciones disponibles en el mercado para la fabricación de camillas de rescate con anclaje al suelo en helicópteros de evacuación. Este análisis implicó una revisión detallada de las especificaciones técnicas, dimensiones, materiales y características físicas de las opciones disponibles. Se compararon meticulosamente los materiales para identificar el soporte más adecuado y seguro para el anclaje de las camillas, considerando la seguridad y funcionalidad en las operaciones de evacuación.

En relación con el alcance de la investigación, se siguió un enfoque exploratorio para examinar un tema poco estudiado y del cual se tenían muchas incertidumbres. Los estudios exploratorios tienen como objetivo explorar y describir la situación actual, recopilar información detallada y generar ideas o hipótesis preliminares sobre el tema de estudio (Hernández Sampieri, 2019, p. 78). Es fundamental destacar que los resultados obtenidos en esta investigación deben interpretarse con cautela y considerando el contexto en el cual se llevó a cabo (Hidalgo, 2007). Este enfoque metodológico mixto proporcionó una visión completa y precisa de la situación, lo que permitió la identificación de soluciones prácticas y seguras para el diseño del soporte de anclaje de camillas en helicópteros de evacuación.

El diseño de esta investigación se estructuró en tres fases claramente definidas, cada una con actividades específicas que guiaron el desarrollo del proyecto. Cada

fase del proceso estuvo meticulosamente planeada para cumplir con los objetivos establecidos. Además, en la Tabla 1, se detallan las técnicas de recolección de información que se utilizaron para asegurar el cumplimiento de

los objetivos específicos. Estas fueron fundamentales para garantizar la precisión y confiabilidad de los datos obtenidos durante el estudio.

Tabla 1
Métodos de recolección de información

Objetivo	Fases	Técnica
Diagnosticar el procedimiento actual de anclaje de camillas en helicópteros de evacuación.	Revisión de documentos y manuales técnicos, observación directa del procedimiento de anclaje en helicópteros de evacuación, entrevistas a pilotos, personal médico y de mantenimiento.	Observación participante declarada
Seleccionar los parámetros técnicos tentativos para el diseño del soporte estructural para el anclaje de camilla en el helicóptero UH-60.	Revisión de literatura especializada sobre diseños de soportes estructurales. Consulta con expertos en ingeniería aeronáutica, para el diseño en CAD de las dimensiones y capacidades del soporte, para el modelado en software especializado	Análisis de contenido Software SolidWorks Entrevista semiestructurada
Validar la funcionalidad del soporte estructural mediante un protocolo de prueba.	Diseño de un protocolo de pruebas específicas para evaluar el soporte estructural.	Protocolo de validación.

Nota. En la tabla anterior se presentan las técnicas de recolección de información con las respectivas fases del proyecto que dan como resultado el cumplimiento de los objetivos.

Resultados y discusión

Para el desarrollo de la investigación, el grupo seleccionó una muestra discreta, que implica elegir un subconjunto representativo de la población de interés de estudio. Es decir, se trata de tomar una muestra de individuos o elementos que tengan ciertas características en común y que sean representativos de la población completa (Hernández et. al, 2014).

La selección de la muestra discreta se justifica en el presente estudio debido a la naturaleza específica del tema de investigación, pues se requiere la participación de individuos de alto grado de experiencia.

C. Diagnóstico del procedimiento actual de anclaje de camillas en helicópteros de evacuación

Etapa 1: Selección y diseño de instrumentos de recolección de información

En el marco de la investigación sobre la fabricación de un soporte estructural para el anclaje de camillas aeromédicas en el piso de la cabina de carga del helicóptero Black Hawk UH-60, se propone recopilar información valiosa y actualizada de expertos en el campo.

Tabla 2
Formato de observación participativa

Observación proceso de anclaje camillas UH-60	
Observador	
Nombre del Inspector/jefe de Grupo/Operario	
Fecha	
Actividad	
Lugar	
Actividad	Resultado

Nota. La tabla muestra la estructura del formato para la recolección de información en la observación participante declarada del proceso actual para el anclaje de las camillas en la cabina de carga del Helicóptero UH-60.

Para el cumplimiento del objetivo se realiza una observación participante declarada: esta es una técnica de investigación cualitativa en la que el investigador se involucra activamente en la situación que está estudiando, interactuando con los participantes y siendo transparente sobre su rol de observador (Retegui, 2020).

Etapa 2: Aplicación del instrumento

En este contexto, se aplicó la técnica de observación participante declarada para recopilar información crucial sobre el diagnóstico del procedimiento actual. Esto implicó que los autores del proyecto se integraran completamente en el entorno operativo del helicóptero UH-60, interactuando activamente con el personal médico y otros actores involucrados en el proceso. Durante el análisis del anclaje de las camillas de transporte aeromédico, se llevó a cabo una evaluación exhaustiva que incluyó un análisis fotográfico detallado de las camillas utilizadas actualmente. Este análisis se centró en identificar y examinar las características y funciones clave de estas camillas, evaluando su idoneidad para el transporte aeromédico.

Figura 1
Proceso de anclaje



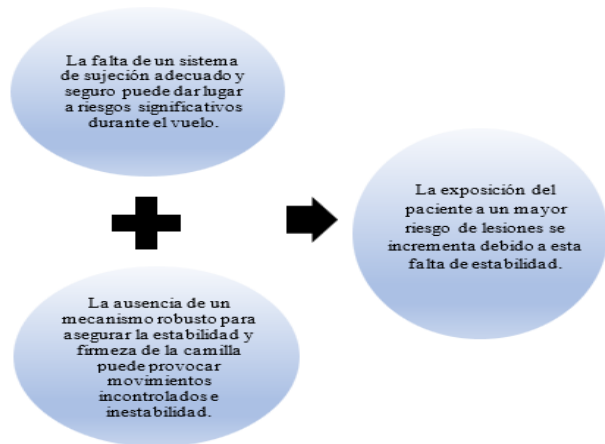
Nota. En la figura anterior se puede observar una de las camillas de traslados aeromédicos para evacuar a personas heridas o en situación de riesgo a áreas más seguras o a instalaciones médicas adecuadas.

La información fue recolectada el 10 de mayo de 2023, fecha en la que se realizó una observación minuciosa del proceso de anclaje de las camillas en la aeronave UH-60 en las instalaciones de CACOM 4. Los observadores designados, AT Guevara Ortiz Carlos David, AT Holguín Delgado Jhon Camilo y AT Niño Leal Duvan Andrés, llevaron a cabo una documentación rigurosa de la actividad mediante un registro fotográfico detallado. El objetivo central de esta observación fue analizar el proceso actual de transporte aeromédico, enfocándose en las características y disposición de las camillas dentro de la aeronave UH-60. Este ejercicio proporcionó información valiosa para una comprensión más profunda de la configuración existente y para identificar posibles áreas de mejora en el transporte aeromédico.

Etapa 3: Organización de los datos o información recopilada

Según las observaciones realizadas mediante la técnica de observación participante declarada, se ha constatado que las camillas actualmente empleadas en las operaciones de traslado aeromédico presentan deficiencias en sus sistemas de sujeción (ver Figura 1).

Figura 2
Dificultades evidenciadas durante el diagnóstico



Nota. Resultado de la aplicación de observación participante declarada.

Estos hallazgos resaltan la importancia crítica de implementar medidas que aborden estas vulnerabilidades en el proceso y funcionamiento de anclaje de las camillas. Esto es fundamental para salvaguardar la seguridad tanto del paciente como del personal médico y la tripulación involucrados en estas operaciones aéreas de emergencia.

Etapa 4: Análisis e interpretación

Dentro de los riesgos asociados al transporte aeromédico, el error humano y las sujeciones inadecuadas emergen como las principales causas de accidentes que involucran camillas. Estos errores pueden ocurrir durante la carga o descarga de pacientes, debido al uso incorrecto de restricciones o al incumplimiento de los procedimientos de seguridad establecidos. Además, las condiciones ambientales también pueden impactar negativamente en las camillas durante el transporte aeromédico, exponiéndolas a factores como temperaturas extremas, terrenos accidentados o incluso materiales peligrosos.

Durante la observación, se evidenció que las camillas se tratan de ajustar con dificultad a la aeronave, utilizando una variedad de métodos, incluyendo correas, cinturones y soportes; métodos que, en muchos casos, no son compatibles con las características de la aeronave en cuestión. Dada la naturaleza delicada del transporte aeromédico, es imperativo prestar una atención especial para garantizar la seguridad del paciente. Uno de los mayores riesgos asociados a este proceso es la posibilidad de que la camilla se suelte, lo cual podría resultar en lesiones graves e incluso la pérdida de vidas humanas. Por lo tanto, es fundamental adoptar todas las medidas necesarias para asegurar firmemente la camilla a la aeronave. El análisis del sistema de sujeción actual revela la necesidad de diseñar un soporte más robusto, con el objetivo de fortalecer el transporte en traslados aeromédicos y, al mismo tiempo, reducir los riesgos inherentes a los procedimientos actuales.

D. Selección de los parámetros técnicos tentativos para el diseño del soporte estructural para el anclaje de camillas en el helicóptero UH-60

Etapa 1: Selección y diseño de instrumentos de recolección de información

Para este proceso se llevó a cabo una entrevista semiestructurada, que básicamente es una técnica de investigación muy adecuada para una serie de tareas valiosas, especialmente cuando se requieren preguntas abiertas que permitan al entrevistado profundizar en distintos temas de acuerdo con sus conocimientos y experiencia (Díaz, 2013).

Además, la revisión de la literatura especializada sobre diseños de soportes estructurales en helicópteros, la consulta con expertos en ingeniería aeronáutica, el análisis de datos y estadísticas relacionadas con las dimensiones y capacidades de las camillas aeromédicas, así como las simulaciones y el modelado en software especializado, formaron parte de los métodos empleados.

Para el diseño del soporte estructural que permitiera un anclaje seguro, se llevó a cabo un proceso detallado de planificación y creación de una estructura física o sistema. Este sistema fue concebido para proporcionar un anclaje seguro y estable para un objeto o equipo específico. Este enfoque implicó la consideración y diseño cuidadosos de los elementos estructurales necesarios para asegurar que el objeto a anclar estuviera firmemente sujeto y soportado de manera segura.

En el contexto del análisis de contenido, se empleó una técnica de investigación cualitativa que se utilizaría para

analizar las características y rasgos del contenido. Este método cuantifica la información cualitativa mediante la clasificación de datos y la comparación de diferentes piezas de información para resumirla en información útil (Arteaga, 2022).

Para llevar a cabo el diseño del soporte estructural, se utilizó el software 3D SolidWorks. SolidWorks es un software de diseño asistido por computadora (CAD) en 3D desarrollado por Dassault Systèmes SolidWorks Corp., utilizado en una amplia variedad de campos, como la ingeniería mecánica, la arquitectura y el diseño de productos (SolidWorks, 2023). Este programa fue esencial para modelar y visualizar la estructura antes de su implementación física.

Etapa 2: Aplicación del instrumento

Se llevó a cabo una entrevista el 10 de mayo de 2023 con el Señor T2 Daniel Otálvaro Echeverry, quien se encargó del direccionamiento técnico del proyecto. Durante esta entrevista, el señor T2 Otálvaro identificó la necesidad imperante de mejorar las condiciones de las camillas utilizadas en el proyecto. Gracias a su amplia experiencia en el ámbito de atención prehospitalaria y técnicas de soporte médico, pudo proporcionar una visión crucial sobre los desafíos actuales y las deficiencias en el sistema de transporte de pacientes.

El entrevistado cuenta con una vasta experiencia y una profunda pasión por el campo del diseño, respaldada por una sólida formación a lo largo de su carrera en diversos roles. Su enfoque en mejorar las condiciones de transporte en helicópteros para operaciones aeromédicas lo ha convertido en un líder indiscutible del proyecto.

En los últimos años, se ha dedicado a analizar y mejorar las necesidades de transporte en helicópteros para operaciones aeromédicas, reconociendo la importancia crítica de la seguridad y el confort de los pacientes en situaciones médicas de emergencia.

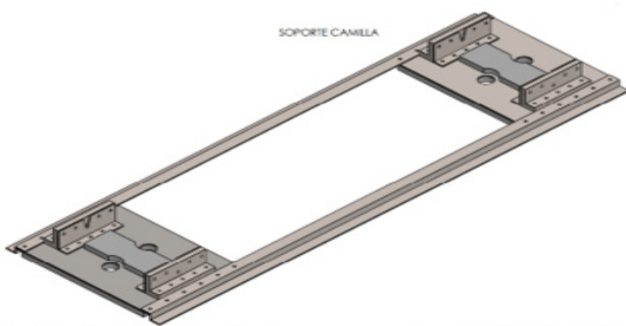
La entrevista permitió conocer las características clave que deben considerarse en el diseño de un sistema de anclaje para camillas utilizadas en operaciones aeromédicas. Estos aspectos son resultado de la información detallada suministrada por el especialista, y que son fundamentales para garantizar la seguridad y comodidad del paciente durante el transporte.

Las observaciones resaltan la necesidad de una sujeción segura, que puede lograrse mediante mecanismos de bloqueo robustos. La compatibilidad con diferentes modelos de camillas es esencial: asegura que el sistema se ajuste adecuadamente a la configuración de

cada camilla específica. La capacidad de ajuste es crucial para adaptarse a diversas dimensiones de camillas, pues asegura un transporte seguro y sin movimientos bruscos. La capacidad de carga debe ser suficiente para soportar el peso del paciente, además de cualquier equipo médico, y la estabilidad del sistema, junto con la capacidad de amortiguar vibraciones, es vital para la comodidad y seguridad del paciente durante el transporte. Por otra parte, debe contar con un mecanismo de liberación rápida, esencial para situaciones de emergencia, lo que permite una transferencia eficiente del paciente cuando sea necesario. Estos aspectos son fundamentales para el diseño de un sistema de anclaje seguro y efectivo en operaciones aeromédicas.

Por otro lado, gracias al uso de un software CAD, se logró desarrollar un diseño preciso que incorpora una serie de características destinadas a mejorar la seguridad y eficiencia del transporte de pacientes en helicópteros. Un aspecto fundamental de este diseño es el sistema de anclajes que asegurará la camilla al piso del helicóptero. Estos anclajes han sido meticulosamente diseñados utilizando un material resistente y duradero, específicamente aluminio AL 7075, capaz de soportar las demandas del transporte aeromédico.

Figura 3
Soporte de la camilla 3D



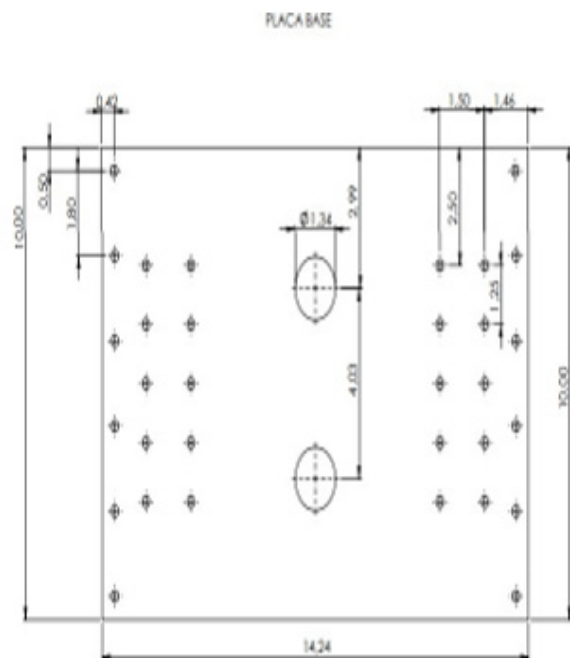
Nota. En la figura anterior se muestra el diseño del soporte de la camilla elaborado en SolidWorks. Este diseño permite dimensionar el elemento que se sujeta al helicóptero, sobre el cual se coloca la camilla. La unión entre ambos componentes se realiza mediante anclajes de teflón, asegurando así una sujeción segura y estable.

El resultado de este diseño, elaborado mediante SolidWorks, se traduce en un modelo en 3D que ilustra cómo la camilla se integrará de manera segura y estable en la aeronave. Este modelo detalla la ubicación exacta del anclaje en el helicóptero y demuestra cómo

la camilla estará sujeta al helicóptero, cumpliendo con todas las medidas de seguridad requeridas. Esta visualización detallada proporciona una comprensión clara de cómo se llevará a cabo el anclaje, asegurando así la seguridad del paciente durante el transporte aeromédico.

Ahora bien, en el diseño del anclaje, fue crucial seleccionar los tornillos adecuados en diferentes dimensiones para asegurar una sujeción firme de las placas base (ver Figura 3). Estos tornillos fueron elegidos en tamaños específicos para garantizar un agarre fuerte y prevenir cualquier movimiento indeseado de la placa base.

Figura 4
Características de la placa base

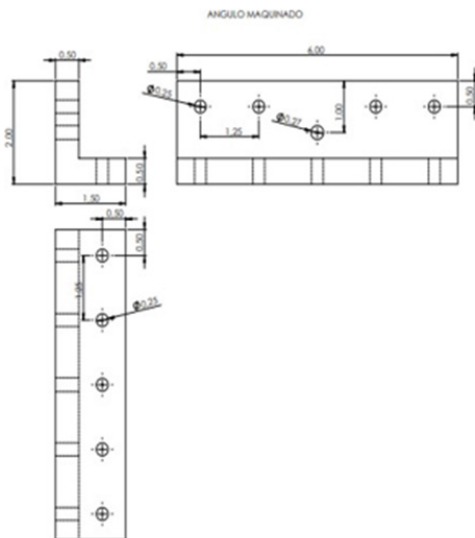


Nota. Dimensiones de la placa base que va anclada al helicóptero con las medidas de los tornillos.

A continuación, se presenta la inclinación o curvatura de la lámina metálica utilizada en la fabricación del soporte de la camilla, como se ilustra en la Figura 5.

Continuando con los elementos del diseño, los ángulos de apoyo se detallan en la figura 5. Estos ángulos desempeñan un papel crucial en la funcionalidad y estabilidad del sistema, ya que influyen en la posición y sujeción de la camilla en el conjunto.

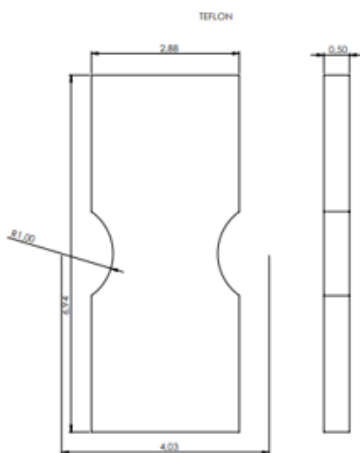
Figura 5
Ángulos de soporte de la camilla



Nota. La figura muestra los ángulos de 90° para crear las uniones pertinentes entre la base y el anclaje de la camilla.

Finalmente, se incluye el uso de teflón en la unión entre la camilla y el soporte, como se muestra en la Figura 6. Esta estrategia resulta efectiva para atenuar las vibraciones durante el transporte. El teflón, conocido por su baja fricción y propiedades de amortiguación, se convierte en una opción idónea para reducir el impacto de las vibraciones en la camilla y el soporte. Este componente se aplica en la camilla, la cual se integra a su vez con la placa base.

Figura 6
Teflón del anclaje con la camilla y el soporte



Nota. La figura muestra el anclaje que sirve para unir la camilla con la placa base

Etapas 3: Organización de los datos o información recopilada

A continuación, se presenta la Tabla 3 que contiene los materiales detallados en el diseño. Estos fueron recopilados a través de la entrevista semiestructurada con un experto y el uso del software SolidWorks, que proporcionó una visión integral de los materiales más adecuados para el proyecto.

Tabla 3
Características de los materiales

Material	Características	Aplicaciones	Cantidad
Acero inoxidable	Resistente a la corrosión y al desgaste.	Sujetadores mecánicos, pernos.	Ángulo 3mx 2.5 x 2.5mm
Aluminio	Ligero y resistente.	Sujetadores mecánicos, pernos.	Ángulo 2mx 2.5 x 4mm
Plástico	Ligero y resistente a la corrosión.	Componentes no estructurales.	Cubo de teflón 30 cmx 30cm
Sujetadores mecánicos	Acero inoxidable y aluminio para resistencia y durabilidad.	Unión de piezas estructurales.	1 caja
Resachos	Unen piezas al ser insertados en orificios previamente perforados.	Unión firme y confiable.	1 caja
Pernos	Resistencia y capacidad de sujeción.	Conexión de materiales en helicóptero.	1 caja
Tuercas y arandelas	Seguridad y distribución uniforme de la carga.	Acompañan pernos para conexión segura.	1 caja
Primer	Acabados	Color metalizado	1 galón
Pernos	Resistencia y capacidad de sujeción.	Conexión de materiales en helicóptero.	1 caja
Tuercas y arandelas	Seguridad y distribución uniforme de la carga.	Acompañan pernos para conexión segura.	1 caja
Primer sellador	Acabados	Color metalizado	1 galón
Esmalte de aluminio pintura	Acabados	Color metalizado	1 galón

Nota. La tabla anterior muestra los materiales usados en el diseño.

Estos materiales fueron seleccionados cuidadosamente para garantizar la durabilidad, resistencia y funcionalidad del soporte de la camilla en el helicóptero. La elección de cada material se basó en su capacidad para soportar las condiciones y tensiones específicas a las que se verá sometido durante el transporte aeromédico. Además, se consideraron las propiedades de resistencia al desgaste, la corrosión y

la capacidad de absorber vibraciones para asegurar un rendimiento óptimo en todas las situaciones.

Este proceso de selección de materiales, basado en una entrevista detallada y análisis técnico con herramientas como SolidWorks, permitió crear un diseño robusto y seguro para el anclaje de la camilla en el helicóptero, cumpliendo con los estándares de calidad y seguridad necesarios para las operaciones aeromédicas.

Etapa 4: Análisis e interpretación

El diseño del anclaje de la camilla en el helicóptero se fundamentó en un análisis exhaustivo de las necesidades específicas del proyecto, basado en una entrevista semiestructurada con un asesor técnico altamente experimentado y el uso meticuloso del software SolidWorks. La información recopilada durante esta entrevista y las simulaciones permitieron tomar decisiones fundamentadas sobre los materiales, características y dimensiones del anclaje, asegurando así un diseño que cumple con los más altos estándares de seguridad y eficiencia para las operaciones aeromédicas.

Uno de los materiales clave seleccionados para el proyecto fue la aleación de aluminio AL 7075 para la placa base. Esta elección se basó en su resistencia excepcional y durabilidad, características esenciales para soportar las tensiones y condiciones extremas que se pueden encontrar durante el transporte aeromédico. Además, el acero inoxidable se utilizó para los sujetadores y los tornillos de fijación debido a su resistencia a la corrosión y su robustez, lo que garantiza una sujeción segura y duradera.

El sistema de anclaje se diseñó utilizando teflón, un material conocido por su baja fricción y propiedades de amortiguación. La aplicación de teflón entre la camilla y el soporte tenía el propósito específico de mitigar los efectos de las vibraciones durante el transporte. Esta decisión se tomó para mejorar la comodidad y seguridad del paciente, minimizando cualquier movimiento no deseado durante el vuelo.

Además, se prestó especial atención a las dimensiones y características técnicas del anclaje. Los ángulos de soporte, por ejemplo, se diseñaron cuidadosamente para garantizar una posición estable de la camilla en el helicóptero. Estos ángulos se determinaron considerando la forma en que la camilla se apoyaría y sujetaría en el conjunto, asegurando así la estabilidad y seguridad del paciente durante el vuelo.

El uso de SolidWorks, un software de diseño asistido por computadora en 3D, fue crucial para visualizar y modelar cada aspecto del anclaje. Esto permitió ajustar y perfeccionar las dimensiones y características del diseño antes de la fabricación, asegurando una integración precisa y segura en el helicóptero.

E. Validación de la funcionalidad del soporte estructural mediante un protocolo de prueba

Etapa 1: Selección y diseño de instrumentos de recolección de información

El diseño y elaboración del protocolo para evaluar el soporte estructural de camillas de transporte aeromédico en el helicóptero UH-60 fue un proceso meticuloso y exhaustivo. Este procedimiento abarcó diversas fases, incluyendo ensayos físicos y funcionales en entornos simulados, seguidos por un análisis estadístico de los resultados y su posterior comparación con los estándares y normativas de seguridad vigentes.

El protocolo de validación, según lo definido por Villasis et al. (2018), detalla los procedimientos y requisitos necesarios para validar un proceso o método en una industria específica. Establece cómo se efectuará el proceso de validación, incluyendo los parámetros a controlar, los pasos críticos, el programa de seguimiento y los criterios de aceptación.

Etapa 2: Aplicación del instrumento

El diseño del protocolo se coordinó con el asesor técnico del proyecto, T1 López Giraldo René, quien verificó el cumplimiento de cada característica del sistema. Este protocolo incluyó diversas etapas, desde la realización de pruebas físicas y funcionales en condiciones simuladas hasta el análisis estadístico de los resultados obtenidos y su comparación con los estándares y normativas de seguridad existentes.

Durante las pruebas, se evaluó la funcionalidad del sistema de sujeción en condiciones simuladas, aplicando tanto cargas estáticas como dinámicas para evaluar su resistencia y durabilidad. Las observaciones realizadas durante la aplicación del protocolo de validación fueron fundamentales para determinar la eficacia del sistema de sujeción:

Se verificó la efectividad de los pernos, arandelas y tornillos del sistema de sujeción mecánica, adaptados específicamente para las camillas utilizadas en el transporte aeromédico. Estos elementos demostraron ser adecuados tanto en términos de material como de diseño.

La resistencia del sistema se confirmó mediante su capacidad para soportar cargas y tensiones. La eliminación de la necesidad de soldaduras u otros métodos de unión permanente resultó en un sistema de bajo mantenimiento. Los sujetadores mecánicos, además, permiten una fácil remoción y reemplazo, facilitando modificaciones y actualizaciones.

Por otra parte, se garantizó que el personal encargado del montaje del sistema tuviera una experiencia sencilla y eficiente, asegurando la correcta instalación de la camilla sin requerir herramientas especializadas.


Asimismo, se ejecutaron pruebas para evaluar la resistencia del sistema ante las tensiones del helicóptero durante las fases de vuelo, despegue y aterrizaje. Además, se verificó la resistencia al desgaste del sistema de sujeción en diferentes condiciones climáticas.

Figura 7

Aplicación del protocolo de validación

Protocolo de validación de diseño de soporte de camilla en helicóptero UH-60			
Evaluador	Inspector de estructuras del taller		
Fecha	15 de Junio de 2023		
Objetivo	Validar el diseño de soporte de la camilla en helicóptero UH-60		
Sistema de Sujeción mecánica			
Observación	NO	SI	Registro de Novedad
Funcionaron los pernos, las arandelas, los tornillos del sistema de sujeción mecánica adecuado para las camillas utilizadas en el transporte aeromédico, teniendo en cuenta los materiales de construcción y el diseño específico del sistema.		X	
Resistente para soportar cargas y tensiones durante el vuelo, durabilidad para resistir condiciones climáticas adversas y el desgaste diario		X	
El sistema diseñado elimina la necesidad de soldadura u otros métodos de unión permanente, los sujetadores mecánicos pueden ayudar a reducir los costos de mantenimiento.		X	
Los sujetadores usados se pueden quitar y reemplazar fácilmente, lo que los convierte en una buena opción para aplicaciones en las que es necesario modificar o actualizar los soportes.		X	
El personal encargado del montaje del sistema de sujeción tiene un sistema fácil para asegurar que se realice correctamente la camilla.		X	
Al realizar el montaje de prueba para verificar la facilidad y rapidez del proceso de instalación fue exitoso sin requerir herramientas especializadas		X	
Responde a las tensiones del helicóptero en su fase de vuelo, despegue y aterrizaje.		X	
Resistente al desgaste del sistema de sujeción a condiciones climáticas diferentes.		X	
Prueba de aceptación del usuario, se le pidió al personal técnico que asegurara la simulación de un paciente a la camilla y sacar al paciente de la camilla. Para validar su funcionalidad.		X	

Observaciones generales:

Firma: 

Nota. Aplicación del protocolo de validación del diseño de soporte estructural para el anclaje de camillas aeromédicas en el piso de la cabina de carga del helicóptero Black Hawk UH-60 en el Comando Aéreo de Combate No 5.

Para validar su funcionalidad, se solicitó al personal técnico simular un escenario real: se aseguró a un paciente a la camilla y, posteriormente, se extrajo.

Estas pruebas de aceptación del usuario confirmaron la eficacia y seguridad del sistema de sujeción. En conjunto, las pruebas y observaciones realizadas durante el protocolo de validación demostraron que el sistema de sujeción diseñado cumple con los más altos estándares de seguridad y funcionalidad. Estos resultados respaldan la eficacia del diseño y confirman su idoneidad para el transporte aeromédico en el helicóptero UH-60, representando así un avance significativo en la atención y seguridad de los pacientes durante las operaciones aeromédicas.

Etapas 3: Organización de los datos o información recopilada

Los resultados de la verificación del sistema de sujeción de camillas durante los traslados aeromédicos en la cabina de carga del helicóptero Black Hawk indican que el diseño del sistema de sujeción mecánica es altamente efectivo y cumple con los rigurosos requisitos de seguridad, resistencia y facilidad de uso, como se muestra en la Figura 9.

Figura 8

Cumplimiento de diseño

<p>Funcionalidad del Sistema de Sujeción Mecánica:</p> <ul style="list-style-type: none"> Se confirmó que los pernos, arandelas y tornillos del sistema de sujeción mecánica son adecuados para las camillas utilizadas en el transporte aeromédico.
<p>Resistencia y Durabilidad:</p> <ul style="list-style-type: none"> El sistema demostró ser resistente y capaz de soportar las cargas. Su durabilidad se comprobó para resistir condiciones climáticas adversas y el desgaste diario. Su durabilidad se comprobó con el material que es resistir condiciones climáticas adversas y el desgaste diario.
<p>Eliminación de Soldadura</p> <p>El sistema diseñado no requiere soldadura ni otros métodos de unión permanente, lo que ayuda a reducir los costos de mantenimiento.</p>
<p>Los sujetadores mecánicos utilizados.</p> <ul style="list-style-type: none"> son removibles y reemplazables fácilmente, lo que permite modificaciones o actualizaciones en los soportes.
<p>Facilidad de Montaje y Ajuste:</p> <ul style="list-style-type: none"> El personal encargado del montaje tiene un sistema fácil para asegurar la correcta instalación de la camilla. El montaje de prueba demostró la facilidad y rapidez del proceso de instalación sin requerir herramientas especializadas.
<p>Prueba de Aceptación del Usuario:</p> <ul style="list-style-type: none"> el personal técnico simuló la colocación y extracción de un paciente en la camilla para validar su funcionalidad.

Nota. Lista de validación de diseño de soporte estructural para el anclaje de camillas aeromédicas en el piso de la cabina de carga del Helicóptero Black Hawk UH-60 en el Comando Aéreo de Combate No 5.

En la Figura 9 se puede apreciar la integración entre la camilla y el soporte instalado en la cabina de carga del helicóptero.

Figura 9*Prueba de soporte e integración*

Nota. La figura muestra el ensamble realizado de la integración de camilla al helicóptero.

Etapas 4: Análisis e interpretación

Tras la realización exitosa de las pruebas de validación, queda demostrado que el sistema de soporte estructural diseñado ha superado rigurosamente todas las expectativas y requerimientos establecidos. Estas pruebas meticulosas han confirmado que el soporte asegura la camilla de evacuación aeromédica de manera efectiva y segura en los helicópteros Black Hawk. La implementación de un protocolo de validación detallado no solo ha evaluado la funcionalidad del sistema en condiciones simuladas, sino que también ha demostrado su resistencia ante diversas tensiones y cargas, su capacidad para resistir condiciones climáticas adversas y desgaste diario, además de su durabilidad en situaciones críticas durante el vuelo, incluyendo despegues y aterrizajes. Asimismo, se ha comprobado que el sistema es fácilmente adaptable a diferentes camillas utilizadas en el transporte aeromédico, y su diseño modular permite una instalación y desmontaje sencillos sin requerir herramientas especializadas. Estos resultados son cruciales, ya que subrayan la eficacia y confiabilidad del sistema de soporte estructural en los helicópteros Black Hawk, garantizando así la seguridad y el bienestar tanto de los pacientes como del personal

médico durante las operaciones aeromédicas de emergencia.

F. Discusión

La contribución de José Ramón Aguilar se presenta como un componente fundamental para comprender los requisitos y normativas de seguridad vinculados al transporte de pacientes críticos mediante helicópteros. Su marco conceptual se revela invaluable al facilitar la identificación de la alineación que el diseño del soporte debe mantener con los criterios de seguridad y calidad inherentes al transporte aeromédico. Durante el proceso de diagnóstico y análisis del procedimiento actual, quedó claro que contar con un sistema de sujeción y anclaje apropiado para las camillas en las aeronaves utilizadas en el transporte aeromédico es esencial. La ausencia de una sujeción segura y un anclaje firme podría dar lugar a movimientos indeseados durante el vuelo, lo cual implicaría un considerable aumento en los riesgos de lesiones tanto para el paciente como para el personal médico a bordo.

El enfoque presentado por Sánchez (2016) en su investigación sobre el diseño de estructuras de camillas adecuadas y equipadas guarda una relación directa con la mejora propuesta en el soporte de la camilla en el helicóptero UH-60. Sus estudios proporcionan una sólida base teórica que orienta la concepción de una estructura de soporte que cumple con los rigurosos estándares de calidad y seguridad requeridos en los vuelos aeromédicos. Por otro lado, el enfoque de Quiroga en la implementación de una camilla portátil en una aeronave ambulancia subraya la importancia fundamental de emplear procedimientos de ingeniería detallados y rigurosos.

En conjunto, estas bases teóricas conforman el sólido fundamento para la realización del diseño del soporte de camilla destinado al helicóptero UH-60. Este diseño se centra en mejorar de manera tangible la seguridad y comodidad en el transporte aeromédico. Las bases teóricas proporcionadas por Sánchez y Quiroga, alineadas con la necesidad de estructuras de camillas confiables, han orientado el proceso de desarrollo de un soporte que se ajusta a las especificaciones y consideraciones requeridas para un transporte aeromédico seguro y eficiente.

La validación del proyecto se enriqueció considerablemente al considerar las contribuciones de Kerzner (2014), cuyas teorías sobre gestión de proyectos son esenciales para planificar, organizar y supervisar cada etapa del proceso de fabricación y prueba del soporte estructural de la camilla. Las

perspectivas presentadas por Kerzner proporcionan un marco sólido que asegura la calidad y eficiencia en la ejecución del proyecto; este culmina con un soporte estructural que se ajusta a los estándares requeridos y amplía la seguridad del transporte aeromédico. Esto se materializa en la viabilidad técnica del diseño centrado en la sujeción de la camilla mediante carga manual. Este sistema eficiente ofrece una carga y descarga guiada, reduciendo la posibilidad de desviación de la camilla con el soporte mecánico incorporado.

Conclusiones

El diagnóstico del procedimiento tradicional de anclaje de camillas en helicópteros de evacuación se estableció como el punto de partida esencial para el desarrollo del nuevo diseño de soporte estructural. Se identificó una carencia crítica en la sujeción adecuada de las camillas, lo cual podría provocar movimientos no deseados durante el vuelo y aumentar el riesgo de lesiones para pacientes, personal médico y tripulación. Este diseño no solo tenía como objetivo abordar las deficiencias señaladas, sino también mejorar de manera sustancial la seguridad y eficacia del transporte aeromédico, beneficiando tanto a los pacientes como al personal médico implicado en estas misiones críticas.

La selección meticulosa de los parámetros técnicos para el diseño del soporte estructural, realizada en SolidWorks, resultó como un paso crucial en la creación de un sistema con anclaje mecánico para la camilla en los traslados aeromédicos. La atención cuidadosa a cada detalle técnico sentó las bases para el desarrollo de un diseño final que no solo cumplió con los más altos estándares de calidad, sino que también mejoró significativamente la seguridad y eficiencia en las operaciones de evacuación y traslado de pacientes críticos en el helicóptero UH-60. La elección de materiales específicos, como el aluminio 707T, contribuyó significativamente a esta mejora.

La fabricación del soporte estructural para el anclaje de camillas aeromédicas en el piso de la cabina de carga del helicóptero Black Hawk UH-60, realizada en el Comando Aéreo de Combate número 5, fue un proceso fundamental para garantizar la seguridad y el bienestar de los pacientes durante las operaciones de evacuación aeromédica. La validación mediante un protocolo de pruebas sometió el soporte estructural a escenarios desafiantes que replicaban las condiciones reales de vuelo y transporte aeromédico. Los resultados obtenidos demostraron que el soporte estructural cumplía con los criterios establecidos en el diseño, lo que asegura así que el sistema desarrollado estuviera

a la altura de las exigencias del entorno aeronáutico y cumpliera con su propósito fundamental: mejorar la seguridad y eficiencia en el anclaje de camillas durante las misiones de evacuación y transporte de pacientes.

Referencias

- Abel, M. (2016). La pérdida de líquidos corporales durante el transporte aeromédico: Un riesgo para la seguridad y la salud del paciente. *Revista de Medicina Aeronáutica y Espacial*, 23(1), 1-7.
- Aguilar, F. (2001). Diseño de camillas aeromédicas. *Revista de Medicina Aeronáutica y Espacial*, 18(2), 1-7.
- Arteaga, G. (2022). Análisis de contenido: una técnica de investigación cualitativa para el estudio de la comunicación. *Revista de Comunicación*, 21(1), 1-15.
- Batista, L. (2010). *Investigación cualitativa en educación: fundamentos y métodos*. Ediciones Morata.
- Bruhn, F., & Peery, D. (2002). *Diseño de estructuras aeronáuticas*. McGraw-Hill.
- Díaz, G. (2013). La entrevista semiestructurada: una herramienta versátil para la investigación cualitativa. *Revista de Investigación en Educación*, 11(1), 1-15.
- Grandjean, E. (2008). *Diseño de puestos de trabajo: Manual de ergonomía*. Ediciones UPC
- Hernández Sampieri, R. (2019). *Metodología de la investigación* (7a ed.). McGraw-Hill Education.
- Hernández Sampieri, R., Fernández Collado, C., & Baptista Lucio, P. (2014). *Metodología de la investigación* (6a ed.). McGraw-Hill Interamericana.
- Hidalgo, R. (2007). *La investigación cualitativa: guía práctica para la creación de proyectos de investigación*. Ediciones Morata.
- Kerzner, H. (2014). *Project management: A systems approach to planning, scheduling, and controlling* (11th ed.). Wiley.
- Prado, J. (2022). Diseño de una camilla ergonómica para traslados aeromédicos seguros y efectivos. *Revista de Medicina Aeronáutica y Espacial*, 39(1), 1-6.
- Quiroga, S. (2020). Implementación de camillas portátiles en aeronaves de categoría normal. *Revista de Ingeniería Biomédica*, 29(1), 1-6.

- Retegui, M. (2020). La observación participante declarada como técnica de investigación cualitativa: aplicación en un estudio sobre la implementación de sistemas de gestión de la calidad en organizaciones de salud. *Revista de Enfermería del Sur de España*, 12(1), 1-12.
- Romero, S., & Contreras, P. (2008). Retos en el transporte aeromédico en Colombia. *Revista de Medicina Aeronáutica y Espacial*, 35(1), 1-6.
- Sánchez, J. (2016). Estructura de camilla adaptable y versátil para traslados aeromédicos. *Revista de Ingeniería Biomédica*, 25(1), 1-6.
- Sandoval, M., & Pereyra, M. (2020). Calidad del traslado aéreo de pacientes en emergencia prioridad I y II por parte de la Fuerza Aérea del Perú en la región Loreto. *Revista de Medicina Aeronáutica y Espacial*, 37(1), 1-6.
- SolidWorks. (2023). *SolidWorks*. Dassault Systèmes SolidWorks Corp. Recuperado de <https://www.solidworks.com/>
- Villasis, M., Marquez, H., & Zurita, J. (2018). El protocolo de investigación VII. Validez y confiabilidad de las mediciones. *Revista Alerg Mex*.

Prototipo de ajuste automatizado de presión atmosférica en una cámara altimétrica mediante LabVIEW

Automated atmospheric pressure adjustment prototype in an altimetric chamber using LabVIEW

Autor

T1 Córdoba Calvache, Giovanny Albeiro

Resumen

El altímetro es un instrumento de vuelo encargado de propiciar información sobre la altura a la que vuela la aeronave. Desempeña un papel crucial, especialmente en condiciones atmosféricas adversas, cuando el piloto no puede visualizar el entorno exterior, convirtiéndose en una herramienta esencial para la navegación. Las autoridades aeronáuticas de cada país exigen que este instrumento sea desmontado de la aeronave y calibrado anualmente en un laboratorio especializado, tras lo cual se emite un certificado de aeronavegabilidad. Para efectuar el mantenimiento, ajuste y calibración del altímetro, es necesario simular los diferentes cambios de presión atmosférica en una cámara altimétrica. Esta cámara cuenta con una presión positiva y negativa, generada por una bomba de vacío para altitudes superiores a 8000 pies, mientras que para altitudes inferiores se utiliza un compresor. La metodología empleada para este proyecto es teórico experimental, en que se recolecta información de los manuales técnicos de cada altímetro y la experiencia del personal operario del taller reparador. Con la integración de nuevas tecnologías, este proyecto desarrolla un software de automatización industrial capaz de implementar un control proporcional integral para la regulación automática de presión atmosférica en distintos puntos simulados de altitud. Esto elimina la necesidad de que el operario manipule manualmente las perillas de ajuste de presión, reemplazándolas por servomecanismos de control. Como resultado, se mejora la visualización de los procedimientos de calibración de altímetros, reduciendo la posibilidad de errores humanos durante esta labor extensa.

Abstract

The altimeter is a flight instrument responsible for providing information on the altitude at which the aircraft is flying. It plays a crucial role, especially in adverse weather conditions, when the pilot cannot visualize the outside environment, becoming an essential tool for navigation. The aeronautical authorities of each country require that this instrument be disassembled from the aircraft and calibrated annually in a specialized laboratory, after which a certificate of airworthiness is issued. To carry out the maintenance, adjustment and calibration of the altimeter, it is necessary to simulate the different atmospheric pressure changes in an altimetric chamber. This chamber has a positive and negative pressure, generated by a vacuum pump for altitudes above 8000 feet, while for lower altitudes a compressor is used. The methodology used for this project is theoretical experimental, in which information is collected from the technical manuals of each altimeter and the experience of the operating personnel of the repair shop. With the integration of new technologies, this project develops industrial automation software capable of implementing integral proportional control for the automatic regulation of atmospheric pressure at different simulated altitude points. This eliminates the need for the operator to manually manipulate the pressure adjustment knobs, replacing them with control servomechanisms. As a result, the visualization of altimeter calibration procedures is improved, reducing the possibility of human error during this extensive work.

Palabras clave: altímetro sensitivo, cámara altimétrica, control, LabVIEW.

Keywords: sensitive altimeter, altimetric camera, control, LabVIEW.

Introducción

Durante el vuelo, las aeronaves están sometidas a condiciones de extrema presión y clima, debido a los cambios de altitud que experimentan en las distintas fases de su operación. Estos parámetros afectan el funcionamiento de los diversos componentes de la aeronave, por lo que es fundamental controlarlos y medirlos constantemente por razones de seguridad (Raymer, 2018). La presión atmosférica, en particular, tiene un impacto directo sobre los altímetros, instrumentos cruciales para la seguridad de vuelo, ya que permiten a los pilotos conocer la altitud precisa en tiempo real (Smith, 2021).

El taller de instrumentos del Comando Aéreo de Mantenimiento (CAMAN) es el encargado de verificar el comportamiento del altímetro sensitivo durante las pruebas efectuadas en este lugar. Una de las pruebas fundamentales es la toma de lecturas altimétricas, que consiste en llevar el instrumento a su mínimo y máximo rango de operación y observar su respuesta a las diferentes variaciones de presión (Hambleton & Jones, 2019).

De este modo, se determina si el altímetro cumple con los parámetros establecidos en los manuales de mantenimiento de aeronaves (Federal Aviation Administration [FAA], 2020). Esta verificación es crucial para asegurar la precisión en la medición de altitud y garantizar la seguridad en vuelo.

La aviación es una de las industrias más reguladas debido a su complejidad y al estricto cumplimiento de normas y pruebas. Por esta razón, las investigaciones sobre cámaras altimétricas automatizadas son escasas, ya que los fabricantes de instrumentos sensitivos suelen restringir el acceso a la información técnica (Frawley, 2017). En caso de daño del equipo, los fabricantes requieren que este sea enviado directamente para su reparación, lo que limita las capacidades de mantenimiento local (Coffman & Carr, 2016).

Para garantizar que el altímetro ofrezca una indicación segura y confiable en todo momento, es necesario someterlo a una serie de pruebas, tales como histéresis, error de posición, hermeticidad, fricción, vibración, alumbrado y luminosidad, cada dos años en una cámara altimétrica dentro del taller de reparación (Harris, 2019). Estas pruebas requieren lecturas continuas por más de seis horas, que son realizadas por un operario, y posteriormente verificadas por un inspector especializado, quien emite un certificado que avala la aptitud del instrumento para el servicio (FAA, 2020).

Este proceso extenso incrementa los costos de horas hombre para la empresa, debido al tiempo prolongado dedicado a la calibración manual del instrumento (Reed, 2021).

Los objetivos de este proyecto son los siguientes:

- Analizar el comportamiento dinámico del altímetro ante los cambios de presión (Smith, 2021).
- Estudiar modelos matemáticos que expliquen el comportamiento del altímetro en la cámara altimétrica, analizando su funcionamiento (Hambleton & Jones, 2019).
- Diseñar un sistema de ajuste de presión para pruebas de altímetros aeronáuticos sensibles, utilizando un sensor barométrico, servomotores y acoples (Raymer, 2018).
- Diseñar una interfaz gráfica amigable para el usuario que facilite la operación de calibración (Frawley, 2017).
- Validar el sistema de control propuesto a través de simulación (Reed, 2021).

Este proyecto plantea el desarrollo de un prototipo para el ajuste automatizado de presión atmosférica en la cámara altimétrica del taller de instrumentos, utilizando LabVIEW y la ayuda de un computador, una fuente programable de DC, servos y mecanismos de control Proporcional Integral (Harris, 2019). De esta manera, se reducirán las largas jornadas de calibración de altímetros y se minimizará el error humano, mejorando tanto la eficiencia como la precisión del proceso (Coffman & Carr, 2016).

Metodología: procedimiento experimental

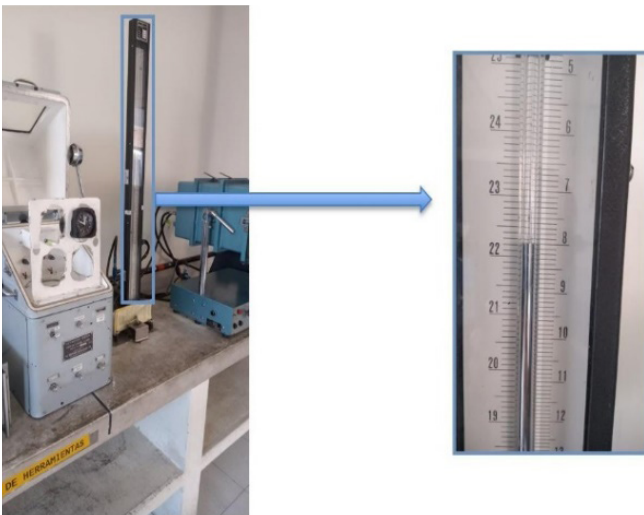
El ente regulador de la aviación en Colombia es la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil (Aerocivil), la cual emite los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC). En el capítulo cuatro, "Normas de aeronavegabilidad y operación de aeronaves", apéndice E, capítulo I, se especifica cómo deben realizarse las pruebas e inspecciones del sistema de altimetría (Aerocivil, 2024). Estos reglamentos establecen las pautas técnicas para garantizar que los instrumentos aeronáuticos, como el altímetro, funcionen correctamente, cumpliendo con los requisitos de seguridad.

Con base en lo expuesto anteriormente, se propone un método teórico-experimental para la calibración de altímetros, dado que la información técnica proporcionada por los fabricantes de altímetros sensibles es limitada (Smith, 2021). Para llevar a

cabo este método, es indispensable contar con la experiencia del personal del taller, lo que permitirá verificar la precisión de las pruebas realizadas al altímetro mediante una cámara altimétrica, un sensor de presión barométrica y acoples mecánicos (Harris, 2019). Estos componentes permitirán regular el flujo de aire de entrada del sistema y tomar lecturas en diferentes puntos de presión atmosférica simulada. La confiabilidad de dichas lecturas será evaluada para determinar si el altímetro cumple con los parámetros establecidos en el manual de mantenimiento (FAA, 2020).

La cámara altimétrica del taller de instrumentos del Comando Aéreo de Mantenimiento (CAMAN) es de operación manual. Se controla mediante dos válvulas de aguja, responsables de variar la presión positiva y negativa, lo que simula una presión atmosférica similar a la experimentada por el altímetro en condiciones normales de vuelo (Reed, 2021). Estas variaciones de presión se visualizan a través de una columna de mercurio, lo cual permite monitorear los cambios de presión simulada y asegurar la precisión del proceso de calibración (Coffman & Carr, 2016).

Figura 1
Cámara altimétrica



Las fuentes que suministran presión a esta cámara altimétrica son un compresor, que alimenta la red neumática para la presión positiva, y una bomba de vacío, que suministra la presión negativa. Ambos equipos deben estar en funcionamiento durante la calibración del altímetro, lo que genera un alto consumo de energía durante más de seis horas. Es fundamental reducir este consumo para optimizar el uso de recursos energéticos en las pruebas aeronáuticas (Barber, 2022).

Por otro lado, se requiere un prototipo que controle de forma segura y confiable tanto la presión positiva como la negativa mediante una interfaz gráfica amigable, en la que el operario pueda ajustar la presión atmosférica simulada. Para ello, se sugiere utilizar **LabVIEW** y servomotores: tecnologías que permitirán garantizar que las mediciones necesarias para la calibración de altímetros, exigidas por la autoridad aeronáutica, sean precisas y seguras (Johnson et al., 2021). Este enfoque no solo incrementará la precisión, sino que proporcionará mayor comodidad al operario, mejorando la ergonomía y facilitando la lectura de la escala en la columna de mercurio durante este tipo de pruebas (Carter & Wang, 2020).

Una de las preguntas clave que surgen en este contexto es: ¿es posible agilizar las pruebas de altímetros sensitivos de forma segura y precisa mediante un prototipo de cámara altimétrica automatizada? La automatización del proceso podría reducir significativamente el tiempo de prueba, eliminando la necesidad de intervención constante del operario y minimizando los errores humanos (Meier & Thompson, 2021).

El altímetro es uno de los instrumentos más importantes en una aeronave, ya que proporciona información crítica sobre la altura de vuelo, especialmente en condiciones atmosféricas adversas en las que la visibilidad es deficiente (Lee, 2020). Este instrumento actúa como “los ojos del piloto”, guiando la navegación en situaciones donde los elementos visuales externos no están disponibles. Por lo tanto, su calibración periódica es indispensable; sin esta, la aeronave no puede operar de manera segura (Wheeler, 2019).

Para realizar la calibración del altímetro, es necesario tomar lecturas en una cámara altimétrica y verificar si las pruebas cumplen con los estándares establecidos. Adicionalmente, se compara la información del altímetro con la de la columna de mercurio, que cuenta con una regla vertical de mínima resolución, lo que dificulta la lectura precisa por parte del operario. Este proceso se extiende durante más de ocho horas, lo que subraya la necesidad de mejorar tanto la eficiencia como la ergonomía del sistema (Chen & Zhou, 2022).

A. Presión atmosférica

Cada vez que se estudian los fenómenos atmosféricos que experimenta un cuerpo a diferentes altitudes, es necesario hacer referencia a Evangelista Torricelli (1608-1647), quien demostró la existencia

de una fuerza que ejerce el aire sobre la superficie terrestre, denominada “presión atmosférica” o “presión barométrica”. La fórmula de Torricelli se ha convertido en un pilar fundamental para comprender los cambios de presión en función de la altitud, lo cual es esencial en la calibración de instrumentos aeronáuticos como el altímetro (Torricelli, 1644/1961).

$$P_a = \rho \cdot g \cdot h$$

P_a : presión ejercida en un punto del fluido.

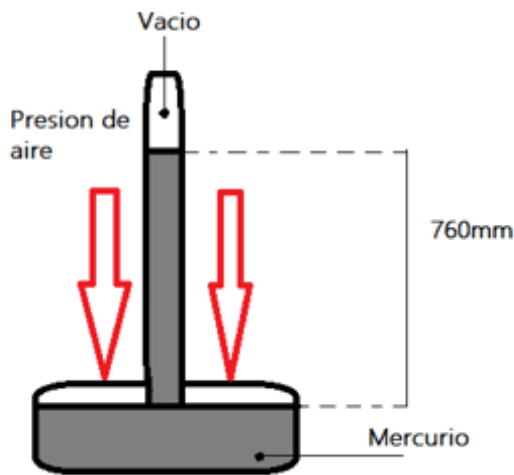
ρ : densidad del fluido.

g : aceleración de gravedad.

h : profundidad.

Figura 2

Principio Torricelli



B. Cámara altimétrica

Las cámaras de pruebas de simulación de altitud se utilizan en diversas industrias, incluyendo la automotriz, aeronáutica y aeroespacial. Estas cámaras, conocidas por su capacidad para simular condiciones atmosféricas extremas, son fundamentales para garantizar la fiabilidad y el rendimiento de los componentes sometidos a variaciones de presión, temperatura y humedad relativa (Smith, 2021). En términos sencillos, estas cámaras son cajas herméticas que permiten controlar y medir parámetros ambientales en un entorno controlado, replicando las condiciones que un componente enfrentaría a diferentes altitudes (James & Hart, 2019).

La cámara está controlada por una serie de instrumentos avanzados que regulan y monitorean con precisión la simulación de la presión atmosférica. Estos instrumentos permiten ajustar la presión interna de la cámara para recrear diversas altitudes, lo que resulta esencial en la validación de sistemas críticos en

industrias como la aeronáutica y la espacial (Zhang et al., 2020).

Además, el control preciso de la temperatura y la humedad relativa dentro de la cámara permite evaluar cómo afectan estos factores a la operación y durabilidad de los componentes probados (Blake & Thompson, 2020).

Este tipo de pruebas es esencial para los sistemas de aeronaves, ya que elementos como los altímetros y otros instrumentos sensibles deben someterse a condiciones que imitan las que se experimentan en vuelo a diferentes altitudes. Las cámaras de simulación de altitud no solo contribuyen a validar el rendimiento de estos dispositivos, sino que también mejoran la seguridad al prever cómo funcionarán en situaciones críticas (Lloyd & Johnson, 2021).

Figura 3

Cámara altimétrica



C. Neumática

La neumática es la ciencia que estudia las propiedades de los gases y su aplicación en sistemas de transmisión de potencia. Estos gases, particularmente el aire comprimido, se emplean como fuente principal de energía en una variedad de aplicaciones industriales y mecánicas, como frenos de vehículos, herramientas

portátiles y sistemas de apertura y cierre de puertas en trenes y autobuses (Wright & Thomas, 2021).

La neumática, como campo de estudio, explora cómo los gases pueden ser manipulados para generar movimiento y potencia en mecanismos complejos (Huston & Larson, 2018).

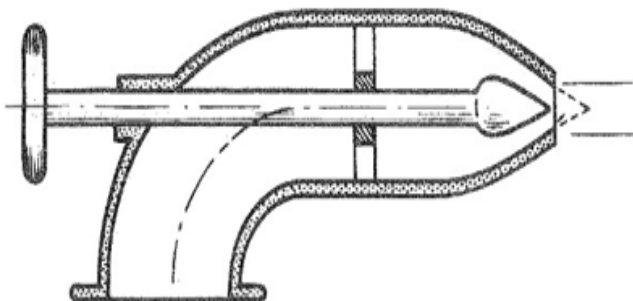
La expansión y compresión de los gases como fuente de energía es una tecnología antigua, pero sigue siendo altamente eficiente en muchas industrias. En el contexto de la neumática, este proceso permite que el aire comprimido realice funciones específicas al modificar su presión y temperatura, lo que facilita la operación de maquinaria y mecanismos (O'Brien, 2020). Este enfoque tiene la ventaja de ser una forma de energía limpia y abundante, ya que el aire es un recurso renovable y está disponible en cualquier lugar de la Tierra (Zhou & Li, 2022).

Otra ventaja significativa de la neumática es su seguridad operativa. A diferencia de otras fuentes de energía, como los combustibles fósiles, los gases utilizados en sistemas neumáticos no presentan riesgos explosivos, lo que reduce considerablemente el riesgo de accidentes durante su uso. Además, los sistemas neumáticos son menos propensos a fallos por sobrecarga, ya que estos generalmente no dañan los componentes del sistema (Greenfield, 2019).

D. Válvulas de aguja

Estos dispositivos son mecánicos y fáciles de manipular. Estas válvulas permiten regular o detener totalmente un fluido con poco torque, logrando cierres totalmente herméticos; además, cuenta con la ventaja de controlar presiones parciales o levemente por medio de un vástago que cumple la función de obturador. Las válvulas de aguja son empleadas en sistemas de alta presión, desde los 1000 psi hasta 70.000 psi.

Figura 4
Esquema válvula de aguja



E. Componentes de un circuito neumático

Los sistemas neumáticos se encargan de la transmisión de potencia por medio de un fluido compresible, para efectuar tareas determinadas, en las que convierte la energía neumática en mecánica. Todo circuito neumático debe tener como mínimo los siguientes elementos para su operación:

- El compresor. Como su nombre lo indica, es el encargado de comprimir el aire de la atmósfera hasta que alcanza la presión de funcionamiento del trabajo requerido.
- El acumulador. Es un depósito resistente donde se almacena el aire con grandes presiones para su posterior utilización en determinado trabajo.
- Las tuberías y los conductos. En estos se transporta el aire comprimido para que llegue a los distintos componentes del circuito.
- Los componentes de mando y control. Generalmente son válvulas de diferentes tipos que se encargan de controlar el funcionamiento del circuito neumático, acondicionando el paso del aire comprimido según los requerimientos del sistema.
- Los actuadores. Generalmente son cilindros y motores encargados de convertir el aire comprimido en un movimiento lineal de vaivén.

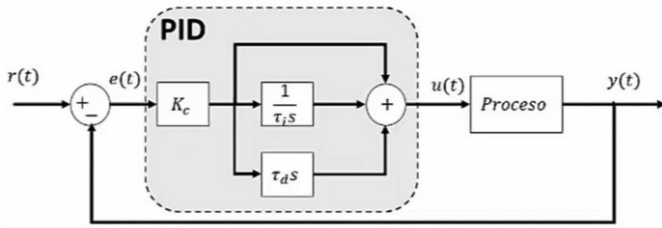
F. Sistemas de control

En la mayoría de los casos, los sistemas neumáticos trabajan con una presión de 100 psi y una pequeña cantidad con presiones superiores a los 3000 psi. Estos sistemas cuentan con un mecanismo de control neumático, integrado por uno o varios dispositivos mecánicos que utilizan el aire comprimido como medio de transmisión de señales y/o potencia para realizar una determinada tarea.

G. Control PID

Los controladores PID (proporcional, integral y derivativo) son mecanismos clave en la regulación de variables como velocidad, temperatura, flujo y presión, a través de un lazo de retroalimentación. Estos controladores ajustan la salida del sistema calculando la diferencia entre la variable real y la deseada, utilizando tres parámetros: el componente proporcional, que se basa en el error actual; el integral, que toma en cuenta los errores pasados; y el derivativo, que predice los errores futuros (Åström & Murray, 2018). La versatilidad de los controladores PID los hace esenciales en una amplia gama de aplicaciones industriales (Ogata, 2020).

Figura 5
Control PID



La ecuación clásica consta de tres parcelas: proporcional, integral y derivativa; estas se suman para ejercer la acción de control hacia el proceso.

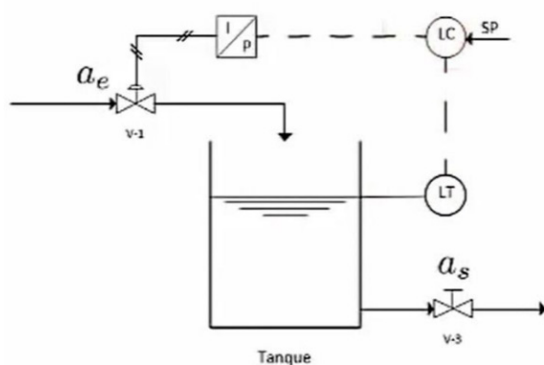
$$C(s) = k_c \left(1 + \frac{1}{\tau_i s} + \tau_d s \right)$$

H. Control proporcional

Es un mecanismo de control, el cual efectúa su acción por medio de un cálculo de retroalimentación, calculando el error entre un valor medio y el deseado, para, posterior a esto, efectuar la corrección de ajuste al proceso.

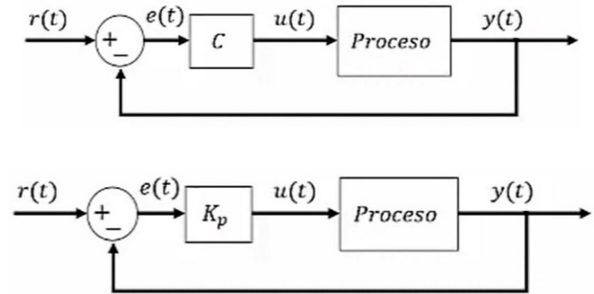
- La siguiente Figura muestra un tanque abierto donde se tiene:
- ae: válvula de entrada, con una abertura de 0 a 100%.
- os: válvula de salida manual con abertura fija.
- LT: sensor de nivel.
- LC: controlador proporcional. SP: Set Point.
- I/P: Convertidor corriente-presión.

Figura 6
Tanque de agua



El controlador (C), la salida y(t) es la señal que está brindando el sensor de nivel (LT), la referencia r(t), acción de control u(t) y la diferencia entre la entrada y la salida llamada error e(t).

Figura 7
Esquema de tanque con ganancia Kp



$$u(t) = K_p e(t)$$

$$u(t) = K_p (r(t) - y(t))$$

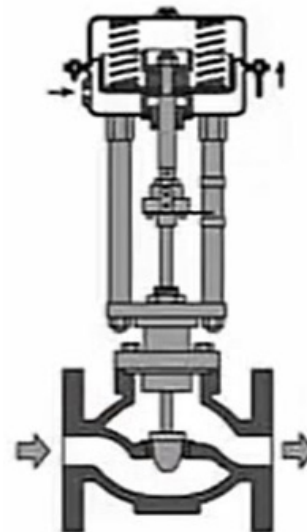
En términos de tanque, la válvula de entrada del tanque es:

$$a_e = K_p (H_r - H)$$

Dónde: Kp es una constante proporcional, Hr es la altura de referencia (set point) y H actual.

La función principal de la válvula proporcional es cerrar o abrir el paso dependiendo el error.

Figura 8
Válvula de control



I. Elementos de un lazo de control

Los elementos de un lazo de control se basan en la medición para cuantificar los datos recibidos del sistema y detectar posibles desviaciones. Esto permite identificar principalmente las diferencias entre la ejecución y planeación, y establecer medidas preventivas y correctivas para corregir errores. Se compone básicamente de:

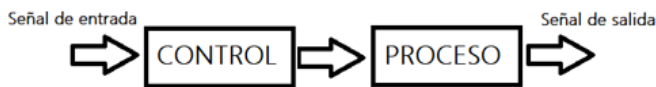
- Transductor (sensor/transmisor)
- Controlador
- Actuador.

J. Sistema de control lazo abierto

Los sistemas de control de lazo abierto son aquellos en los que no se cuenta con una realimentación, por lo tanto, la señal de salida no afecta el sistema del funcionamiento total. En la mayoría de los casos, estos sistemas llevan un dispositivo de control de tiempo, para poder regular las diferentes actividades a ejecutar. En pocas palabras, el sistema de control de lazo abierto no mide la salida ni la realimentación para compararla con la entrada.

Figura 9

Esquema de control lazo abierto

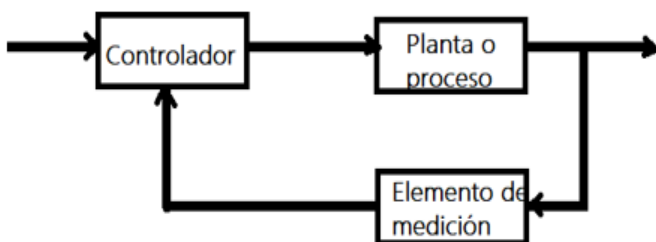


K. Sistemas de control lazo cerrado

El sistema de lazo cerrado cuenta con un controlador alimentado por una señal de error proveniente de la señal de salida; por esta razón, su acción está en función de esta. La señal de salida que se desea controlar es realimentada y comparada con la entrada y, de esta forma, generar una falla la cual es recibida por el controlador y este a su vez toma la acción sobre el proceso, con el propósito de disminuir fallas llevando al sistema al valor deseado.

Figura 10

Esquema de control lazo cerrado



L. LabVIEW

LabVIEW (Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench) es un software desarrollado por National Instruments, ampliamente utilizado en aplicaciones de prueba y control mediante el flujo de datos. Este programa ofrece una programación gráfica que facilita la visualización de cada aspecto de la aplicación, simulando instrumentos reales, lo que permite una integración eficiente del hardware durante la obtención de medidas (Travis & Kring, 2020).

LabVIEW se distingue por su capacidad para integrarse con hardware de diversos proveedores y su uso de lógica compleja a través de diagramas de bloques, ofreciendo también la posibilidad de desarrollar interfaces de usuario personalizadas para satisfacer necesidades específicas (Bishop, 2017).

El lenguaje de programación G que utiliza LabVIEW facilita el diseño simulado y embebido, permitiendo a los ingenieros crear instrumentos virtuales que simulen funciones de instrumentos reales (Johnson, 2021).

Resultados y discusión

Se requiere recolectar la información técnica de los diferentes altímetros sensibles para observar y efectuar una correcta toma de lecturas, con el fin de analizar el comportamiento de estos en la cámara altimétrica, la cual simula los cambios de presión atmosférica que experimenta las aeronaves en vuelo, por medio de dos válvulas de presión y otra de vacío ubicadas en la cámara altimétrica, manipuladas manualmente por el operario.

En los reglamentos aeronáuticos de Colombia — parte cuatro, apéndices E, capítulo I—, se encuentra los reglamentos para “Pruebas e inspección del sistema de altimetría”. En este ítem se informa detalladamente sobre los procesos de altimetría y lo que debe cumplir el laboratorio de calibración para brindar un certificado de aeronavegabilidad del instrumento.

Debido a que los altímetros sensibles son análogos, por lo general va a tener un desfase en la indicación del elemento vs patrón de medida: este desfase se origina por la fricción de las partes mecánicas internas del altímetro. Por esta razón, los reglamentos aeronáuticos de Colombia brindan cierta tolerancia en todos los puntos donde se efectúa la prueba de calibración.

Figura 11
Tolerancia altímetros

TABLA III		FRICCIÓN	
ALTITUD (Pies)			TOLERANCIAS (Pies)
1,000			+/- 70
2,000			70
3,000			70
5,000			70
10,000			80
15,000			90
20,000			100
25,000			120
30,000			140
35,000			160
40,000			180
50,000			250
ALTITUD (Metros)			TOLERANCIAS (Metros)
304,8			+/- 21,3
609,6			21,3
914,4			21,3
1,524,0			21,3
3,048,0			24,3
4,572,0			27,4
6,096,0			30,4
7,620,0			36,5
9,144,0			42,6
10,668,0			48,7
12,192,0			54,8
15,240,0			76,2

La Tabla 1 muestra las lecturas efectuadas a diez altímetros sensibles en sus diferentes altitudes, subiendo de cero pies hasta veinticuatro mil pies de altitud simulada, en el que se observa el comportamiento que experimenta su aneroide representado en la indicación del altímetro. Además, se logra observar lo siguiente:

- Histéresis
- Error de posición
- Hermeticidad
- Fricción
- Vibración

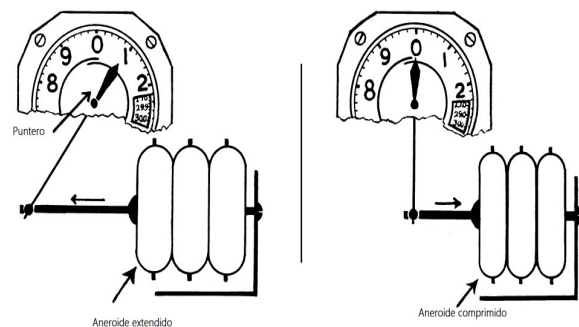
Tabla 1
Lectura altímetros sensitivos

	Subiendo	Bajando	Subiendo	Bajando	Subiendo	Bajando	Subiendo	Bajando	Subiendo	Bajando
0	-10	-10	+10	0	-20	-20	0	-30	0	20
500	-10	-10	+10	+10	-20	-20	10	-20	0	20
1000	-10	+10	+15	+10	-20	-20	10	-20	0	20
1500	+10	+10	+15	+15	-20	-20	10	-20	0	20
2000	+10	+10	+20	+20	-20	-20	20	-10	0	20
3000	+10	+10	+20	+20	-10	-10	20	-10	-10	20
4000	+10	+10	+20	+20	-10	-10	20	0	-10	10
5000	+10	+10	+10	+20	-10	10	20	0	-10	10
6000	0	+10	+10	+20	-10	10	10	0	-20	10
7000	-10	+10	0	0	-10	10	10	0	-20	10
8000	-10	+10	0	0	-10	10	10	0	-20	0
9000	-10	+10	-10	0	-10	10	0	0	-40	-20
10000	-20	+10	-10	0	-10	10	0	0	-60	-30
12000	-20	+20	-20	0	-10	10	10	20	-60	-30
14000	-10	+20	-30	-10	-10	10	20	20	-60	-40
16000	+10	+30	-40	-20	-10	20	30	40	-60	-40
18000	20	+50	-20	0	10	30	40	60	-80	-50
20000	40	+80	0	0	30	50	60	80	-100	-60
22000	50	+100	+20	+30	50	60	80	90	-120	-90
24000	80	+100	+50	+60	50	60	90	100	-120	-90

	Subiendo	Bajando	Subiendo	Bajando	Subiendo	Bajando	Subiendo	Bajando	Subiendo	Bajando
0	30	10	-10	0	-45	-40	0	0	10	0
500	30	20	0	0	-10	0	0	0	20	0
1000	30	20	0	0	-40	-25	0	0	20	0
1500	20	30	10	0	-15	0	0	10	20	0
2000	20	30	0	0	-30	-20	10	10	20	0
3000	30	30	0	0	-30	-10	10	10	20	0
4000	20	30	10	0	-20	-5	20	20	10	-10
5000	20	30	10	0	-15	5	20	30	10	-10
6000	0	20	10	-10	-10	10	20	20	10	-20
7000	0	0	0	-10	-10	10	20	30	0	-20
8000	-10	-10	10	0	-10	0	20	30	0	-20
9000	-20	-20	0	-10	0	0	20	30	-10	-30
10000	-40	-40	-10	-10	-15	0	30	30	-10	-30
12000	-60	-70	-30	-20	-10	-5	40	60	-20	-40
14000	-60	-60	-40	-40	-10	-5	60	70	-30	-50
16000	-30	-30	-50	-50	-20	-20	60	70	-50	-70
18000	-20	-20	-70	-50	-40	-40	60	70	-70	-80
20000	20	10	-80	-70	-50	-45	60	70	-80	-90
22000			-100	-80	-60	-60	60	70	-80	-100
24000			-100	-80	-75	-65	60	90	-80	-100

Se observa en los resultados obtenidos una variación en las lecturas: los elementos sensitivos análogos sufren deterioro en sus componentes mecánicos por causa de la operación de las aeronaves en condiciones atmosféricas adversas.

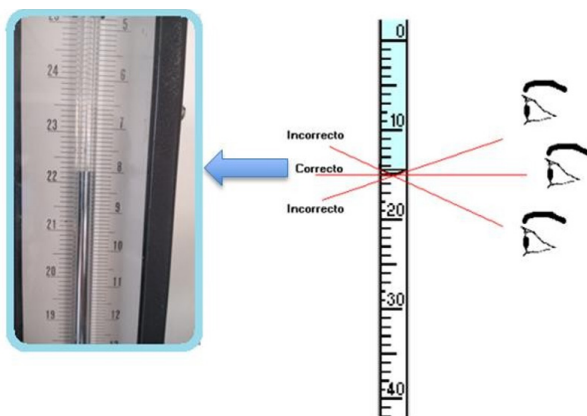
Figura 12
Comportamiento del altímetro según cambios de presión atmosférica



El anerode es el elemento sensor del altímetro, este se expande o se contrae dependiendo de los cambios de presión atmosférica, por lo que sufre esfuerzos cíclicos y que implica una fatiga del material, lo que causa la ruptura de este componente. Lo anterior se ve reflejado en la indicación errónea.

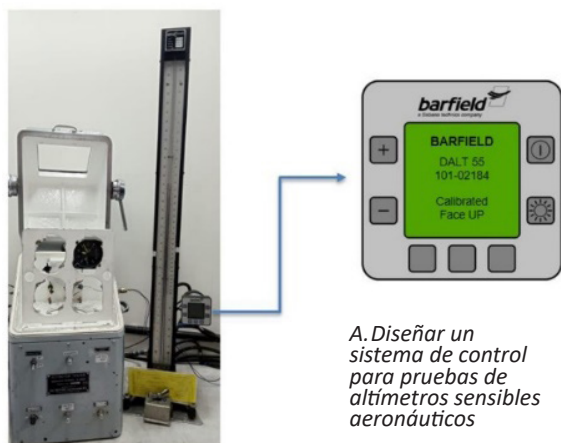
La toma de lecturas altimétricas se ve afectada por muchos errores, en su mayoría, por causa del operario, debido a las extensas horas que demora esta operación, aproximadamente seis horas diarias en la misma posición, lo que produce error de paralaje, afectando la calibración del instrumento.

Figura 13
Error de paralaje



Las lecturas fueron realizadas en la cámara altimétrica con la ayuda de Digital Altimeter Instrument DALT55; este es un instrumento de presión barométrica ubicado en la parte exterior de la cámara altimétrica.

Figura 14
Cámara altimétrica con DALT55



A. Diseñar un sistema de control para pruebas de altímetros sensibles aeronáuticos

El instrumento es alimentado por una manguera de presión de 9/16", ayudando a la visualización digital de la indicación de la columna de mercurio. El DALT55 fue adquirido por el taller de instrumentos para el proyecto, para detallar de una forma más amigable la presión ejercida por la cámara altimétrica, sirviendo como referencia de la columna de mercurio.

Para el diseño de control de regulación de aire de la cámara altimétrica, es necesario partir de sus componentes. De estos se recolecta la información del sistema eléctrico y neumático principalmente, verificando y analizando las variables de entrada y salida con equipos de medición calibrados. Es importante analizar el sistema regulador de presión mecánica de la cámara altimétrica, debido a que cuenta con una válvula de aguja para el funcionamiento; posterior a esto, se seleccionan los instrumentos necesarios para el sistema de control y su respectiva verificación. Para ello se diseñó:

- Software de Control Proporcional Integral en LabVIEW.
- Diseño del sistema de adquisición de datos de presión atmosférica.
- Acoples de control de perillas por medio de servos.
- Acondicionamiento de señales análogas y digitales.

M. Sensor de presión

Para poder obtener los datos de presión atmosférica, es necesario contar con un sensor barométrico que cumpla con las características de ambiente requeridos por un laboratorio de instrumentos, el cual brinde una información precisa y segura. Para dicha tarea, se eligió el MPX2200, debido a los costos que representa adquirir uno que cumpla con las especificaciones industriales.

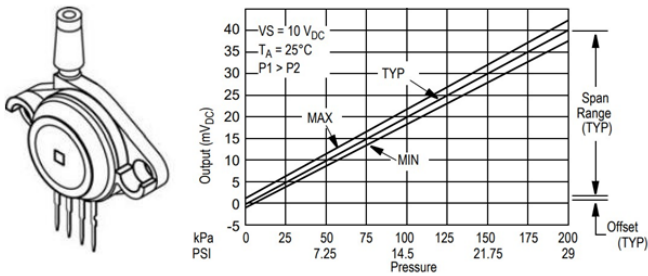
Este sensor requiere una ganancia debido a las perturbaciones no es estable, para ello se plantea el siguiente acondicionamiento.

$$V_{out} = V \left(\frac{R_f}{R_1} \right)$$

$$V_{out} = 5mV \left(\frac{100K\Omega}{1K\Omega} \right)$$

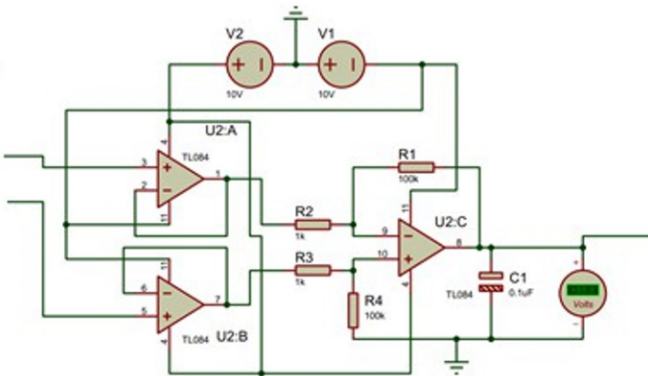
$$V_{out} = 1.5 \rightarrow \text{Valor sobre el terreno del Laboratorio}$$

Figura 15
Sensor de presión MPX2200



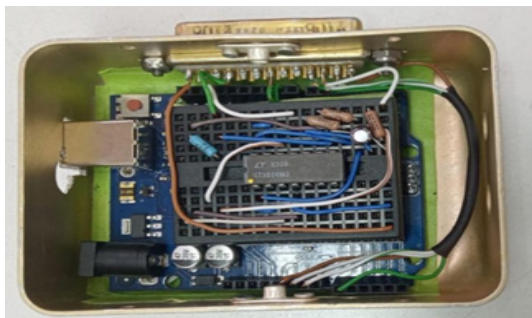
$$G = \frac{V_{out}}{V_{in}} = \frac{1.5 V}{0.015V} = 100$$

Figura 16
Circuito sensor de presión



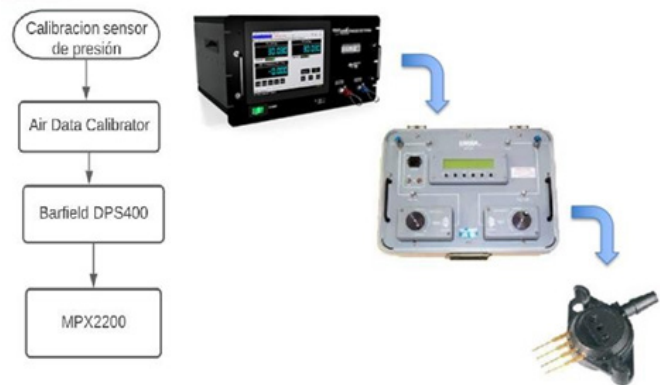
El circuito fue montado en una caja que cumple con los estándares de aviación, al igual que su conector y cable aeronáutico, que cumple especificaciones según el estándar de clasificación de diámetros American Wire Gauge (AWG). Además, fue necesario alimentar el circuito con 10 voltios bipolar para estabilizar el sistema y aterrizar la señal a la placa de Arduino Uno.

Figura 17
Acople sensor



Para efectuar todo tipo de procedimiento aeronáutico en el área de mantenimiento, es necesario que los instrumentos que intervengan en este proceso estén debidamente calibrados según la reglamentación aeronáutica de cada país. La calibración de este sensor se llevó a cabo con equipos de prueba aeronáuticos. La maleta Pitot-Estática es una herramienta encargada de efectuar pruebas a las aeronaves de este sistema. Gracias a esta, se estableció el patrón para una adecuada calibración del sensor de presión barométrica, con lo que se cumplió satisfactoriamente todos los parámetros requeridos.

Figura 18
Calibración del sensor



Una vez efectuada la calibración del sensor MPX2200, este registró una altura de 8000 pies con un voltaje de 1.5 voltios. Posteriormente, se realizó hacer una simulación de presión atmosférica a 0 pies, la cual arrojó un voltaje de 2.0 voltios.

N. Servo

Para el movimiento de la válvula de aguja, es necesario contar con un servo que se pueda manipular desde el software por medio de la tarjeta Arduino; este mecanismo tiene la función de abrir o cerrar el paso de aire proveniente del compresor, dependiendo de la programación. El S3102 es un servo de aire microanalógico, con las siguientes especificaciones ideales para el control de la válvula de aguja:

- VELOCIDAD:
0,25 seg/60° a 4,8 V
- TORQUE:
3,7 kgf/cm a 4,8 V
51,4 ozf/in a 4,8 V

- TAMAÑO:
28 mm x 13 mm x 29,7 mm
1,10 pulgadas x 0,51 pulgadas x 1,17 pulgadas
- VOLTAJE NOMINAL: CC 4.8v

Para el montaje del servo en la cámara altimétrica, fue necesario diseñar, por medio de sistemas CAD, un soporte que se ajuste a la válvula de perilla por medio de dos tornillos retenedores.

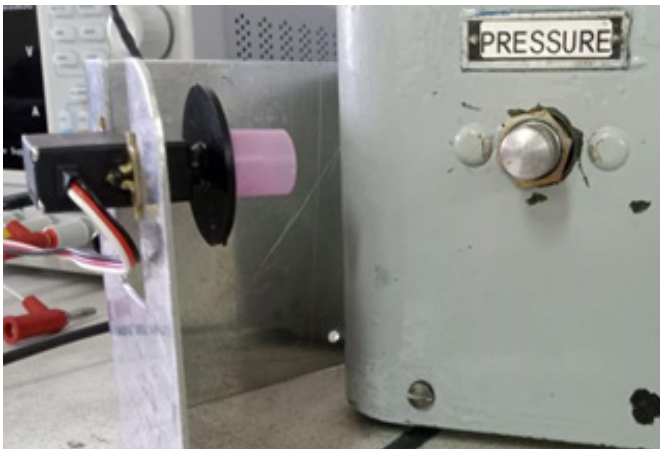
Figura 19
Diseño acople servo



Para este fin, se tomaron medidas de alineación con el eje de rotación, para evitar que los recorridos sean obstruidos por un mal posicionamiento al momento de entrar en marcha. Este mecanismo fue elegido debido a que la válvula de aguja es de ajuste fino, lo que impide que el altímetro en pruebas tenga ascensos o descensos rápidos con el fin de protegerlo por causa de una excesiva entrada de presión.

El sistema de ajuste del servo a la perilla fue acoplado a presión, por lo que fue necesario realizar el diseño y fabricación de la perilla en una máquina de impresión 3D.

Figura 20
Mecanismo regulador de presión

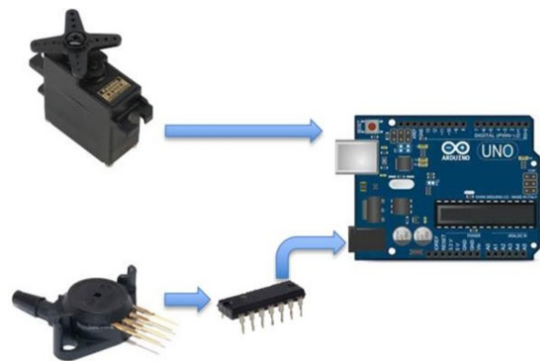


O. Diseño completo del Sistema

Para efectuar un correcto prototipo de simulación de presión de una cámara altimétrica, es necesario que cada componente seleccionado cumpla las características técnicas para lograr unir un solo conjunto, capaz de satisfacer las necesidades técnicas de este proyecto.

Arduino es una placa de hardware libre que se basa en una placa con un microcontrolador, lo que facilita la aplicación de la electrónica en proyectos multidisciplinarios, gracias a su bajo costo y compatibilidad con otros lenguajes de programación. En este caso, se decidió realizar el software de enlace con LabVIEW, dado que el Laboratorio de Instrumentos del CAMAN cuenta con la licencia, lo que permitió un ahorro significativo en el desarrollo del proyecto.

Figura 21
Diseño del Sistema



Para alimentar el circuito, fue necesario utilizar una fuente programable de dos canales de 32 voltios, 3.2 amperios de marca SIGLENT SPD3303C; se requiere así porque el circuito necesita ser conectado de forma bipolar para su alimentación y correcto funcionamiento, debido a la inestabilidad del sensor. Además, es indispensable conectar los polos de tierra del sistema de una forma adecuada.

Figura 22
Montaje del proyecto

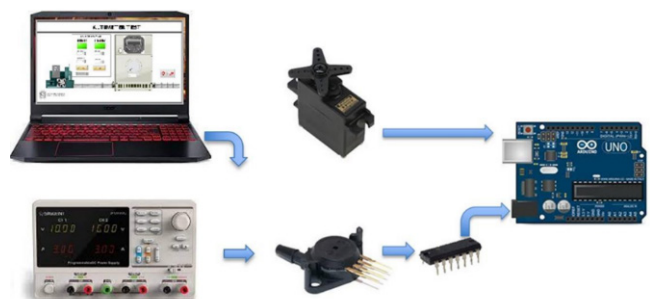
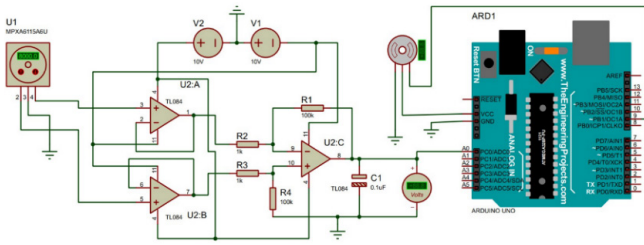


Figura 23
Diagrama eléctrico del proyecto



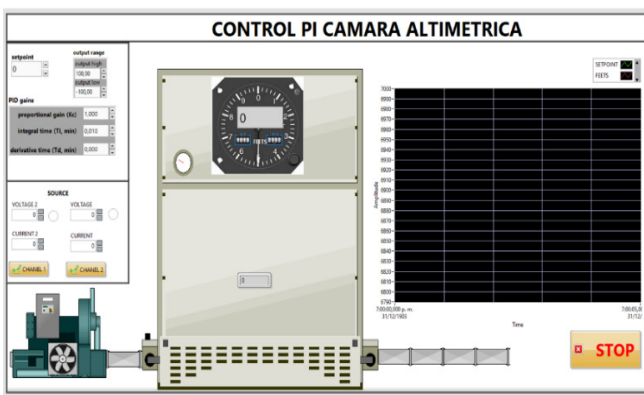
P. Diseño interfaz gráfica amigable con el usuario

La interfaz gráfica debe ser principalmente amigable con el usuario, con una fácil interpretación de su operación y, sobre todo, que cumpla con los requerimientos exigidos por la entidad reguladora aeronáutica. Además, debe poseer un diseño escalable para las próximas incorporaciones aeronáuticas.

Q. Panel Frontal

Se realizó una interfaz gráfica amigable con el usuario donde se pueda observar el comportamiento del sistema de una forma rápida y sencilla. Así, el operario ejecutará una serie de ajustes según los requerimientos exigidos por el manual de mantenimiento de cada altímetro sensible.

Figura 24
Panel frontal PI



A continuación, se describe cada componente de la interfaz gráfica y su función en el sistema; además, este reconocimiento permitirá comprender de una manera sencilla que está pasando con cada una de las variables. Todas las interacciones del sistema serán exportadas a Excel para la interpretación de datos una vez terminada la prueba.

Tabla 2
Descripción componentes software

CONTROL PI CAMARA ALTIMETRICA		
Altímetro		Este elemento permite visualizar la altura simulada que el sensor MPX2200 envía desde la cámara altimétrica en Feets.
Setpoint		Permite ajustar la altura donde se desea realizar el setpoint.
Válvula		Este control permite regular el paso de la válvula de control de 0 a 100 %.
PI		El control PI puede ser regulable para observar el comportamiento del sistema.
Fuente de voltaje		En este control se puede regular el voltaje y el amperaje a la fuente de voltaje SIGLENT SPD3303C.
Graficadora		Permite observar el comportamiento de setpoint y el comportamiento del sistema.
Parada		Este boton permite detener el sistema.

R. Validación sistema de control a través de la simulación

Es necesario realizar una validación del sistema mediante una simulación, comprobando los resultados propuestos en el modelo matemático de la cámara altimétrica para pruebas de altímetros sensitivos y cumpliendo con los requisitos establecidos para este proyecto.

Los datos de las pruebas obtenidas de la cámara altimétrica fueron adquiridos en Excel. Este programa cuenta con herramientas de análisis, las cuales son brindadas por el usuario según los requerimientos, permitiendo conocer de una forma sencilla los resultados por medio de un archivo plano.

Para poder realizar un correcto análisis de datos fue necesario contar con las variables que más influyen en el proceso:

- **Ángulo de abertura de la válvula $\Delta\mu$:** es importante conocer cuál es el ángulo, debido a que este elemento es el que regula la entrada de aire del sistema; esta información en grados la brinda el software.
- **Setpoint:** esta información es la altura de referencia de donde quiero que llegue el sistema y cuál será la abertura de la válvula dependiendo el valor deseado por el usuario.
- **Tiempo:** debido a que el sistema de presión atmosférica es lento, se necesita tener este registro en segundos para su posterior análisis.
- **Milibares:** es la variación que experimenta la cámara altimétrica con el paso del tiempo del Setpoint establecido.
- **Datos corregidos:** es la diferencia entre los datos de variación del sistema menos los milibares de inicio.
- **Laplace:**
Dónde: k : es la constante.
 $\Delta\mu$: es la variación del ángulo de apertura de la válvula.
 τ : $0.632(k \Delta\mu)$.
- **Cuadrado del error:** datos corregidos menos Laplace al cuadrado.

Tabla 3
Resultados prueba cámara altimétrica

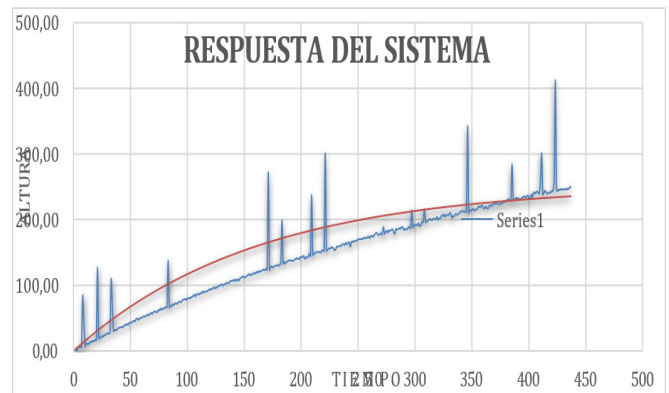
ANGULO $\Delta\mu$	SETPPOINT	Tiempo	MILIBARES	DATOS CORREGIDOS	LAPLACE	$Yt = k\Delta\mu(1 - e^{-\frac{\tau}{t}})$
180	0.00	1	759,26	2,05		1,577321391
180	0.00	2	758,58	1,37		3,130394276
180	0.00	3	758,35	1,14		4,680978688
180	0.00	4	762,00	4,79		6,221902169
180	0.00	5	762,91	5,70		7,753224912
180	0.00	6	764,28	7,07		9,275006734
180	0.00	7	763,59	6,38		10,78730708
180	0.00	8	843,13	85,92		12,29018503
180	0.00	9	802,33	45,12		13,78369928
180	0.00	10	766,57	9,36		15,26790817
180	0.00	11	769,10	11,89		16,74286969
180	0.00	12	768,18	10,97		18,20864145
180	0.00	13	768,64	11,43		19,6652807
180	0.00	14	769,33	12,12		21,11284434
180	0.00	15	771,86	14,65		22,55138893
180	0.00	16	771,40	14,19		23,98097065
180	0.00	17	773,25	16,04		25,40164536
180	0.00	18	772,79	15,58		26,81346853
180	0.00	19	774,40	17,19		28,21649532
180	0.00	20	775,10	17,89		29,61078055
180	0.00	21	884,82	127,61		30,99637867

ANGULO $\Delta\mu$	K	tau=	CUADRADO DEL ERROR	milibares inicio	TF	$F(s) = \frac{K}{s+1} \theta(s)$
180	1,4	tau 63% error	159,264	0,223503335	757,21	$\tau = \frac{1,4S}{160S+1}$
180	1,39	tau real	160	3,108011335		
180				12,53851974		
180				2,063685121		
180				4,219960357		
180				4,857353858		
180				19,38234233		
180				5420,835573		
180				981,6514683		
180				34,87922657		
180				23,56144233		
180				52,40898009		
180				67,83738449		
180				80,89620523		
180				62,38806652		
180				95,833383		
180				87,68524091		
180				126,2879733		
180				121,5084788		
180				137,4339272		
180				9333,959718		

ANGULO $\Delta\mu$	K	tau=	CUADRADO DEL ERROR	milibares inicio	TF	$F(s) = \frac{K}{s+1} \theta(s)$
180	1,4	tau 63% error	159,264	0,223503335	757,21	$\tau = \frac{1,4S}{160S+1}$
180	1,39	tau real	160	3,108011335		
180				12,53851974		
180				2,063685121		
180				4,219960357		
180				4,857353858		
180				19,38234233		
180				5420,835573		
180				981,6514683		
180				34,87922657		
180				23,56144233		
180				52,40898009		
180				67,83738449		
180				80,89620523		
180				62,38806652		
180				95,833383		
180				87,68524091		
180				126,2879733		
180				121,5084788		
180				137,4339272		
180				9333,959718		

Y la gráfica obtenida es la siguiente:

Figura 25
Respuesta del Sistema (Córdoba, 2022)



La línea de color rojo es el comportamiento teórico calculado que debería tener el sistema, y la línea azul son los errores obtenidos. Los picos observados son por causa del sensor, debido a que este no es aeronáutico y puede sufrir una variación.

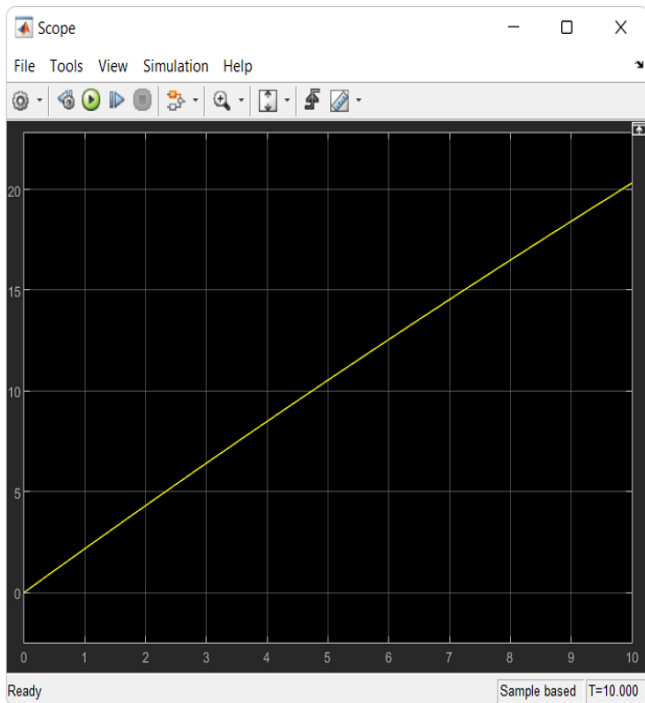
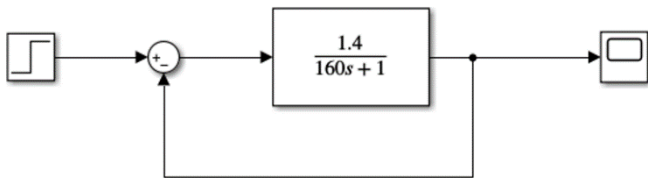
Con los datos obtenidos anteriormente, se puede estimar una función de transferencia teórica:

$$FT = \frac{1,4S}{160S+1}$$

Se puede observar, por medio de la simulación en Matlab, que el comportamiento del sistema es lineal, con la función obtenida de los datos de Excel. Esto ayuda a comprender que el sistema es estable si se quiere llevar a la implementación.

Figura 26

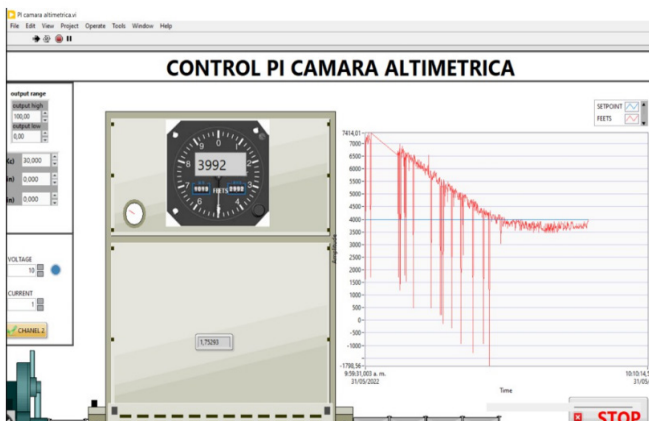
Respuesta del Sistema en Matlab (Córdoba, 2022)



Respuesta del sistema de control Proporcional Integral en el software diseñado por medio de LabVIEW, donde se observa el comportamiento del sensor en la gráfica de color rojo.

Figura 27

Respuesta del sistema real (Córdoba, 2022)



Conclusiones

En el presente estudio, se realizó un análisis dinámico de diez altímetros sensibles con el fin de evaluar su comportamiento ante cambios simulados de presión atmosférica. Este enfoque permitió no solo examinar la precisión de los instrumentos bajo condiciones controladas, sino también corregir el error de paralaje, lo que resultó en la obtención de datos altamente confiables y precisos.

Uno de los principales hallazgos fue la identificación de un modelo de control adecuado para el óptimo desempeño de las válvulas de control de presión dentro del sistema. Se determinó que el modelo Proporcional Integral Atmosférico ofrecía el mejor rendimiento, ya que permitía ajustar las variaciones de presión con precisión y estabilidad. Este modelo, como se muestra en la Figura 26, fue clave para mantener un control preciso sobre los cambios de presión simulada, contribuyendo así a la fiabilidad del proceso de calibración de los altímetros.

Adicionalmente, se integró un sensor de presión barométrica dentro de la cámara altimétrica, lo que permitió obtener señales análogas compatibles con el software LabVIEW. Esta integración facilitó el control automatizado del sistema, permitiendo que los servomotores, responsables del ajuste de las válvulas de presión, fueran operados a través de un control Proporcional Integral, garantizando un funcionamiento más eficiente y preciso. La capacidad de LabVIEW para gestionar y procesar estas señales, como se evidencia en la Figura 27, no solo optimizó el control de los servos, sino que también mejoró la precisión de las lecturas durante todo el proceso.

Uno de los beneficios más significativos de este sistema fue la considerable reducción del tiempo requerido para la calibración de los altímetros. El nuevo proceso, más rápido y sencillo, permitió realizar las calibraciones de manera más eficiente, lo que representa una ventaja importante en términos operativos. Además, la implementación del software LabVIEW eliminó por completo el error de paralaje, un problema común en los sistemas de medición manuales, lo que mejoró aún más la precisión y la confiabilidad de las pruebas realizadas.

Referencias

- Aerocivil. (2024). Reglamentos Aeronáuticos de Colombia (RAC): Normas de Aeronavegabilidad y Operación de Aeronaves. Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil.
- Åström, K. J., & Murray, R. M. (2018). *Feedback Systems: An Introduction for Scientists and Engineers*. Princeton University Press.
- Barber, P. (2022). *Energy Efficiency in Aeronautical Testing Facilities*. Springer.
- Blake, S., & Thompson, H. (2020). *Environmental Testing in Aerospace Engineering*. Wiley.
- Bishop, R.H. (2017). *Learning with LabVIEW 2017*. Pearson.
- Carter, D., & Wang, H. (2020). *Ergonomics in Aviation Maintenance*. Elsevier.
- Chen, Z., & Zhou, Y. (2022). *Advanced Calibration Techniques for Aeronautical Instruments*. CRC Press.
- Coffman, J. & Carr, T. (2016). *Advanced Maintenance Practices in Aeronautical Instrumentation*. McGraw-Hill Education.
- Federal Aviation Administration. (2020). *Instrumentation and Calibration Guidelines for Aviation*. FAA Publications.
- Frawley, J. (2017). *Aeronautical Engineering: Modern Techniques and Practices*. Springer.
- Greenfield, J. (2019). *Pneumatic Systems: Operation and Maintenance*. McGraw-Hill.
- Huston, J., & Larson, D. (2018). *Principles of Pneumatics in Engineering Applications*. Springer.
- Hambleton, S. & Jones, P. (2019). *The Role of Instrumentation in Flight Safety*. Academic Press.
- Harris, T. (2019). *Dynamic Calibration of Aeronautical Instruments*. Wiley.
- James, P., & Hart, D. (2019). *Altitude Simulation Chambers for Aerospace Applications*. Springer.
- Johnson, M., Davis, R., & O'Connor, T. (2021). *Automation in Aerospace: Implementing LabVIEW for Instrumentation Control*. Wiley.
- Johnson, G. (2021). *LabVIEW Graphical Programming* (5th ed.). McGraw-Hill.
- Lee, J. (2020). *Flight Instruments and Their Calibration: A Modern Approach*. Taylor & Francis.
- Lloyd, G., & Johnson, R. (2021). *Testing Aircraft Systems: The Role of Altitude Chambers*. Taylor & Francis.
- Meier, F., & Thompson, B. (2021). *Human Factors in Aviation Instrument Calibration*. Routledge.
- O'Brien, T. (2020). *Modern Pneumatic Systems and Their Applications in Industry*. Wiley.
- Ogata, K. (2020). *Modern Control Engineering* (6th ed.). Pearson.
- Raymer, D. (2018). *Aircraft Design: A Conceptual Approach* (6th ed.). American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Reed, L. (2021). *Automation in Aeronautical Maintenance: Trends and Future Developments*. Routledge.
- Smith, A. (2021). *Flight Dynamics and Instrumentation: Fundamentals and Applications*. Elsevier.
- Smith, M. (2021). *Automotive and Aerospace Testing: A Comprehensive Guide*. CRC Press.
- Travis, J., & Kring, J. (2020). *LabVIEW for Everyone: Graphical Programming Made Easy and Fun* (3rd ed.). Pearson.
- Torricelli, E. (1644/1961). *The Principles of Barometric Pressure*. Reprinted in *Classics of Science* (Vol. 1).
- Wright, P., & Thomas, R. (2021). *Industrial Pneumatics: The Science and Engineering of Air-Powered Systems*. CRC Press.
- Wheeler, R. (2019). *Critical Instruments in Aviation: The Role of the Altimeter*. McGraw-Hill.
- Zhang, W., Li, F., & Chen, Y. (2020). *Advanced Testing Technologies for High-Altitude Aerospace Systems*. Elsevier.
- Zhou, Y., & Li, Q. (2022). *Energy Efficiency in Pneumatic Systems*. Elsevier.

Análisis estructural y cálculo de presión en un motor cohete académico de propulsión sólida de clase I

Structural analysis and pressure calculation on a class I solid propulsion academic rocket Engine

Autores

Sebastián Valencia, MSc; TE. J. Pablo Contreras; Jaime Enrique Orduy, PhD(c); Iván F. Rodríguez, PhD(c); Cristian Arenas Zahir Rojas.

Resumen

Este estudio presenta un análisis estructural innovador de un motor cohete de propulsión sólida (SRM), diseñado específicamente para aplicaciones académicas en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana (ESUFA). Utilizando una mezcla de Nitrato de Potasio y Sucrosa (KNSU) como combustible, se desarrolló un modelo numérico que permitió predecir las tensiones y deformaciones en el *casing* fabricado con acero galvanizado y acero AISI 1020. La metodología incluyó la aplicación de la ecuación de Saint Robert y otros enfoques teóricos para estimar la presión interna y la tasa de combustión, lo que proporcionó una comprensión profunda del rendimiento del motor. Los resultados indican que el diseño del motor mantiene un factor de seguridad adecuado, garantizando la integridad del sistema durante su funcionamiento. Este análisis no solo optimiza el diseño del SRM, sino que también establece un marco metodológico sólido para futuros desarrollos en motores de propulsión sólida. Además, el estudio tiene un impacto significativo en la formación académica de los suboficiales: ofrece una herramienta práctica y educativa que mejora su comprensión de la ingeniería de cohetes y la propulsión en el contexto aeroespacial de la ESUFA.

Abstract

This study presents an innovative structural analysis of a solid rocket motor (SRM), designed specifically for academic applications at the School of Non-Commissioned Officers of the Colombian Air Force

(ESUFA). Using a mixture of Potassium Nitrate and Sucrose (KNSU) as fuel, a numerical model was developed that allowed to predict the tensions and deformations in the casing made of galvanized steel and AISI 1020 steel. The methodology included the application of the Saint Robert equation and other theoretical approaches to estimate internal pressure and combustion rate, which provided an in-depth understanding of engine performance. The results indicate that the design of the motor maintains an adequate safety factor, guaranteeing the integrity of the system during its operation. This analysis not only optimizes the design of the SRM, but also establishes a solid methodological framework for future developments in solid propulsion engines. In addition, the study has a significant impact on the academic training of non-commissioned officers: it offers a practical and educational tool that improves their understanding of rocket engineering and propulsion in the ESUFA aerospace context.

Palabras clave: análisis estructural, cohete, FAC, propulsión sólida, tobera.

Keywords: structural analysis, rocket, FAC, solid propulsion, nozzle.

Introducción

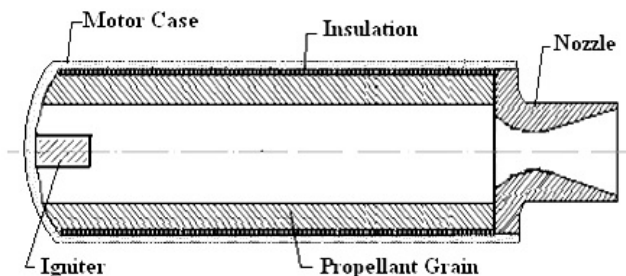
En el diseño de la cámara de combustión para motores cohete de propulsión sólida (SRM por sus siglas en inglés), es fundamental tener un conocimiento

adecuado de las características del propulsor, tales como la densidad, la tasa de quemado, la temperatura máxima esperada, la presión máxima esperada y el tiempo de combustión (Clergen, 1993). El empuje se desarrolla cuando la alta energía térmica de los gases de combustión se convierte en energía cinética en los gases de escape (Singh, 2013). 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 (Clergen, 1993; Singh, 2013).

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 impulsen las primeras etapas de un vehículo de lanzamiento. La misión de este cohete consiste en elevar una carga útil hasta una cierta 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 (Shmakov, Korobeinichev & Bol'shova, 2002).

Figura 1

Esquema de un SRM. Adaptado de Ceyhun Tola, 2016



A pesar de las ventajas operativas de los motores cohete de propulsión sólida, el diseño óptimo de la cámara de combustión sigue siendo un desafío, especialmente en aplicaciones académicas donde se busca un equilibrio entre rendimiento y seguridad. Por lo tanto, surge la pregunta: *¿Cómo puede optimizarse el diseño de un motor cohete de propulsión sólida*

con fines académicos para mejorar su rendimiento y seguridad? Este estudio busca abordar este problema proporcionando un análisis detallado de las tensiones estructurales y la presión interna de un SRM diseñado específicamente para la ESUFA.

Estudios previos han explorado diversas configuraciones de motores cohete de propulsión sólida, tanto en contextos técnicos como educativos. Sin embargo, existe una brecha en la literatura actual en cuanto a la aplicación de estos motores en entornos de formación académica, donde la complejidad del diseño debe ser balanceada con consideraciones de seguridad y costos. Este trabajo contribuye para proporcionar una metodología específica para el análisis estructural de un SRM académico, utilizando como combustible Nitrato de Potasio-Azúcar (KNSU) (Sutton y Biblarz, 2010).

El objetivo de este estudio es realizar un análisis estático detallado y calcular la presión interna en un SRM diseñado para fines académicos en la Escuela de Suboficiales FAC. Al comprender las tensiones internas y la presión en la cámara de combustión, se pretende optimizar el diseño del motor para mejorar su rendimiento y seguridad, contribuyendo al conocimiento práctico y teórico en la formación de suboficiales (Sutton & Biblarz, 2010).

Parámetros de Diseño del Motor Cohete Sólido

La selección de materiales para la construcción de la cámara de combustión en motores cohete de propulsión sólida es crítica, ya que deben resistir altas temperaturas, presiones y tensiones durante la operación. El acero galvanizado y el acero AISI 1020 fueron elegidos para este diseño debido a su combinación de resistencia, ductilidad y facilidad de manufactura. El acero AISI 1020, con un contenido moderado de carbono, ofrece una buena tenacidad y resistencia al impacto, lo que lo hace adecuado para aplicaciones en las que se esperan cargas dinámicas y térmicas. Además, su capacidad para ser endurecido mediante tratamientos térmicos lo convierte en una opción favorable para mejorar la durabilidad de la cámara de combustión (Battagin, et al., 2011).

Por otro lado, el acero galvanizado proporciona una capa de protección adicional contra la corrosión, que es esencial en entornos donde la exposición a agentes oxidantes y altas temperaturas es común. Estudios recientes han destacado la eficiencia de estos materiales en aplicaciones similares, señalando su balance entre costo, disponibilidad y propiedades mecánicas óptimas para la operación segura de motores cohete (Shevell, 1989).

Revisión de la Literatura en Diseño y Análisis de Motores de Propulsión Sólida

El diseño y análisis de motores cohete de propulsión sólida (SRM) ha sido objeto de numerosos estudios, particularmente en el ámbito académico, donde se busca equilibrar simplicidad, costo y efectividad en aplicaciones educativas y experimentales. G.P. Sutton (2006-2008), en “Rocket Propulsion Elements”, establece los principios fundamentales del diseño de motores cohete, enfatizando la importancia de una caracterización precisa del propelente y el diseño óptimo de la cámara de combustión. Sutton subraya que el rendimiento de un SRM depende de factores como la geometría del grano del propelente, la tasa de quemado y la presión de la cámara, aspectos críticos para el diseño y análisis estructural.

Figura 2
SRM académico de la Universidad de Catalunya.
Adaptado de Franch i Ruiz, 2019



Además, investigaciones recientes han explorado la aplicación de diferentes composiciones de propelentes en motores a escala reducida. Por ejemplo, Hill y Peterson (2008) destacan los efectos de la variación en la composición del propelente en la eficiencia de la combustión y la estabilidad del motor. Estos estudios proporcionan información valiosa sobre cómo optimizar la selección de materiales y la configuración del motor para maximizar el empuje y minimizar las tensiones estructurales. En el contexto académico, la incorporación de estos conocimientos es crucial para el diseño de SRM destinados a la formación y entrenamiento de futuros ingenieros aeroespaciales, proporcionando un enfoque práctico y seguro para el estudio de la propulsión sólida (Franch, 2019).

Este subcapítulo busca establecer un puente entre la teoría y la práctica, proporcionando una base teórica sólida para el diseño y análisis del motor cohete de

propulsión sólida en cuestión. Al revisar la literatura existente, se destacan las mejores prácticas y avances recientes en el campo, lo que permite contextualizar y justificar las decisiones de diseño tomadas en este estudio.

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 4. (Sutton, 2006-2008).

Figura 3
Diseño 3D de la tobera en Solidworks 2024

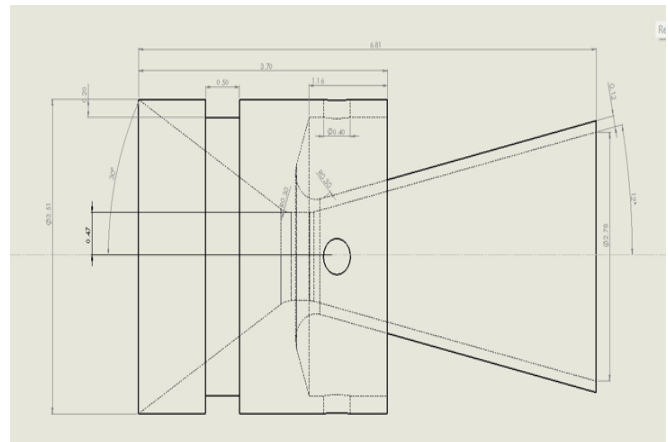


Tabla 1
Configuración geométrica del motor y casing

	Medida (mm)
Longitud del Casing	330
Diámetro interno del casing	35,1
Diámetro de la nar-ganta Nozzle	9,12
Diámetro de la entra-da Nozzle	35,1
Diámetro de salida Nozzle	27,8

Cálculos de Desempeño del Propelente y Presión Interna de la Cámara de Combustión

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

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

1. Nitrato de potasio (KNO_3): Es la sal oxidante en la mezcla.

Su fórmula química es KNO_3 .

Sacarosa (Sucrose, $\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$): Es el combustible en la mezcla. La sacarosa es un tipo de azúcar común y su fórmula química es: $\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$.

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 (Foltran et al., 2015).

Este propelente 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 (Foltran et al., 2015).

Figura 4

Imagen de un propelente hueco, adaptado de Foltran (2016).

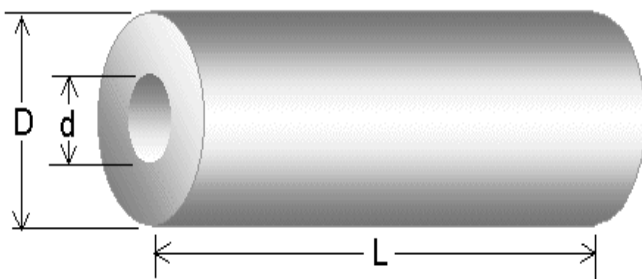


Tabla 2

Parámetros físicos del propelente KNSU incorporado en el SRM

	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 parámetro Knudsen (Kn) es fundamental para comprender el comportamiento del flujo de gases en un motor cohete de propulsión sólida. Se define como la relación entre la longitud libre media de las moléculas del gas y una dimensión característica del Sistema (Maia et al., 2018). Cuando el valor de Kn es bajo (generalmente $\text{Kn} < 0.01$), el flujo de gas puede ser tratado como un flujo continuo, similar al agua cuando fluye a través de una tubería. En este caso, las interacciones entre las moléculas de gas son frecuentes, y el flujo se comporta de acuerdo con las leyes de la dinámica de fluidos clásica. Por otro lado, cuando el valor de Kn es alto ($\text{Kn} > 1$), el flujo se encuentra en el régimen molecular, donde las colisiones entre moléculas son menos frecuentes y el comportamiento del gas se asemeja más al de partículas individuales moviéndose en el espacio (Maia et al., 2018).

Este parámetro es crítico para el diseño de la tobera y la cámara de combustión, ya que determina el régimen de flujo y, por lo tanto, influye en la eficiencia y el rendimiento del motor. En el contexto de este estudio, conocer y calcular el parámetro Kn permite ajustar el diseño para optimizar la expulsión de gases y el empuje generado, garantizando así un funcionamiento seguro y eficiente del motor cohete.

Por lo tanto, 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 (Maia et al., 2018).

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

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

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

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

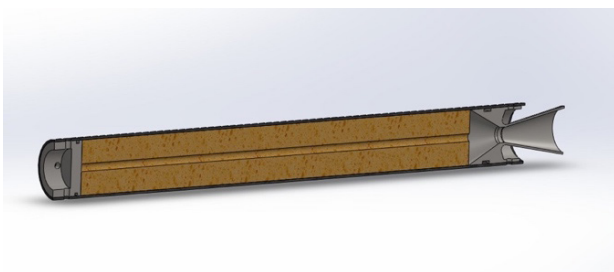
Para hallar su Kn, se juntan los resultados de las ecuaciones (1) y (2) en la siguiente ecuación:

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

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 5

Vista cortada a la mitad del SRM ensamblado con el propelente realizado en Solidworks 2024



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 (Nakka, 2018), el tiempo de quemado es de 1.167s.

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 (Shmakov et al., 2002). 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) (Shmakov et al., 2002).

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:

$$\frac{V(r) \frac{dP_0}{dt}}{R_g T_0} = A_b r (\delta_b - \delta_0) - c A_b P_0 \quad (4)$$

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, δ_b es la densidad del propulsor sólido, y δ_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 (Gómez et al., 2015; Kubota, 2007):

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

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

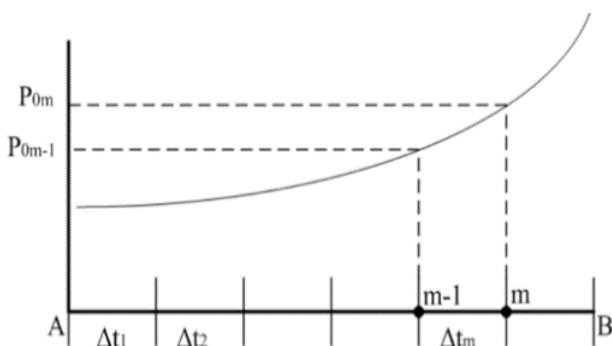
ρ_0 es insignificante; tanto la superficie de combustión A_b como el volumen de la cámara V_0 se mantienen constantes. Con estas consideraciones, la ecuación de balance se reescribe como:

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

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 (Gómez, 2015):

Gráfica 1

Aproximación numérica de la cámara de combustión



Nota. Gómez, S., Murcia, J., & Cerón-Muñoz, H. (2015). Finite difference method for modelling internal pressure in a solid rocket motor. *International Journal of Mechanical Engineering and Automation*, 2(8), 365-369.

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 (Lipanov, 2013). 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) (Lipanov, 2013):

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

Donde ρ es la densidad del propelente, A_b es el área de combustión del grano, y la tasa de combustión del propulsante, r , 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) (Foltran, et al., 2015).

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

La tasa a la cual los productos de combustión se acumulan progresivamente dentro de la cámara de combustión se expresa como (Ross, 1984; Shen, et al., 2017):

$$\frac{dM_s}{dt} = \frac{d}{dt} (\rho_0 - v_0) \quad (11)$$

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 $\frac{dU_0}{dt} = A_b r$. Esto conduce a (Ross, 1984):

$$\frac{dM_s}{dt} = \rho_0 A_b r + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} \quad (12)$$

donde ρ_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 $\frac{dU_0}{dt} = A_b r$. Esto lleva a:

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

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*.

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

Al sustituir ecuaciones (9) y (11) en (13), obtenemos (Shen, et al., 2017):

$$A_b \rho_b r = \rho_0 A_b r + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} \quad (15)$$

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

$$r = a \rho_0^n \quad (16)$$

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 (Nakka, 2018):

$$A_b \rho_b a P_0^n = A_0 \rho_0 a P_0^n + V_0 \frac{d\rho_0}{dt} + P_0 A^* \sqrt{\frac{K}{RT_0}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (17)$$

Utilizando la ley de los gases ideales, la derivada de la densidad en la ecuación anterior puede ser formulada como (Nakka, 2018):

$$\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{RT_0} \frac{dP_0}{dt} \quad (18)$$

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:

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

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 (Nakka, 2018):

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

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:

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

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

$$P_o = \frac{Kn P_p r c^*}{r} \quad (22)$$

Donde r representa la velocidad de combustión a la presión de la cámara P_o , 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:

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

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

$$C = \left[\frac{a \rho_p}{\sqrt{\frac{K}{RT_o} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \right]^{\frac{1}{(1-n)}} \quad (24)$$

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 (Nakka, 2018):

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

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.

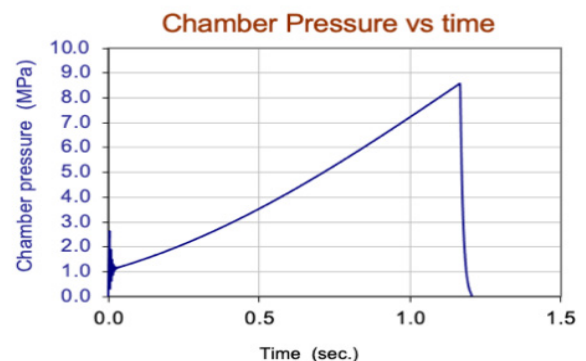
$$P_c = P_{bo} \exp\left(\frac{-RT_o A^*}{v_o c^*} t\right) \quad (26)$$

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 *KNSU burn rate*, se obtiene una presión de 8.60 MPa:

Gráfica 2

Presión en cámara de combustión vs tiempo de quemado de propelente



Nota. Esta gráfica muestra el cambio de presión con respecto al tiempo del *Burning*

Modelo Computacional

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 en un análisis numérico por elementos finitos.

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 $K(t)$ (Shen et al., 2017). 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
Pará de los materiales usados en el Casing y en Nozzle

	Módulo elástico	Radio de Poisso	Coficiente
C	2	0	12
N	2	0	11

Nota. Los parámetros de los materiales se obtuvieron de las siguientes fuentes:

- Colperfiles. (n.d.). Perfilería en acero galvanizado. Recuperado de <https://www.colperfiles.com/perfileria-en-acero-galvanizado>
- Unión Acero. (2012). Propiedades del acero estructural. Recuperado de <https://unionesacero.wordpress.com/2012/07/07/propiedades-del-acero-estructural>

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 SMR. Se asume que la temperatura del propulsor disminuye gradualmente desde la temperatura sin tensión hasta la temperatura interna de 1700°K como producto de la combustión del KNSU, como se describe en el aparte sobre *cálculo de presión*. 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) (Song, et al., 2018).

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 (Liu y Ba, 2024; Deng, et al., 2018). La simulación se realizó por medio del software ANSYS R2023 Académico.

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 (Zhang y Xing, 2012):

$$\epsilon_v \leq \frac{\epsilon_{vm}}{n} \quad (28)$$

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 (Liu y Ba, 2024):

$$\epsilon_v = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\epsilon_x - \epsilon_y)^2 + (\epsilon_y - \epsilon_z)^2 + (\epsilon_z - \epsilon_x)^2 + \frac{3}{2}(\epsilon_{xy}^2 + \epsilon_{xz}^2 + \epsilon_{yz}^2)} \quad (29)$$

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

$$\epsilon_y = \epsilon_z = -\nu\epsilon_x, \epsilon_x = \epsilon_m, \epsilon_{xy} = \epsilon_{yz} = \epsilon_{xz} = 0, \text{ lo cual,}$$

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

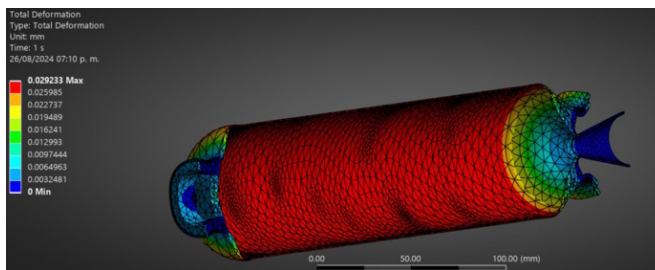
Donde ϵ_m representa la elongación máxima del propulsor. En este artículo, se usa el criterio de deformación Von Mises para evaluar la integridad estructural ya que facilita la obtención de ϵ_m y ϵ_v (Liu y Ba, 2024; Deng et al., 2018). La simulación se realizó por

medio del software ANSYS R2023 Académico.

Resultado y Discusión

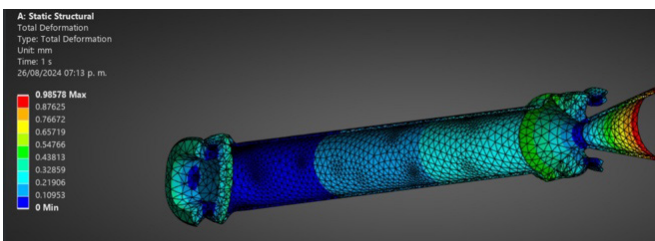
Cuando el motor se enciende, experimenta temperaturas extremadamente altas, lo que genera cargas térmicas y de presión significativas. En el análisis realizado, se introdujo inicialmente una carga térmica de 1700°K. Esta condición provocó una deformación de Von Mises del 0,00886 %, que se localizó en la intersección entre la sección de transición y la sección tubular, como se ilustra en la Figura 6.

Figura 6
Deformación máxima del casing a 8.60MPa realizado en Ansys



Al combinar esta carga térmica con una presión de 8,60 MPa, la deformación máxima de Von Mises aumentó a 0,2987 %. La ubicación de la deformación máxima se mantuvo en la misma área crítica, como se muestra 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 (Deng et al., 2018).

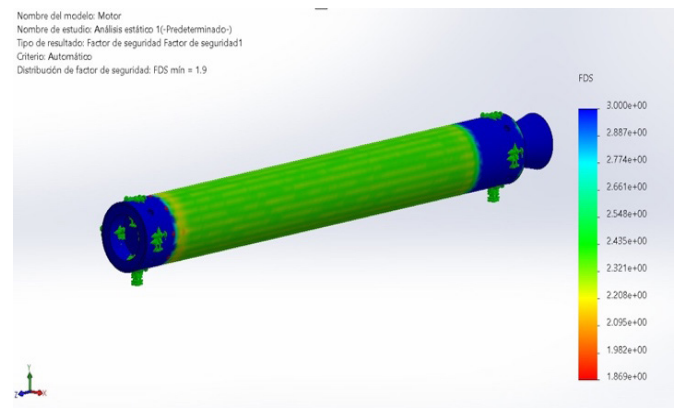
Figura 7
Deformación máxima del casing sometido a 8.60Mpa y a 1700°K realizado en Ansys



La relación entre la elongación del propulsor y la tasa de deformación a 1700°K revela que la capacidad de elongación del material disminuye conforme aumenta la tasa de deformación (Deng et al., 2018). Esta observación es crucial, ya que indica que el material se vuelve menos

flexible a medida que la tasa de deformación aumenta, lo que puede afectar la durabilidad y el rendimiento del motor en condiciones extremas. El factor de seguridad calculado, basado en la deformación permisible y la tasa de deformación ajustada por temperatura, es de 1,9. Este valor asegura que el motor mantiene su integridad estructural bajo las condiciones evaluadas, como se representa en la Figura 8.

Figura 8
Factor de seguridad realizado en Ansys



Discusión de los Resultados

Estos resultados muestran que, a pesar de las altas cargas térmicas y de presión, la deformación máxima del motor se mantiene dentro de límites aceptables. La deformación máxima observada es significativamente menor que los límites permisibles, y el factor de seguridad de 1,9 indica un margen adecuado de seguridad para el diseño. Esto sugiere que el motor es capaz de soportar las condiciones extremas sin comprometer su integridad estructural.

Comparación con Estudios Previos

Para situar estos resultados en el contexto de investigaciones anteriores, se puede comparar con estudios similares en motores de propulsión sólida. Por ejemplo, investigaciones de Nakka (2018) y Franch (2019) han demostrado que motores con condiciones térmicas similares presentan deformaciones que, en general, son menores a las observadas en este estudio, gracias a la implementación de materiales avanzados y técnicas de diseño optimizadas. Estas comparaciones validan la eficacia del diseño actual y subrayan la robustez del motor bajo condiciones de operación severas. Además, las diferencias en los factores de seguridad y las deformaciones pueden proporcionar información valiosa para futuras mejoras en el diseño y la selección de materiales.

Conclusiones

Para analizar la integridad estructural de un motor de cohete de propulsión sólida (SRM), se desarrolló un modelo tridimensional de elementos finitos que permitió evaluar el comportamiento del motor bajo condiciones de carga térmica y de presión. Este análisis se centró en el grano del SRM compuesto de Nitrato de Potasio-Sucrosa (KNSU). Las conclusiones clave son las siguientes:

- **Deformación y factor de seguridad:** cuando el motor se expone a una carga térmica de 1700°K y una presión de 8,60 MPa, la deformación máxima de Von Mises alcanza el 0,2987 %, localizada en la unión entre la sección de transición y la sección estrellada. Este resultado cumple con el requisito de integridad estructural, dado que el factor de seguridad calculado es de 1,9. Esto indica que el motor está diseñado para operar de manera óptima y segura bajo las condiciones evaluadas.
- **Presión y tiempo de quemado:** el cálculo de presión y tiempo de quemado muestra que el motor puede alcanzar una presión de hasta 8,60 MPa en 120 ms. Este desempeño demuestra la eficacia del diseño para simular el proceso de encendido y operación de un motor de propulsión sólida, confirmando que el motor responde de manera efectiva a las condiciones esperadas durante el encendido.

Recomendaciones y Aplicaciones Prácticas

Las conclusiones del estudio tienen varias implicaciones prácticas significativas. Primero, la información sobre la deformación y el factor de seguridad puede utilizarse para validar y mejorar el diseño de motores similares, garantizando su integridad estructural en aplicaciones reales. Se recomienda que futuros desarrollos de motores de propulsión sólida se centren en mejorar la precisión de los modelos numéricos y en explorar materiales alternativos que puedan ofrecer mayores márgenes de seguridad y rendimiento.

Limitaciones del Estudio y Propuestas para Investigaciones Futuras

Este estudio tiene ciertas limitaciones, como la dependencia de un modelo numérico que puede no capturar todas las variaciones en condiciones reales. Además, el análisis se centró únicamente en un tipo de combustible (KNSU) y un conjunto específico de condiciones operativas. Se sugiere que futuras investigaciones incluyan pruebas experimentales adicionales para validar los resultados numéricos y exploren otros tipos de combustibles y configuraciones

de diseño. También sería beneficioso desarrollar modelos que incorporen variaciones en la temperatura y la presión a lo largo del tiempo para una comprensión más completa del comportamiento del motor en diferentes condiciones operativas.

Las conclusiones están alineadas con el objetivo general del estudio, que es evaluar la integridad estructural del SRM bajo condiciones extremas. Los resultados proporcionan una base sólida para la optimización del diseño y validan la capacidad del motor para operar de manera segura y efectiva, lo que cumple con el objetivo de mejorar la comprensión y el rendimiento de los motores de propulsión sólida en aplicaciones académicas y prácticas.

Referencias

- Battagin, E. C., do Nascimento Monteiro, F., Bakkenist, H., Garcia, V. H. V., Ribeiro, M. V. F., Cerón-Muñoz, H. D., & Greco Júnior, P. C. (2011). 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.
- Chen, R. X. (1991). *Design and research of solid rocket motor*. Aerospace Publishing House.
- Clergen, J. B. (1993). *Solid rocket motor conceptual design – The development of a design optimization expert system with a hypertext user interface (AIAA 93-2318)*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Colperfiles. (s.f.). *Perfilería en acero galvanizado*. Recuperado de <https://www.colperfiles.com/perfileria-en-acero-galvanizado/>
- Deng, K. Q., Zhang, L., & Pang, A. M. (2018). Analysis on structural integrity of free loading solid propellant grains under ignition loading at low temperature. *Journal of Solid Rocket Technology*, 41(4), 428-434.
- Foltran, A. C., Moro, D. F., Pereira da Silva, N. D., & Marchi, C. H. (2015). Burning rate measurement of KNSu propellant obtained by mechanical press. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 7(2), 193-199. <https://doi.org/10.5028/jatm.v7i2.431>
- Franch i Ruiz, S. (2019). *Study, implementation and test of a solid propellant rocket motor (M.S. thesis)*. Màster Universitari en Enginyeria Aeronàutica,

Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa (ESEIAAT), Universitat Politècnica de Catalunya.

- Gómez, S., Murcia, J., & Cerón-Muñoz, H. (2015). Finite difference method for modelling internal pressure in a solid rocket motor. *International Journal of Mechanical Engineering and Automation*, 2(8), 365-369.
- Hill, P., & Peterson, C. (2008). *Mechanics and thermodynamics of propulsion (2nd ed.)*. Addison Wesley.
- Kubota, N. (2007). *Propellants and explosives (2nd ed.)*. Wiley-VCH.
- Lipanov, A. M. (2013). Solid-propellant burning rate as a function of pressure. *Fiz. Goreniya Vzryva*, 49(3), 34-38 [Combust., Expl., Shock Waves, 49(3), 283-287].
- Liu, F., & Ba, S. (2024). Structural response analysis of a solid rocket motor charge under temperature and internal pressure loads. *Journal of Physics: Conference Series*, 2764, 012021.
- Liu, Z. B., & Zhou, Y. Q. (2015). Simulation experiment technology for low temperature ignition adaptability of solid rocket motor. *Journal of Solid Rocket Technology*, 38(2), 203-207.
- Liu, Z. B., Zhou, Y. Q., & Zhang, B. (2015). Structural integrity analysis on grains of solid rocket motor at low temperature ignition. *Journal of Solid Rocket Technology*, 38(3), 351-354.
- Maia, B. T., Tavares, R., Balajee, S., & Cappel, J. (2018). Comparison of the various cavity depth or jet penetration index formulae for blowing in a BOF with bottom stirring. In *49° Seminário de Aciaria, Fundação e Metalurgia de Não-Ferrosos*. DOI: 10.5151/1982-9345-31133
- Nakka, R. (1984). *Solid propellant rocket motor design and testing*. University of Manitoba.
- Nakka, R. (2018). *KNSB propellant*. Recuperado de <https://www.nakka-rocketry.net/sorb.html>
- ResearchGate. (s.f.). *Main parts of a solid rocket motor*. Recuperado de https://www.researchgate.net/figure/Main-Parts-of-a-Solid-Rocket-Motor-1_fig1_305632527
- Riveros Enciso, F. A., & Rodríguez Herrera, L. A. (2010). *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.
- Ross, S. L. (1984). *Differential equations (3rd ed.)*. John Wiley & Sons.
- Shen, Z. B., Jiang, R. W., & Zhi, S. J. (2017). Effects of umbrella slot on the structural integrity of solid rocket motor grain with large aspect ratio. *Journal of National University of Defense Technology*, 39(1), 148-152.
- Shevell, R. S. (1989). *Fundamentals of flight*. Prentice Hall.
- Shmakov, A. G., Korobeinichev, O. P., & Bol'shova, T. A. (2002). Combustion, explosion, and shock waves, 38(3), 284. <https://doi.org/10.1023/A:1015697618376>
- Singh, S. (2013). Solid rocket motor for experimental sounding rockets. *Advances in Aerospace Science and Applications*, 3, 1992.
- Song, S. X., Shi, H. B., & Liu, Z. B. (2018). Structural analysis of solid rocket motor grain at ignition transient under low temperature. *Journal of Solid Rocket Technology*, 41(3), 278-283.
- Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2010). *Rocket propulsion elements (8th ed.)*. John Wiley & Sons.
- Sutton, G.P. (2006-2008). Central Steel & Wire Company. *Catalog (p. 246)*.
- Tang, G. J., Shen, Z. B., & Song, X. C. (2011). Design and application of cold pressurization testing system for solid rocket motor. *Journal of Solid Rocket Technology*, 34(4), 423-425.
- Unión Acero. (2012). *Propiedades del acero estructural*. Recuperado de <https://unionesacero.wordpress.com/2012/07/07/propiedades-del-acero-estructural/>
- Valdivieso Merino, D., Rojas Nova, M. A., & Correa Rivera, A. F. (2017). *Diseño y validación de los cálculos de un motor cohete R-Candy E65*. Research Report, Universidad Industrial de Santander.
- Zhang, L., & Xing, G. Q. (2012). The analysis for grain structural integrity of a certain solid rocket motor. *Aero Weaponry*, 2, 29-32.

Memorias de aprendizaje para el desarrollo de una placa de potencia para el sistema eléctrico del dron Dagger de la Escuela de Suboficiales Fuerza Aérea Colombiana

Learning reports for the development of a power board for the electrical system of the Dagger drone of the Colombian Air Force NCO School

Autores

A1 Cárdenas Delgado, Brainer; Al. Duque Hincapié, Oscar Didier.

Coautores

TJ Rengifo, Andrey, y Melo, Catalina PhD.

Resumen

El Centro Tecnológico de Innovación Aeronáutica presenta las memorias de aprendizaje de implementación de una placa de potencia en el sistema eléctrico del proyecto “Diseño y fabricación de un Unmanned Aerial System (UAS), para la seguridad perimetral de las Unidades Militares Aéreas (UMAS). Fase 1: Plataforma de desarrollo Dagger”, cuyo objetivo es implementar un dron con capacidad de navegación autónoma. La placa de potencia permite una mejor distribución de la energía proveniente de la batería y reduce el peso total al no requerir cableado adicional, lo que aumenta la autonomía de vuelo. El diseño de la Placa de Circuito Impreso (PCB) se basa en los Requisitos Funciones (FR) del dron Dagger. En este caso específico, se consideró como parámetro de Diseño (DP) la minimización de componentes de montaje Superficial (SMD), permitiendo la optimización en la reducción del peso total del dron, con el propósito de maximizar la autonomía de vuelo.

Abstract

The Technological Center for Aeronautical Innovation presents the learning reports on the implementation of a power board in the electrical system of the project

“Design and manufacture of an Unmanned Aerial System (UAS), for the perimeter security of Air Military Units (UMAS). Phase 1: Dagger development platform”, which aims to implement a drone with autonomous navigation capability. The power board allows a better distribution of the energy coming from the battery and reduces the total weight by not requiring additional wiring, which increases the flight range. The design of the Printed Circuit Board (PCB) is based on the Function Requirements (FR) of the Dagger drone. In this specific case, the minimization of Surface Mounting Devices (SMD) was considered as a Design parameter (DP), allowing optimization in the reduction of the total weight of the drone, in order to maximize flight autonomy.

Palabras clave: Dron, PCB, UAV

Keywords: Drone, PCB, UAV

Introducción

Los vehículos aéreos no tripulados (VANT), o drones, actualmente se encuentran en un periodo de crecimiento tecnológico acelerado, convirtiéndose en una herramienta primordial para el desarrollo de diversas actividades en la sociedad, desde aplicaciones militares, civiles y comerciales, gracias a su precisión y autonomía (Sullivan, 2020). Estos dispositivos han revolucionado las operaciones de vigilancia y entrega

comercial hasta actividades de monitoreo ambiental (Brown y Smith, 2018). Con base en el trabajo reportado de Ocón (s.f.) sobre drones de carrera y los resultados obtenidos con una placa central que reduce el peso total del dron, el desarrollo de una placa de potencia para el sistema eléctrico del dron Dagger proyecta resultados muy prometedores.

La Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea (ESUFA) junto con el Centro Tecnológico de Innovación Aeronáutica (CETIA) ha estado a la vanguardia en el desarrollo de estas tecnologías, con la creación de una placa de potencia para el sistema eléctrico del dron Dagger. Este vehículo aéreo no tripulados (VANT) de última generación está diseñado específicamente para misiones de vigilancia y reconocimiento, donde la reducción del peso y confiabilidad del sistema eléctrico son cruciales para el éxito de la misión (ESUFA, s.f.).

El dron Dagger se distingue por su avanzado sistema de vuelo autónomo, capacidades de carga útil y, en particular, su sofisticado sistema eléctrico (Peng y Zhou, 2019). Este sistema es responsable de suministrar energía de manera eficiente y confiable a los motores, sensores, cámaras y otros componentes críticos del dron.

La placa de potencia, ubicada en el corazón de este complejo sistema, actúa como regulador y distribuidor de la energía eléctrica, asegurando que cada componente reciba la cantidad adecuada de energía (Kim y Park, 2020). El diseño de la placa de potencia del dron Dagger se basa en rigurosos requisitos de rendimiento. Estos requisitos incluyen la gestión de altas demandas de energía, la protección contra fluctuaciones eléctricas y la optimización del peso y el tamaño para un VANT de envergadura media (Liu y Zhang, 2020). La eficiencia energética es particularmente importante, ya que permite maximizar el tiempo de vuelo y la capacidad operativa del dron (Williams, 2019).

Además, la confiabilidad del sistema eléctrico es esencial para garantizar el éxito de las misiones, especialmente en entornos desafiantes y situaciones críticas. La placa de potencia debe ser capaz de operar de manera continua y sin fallos, incluso bajo condiciones adversas (García y Martínez, 2021). El desarrollo de esta placa de potencia también implica desafíos técnicos significativos. Uno de los principales retos es la integración de múltiples subsistemas eléctricos en un espacio limitado, sin comprometer el rendimiento ni la confiabilidad del dron (Hernández et. al., 2018). La miniaturización de los componentes

y la gestión térmica son factores cruciales que deben considerarse en el diseño (Lee y Kim, 2020).

Así pues, en este artículo, se presenta el proceso de diseño e implementación de una placa de circuito impreso para optimizar el espacio y peso global en el dron Dagger en la ESUFA. Este desarrollo sienta las bases y posibles contribuciones a futuras mejoras en el rendimiento y capacidades de los VANT, impulsando aún más su adopción en una amplia gama de aplicaciones estratégicas, tal como lo definen Hernández y López (2018) frente a la mejora en los últimos 25 años de los VANT.

Metodología: procedimiento experimental

El desarrollo de la placa de potencia involucra las siguientes etapas:

Análisis de requerimientos: en esta etapa inicial, se tiene en cuenta los requerimientos energéticos del dron Dagger, considerando factores críticos como los niveles de voltaje, corriente y potencia demandados por cada subsistema, incluyendo motores, sensores, cámaras y sistemas de control. Esto permite definir las especificaciones técnicas precisas que debe cumplir la placa de potencia.

Selección de componentes: en esta etapa crucial, se seleccionaron cuidadosamente los componentes electrónicos que conforman la placa de potencia. Se evaluaron los criterios fundamentales como la eficiencia energética, la confiabilidad a largo plazo, el tamaño compacto y el peso reducido, con el objetivo de maximizar el rendimiento y optimizar el diseño para su integración en el dron. Los componentes seleccionados fueron:

Los reguladores de voltaje: encargados de mantener un voltaje constante para los distintos subsistemas del dron.

Tabla 1
Regulador de voltaje

Material	Especificaciones
Reguladores de Voltaje	Rango de entrada: 4.5V a 30V
	Rango de salida: 3.3V, 5V, 12V (según el modelo)
	Corriente máxima de salida: 1A a 10A

Los condensadores de alta capacidad: utilizados para almacenar y liberar energía rápidamente, estabilizando el suministro eléctrico.

Tabla 2
Condensador de alta capacidad

Material	Especificaciones
Condensadores de alta capacidad	Capacidad: 10 μ F a varios Faradios (ej. 10F para pulso)
	Voltaje nominal: 6.3V a 63V o más

Los transistores de potencia: actúan como interruptores para controlar la corriente que fluye a través de los diferentes componentes.

Tabla 3
Transistor de potencia

Material	Especificaciones
Transistores de potencia	Clasificación de voltaje: 30V a 1000V
	Clasificación de corriente: 1A a 100A o más
	Tipo: BJT, MOSFET, IGBT

Los diodos Schottky: utilizados por su baja caída de tensión directa y rápida recuperación, ideales para aplicaciones de alta frecuencia y eficiencia.

Tabla 4
Diodos Schottky

Material	Especificaciones
Diodos Schottky	Tensión inversa máxima (V _R): 20V a 100V
	Corriente directa máxima (I _F): 1A a 150A
	Voltaje de caída directa (V _f): 0.2V a 0.4V

Los microcontroladores de baja potencia: gestionan la distribución de energía y la comunicación entre los subsistemas.

Tabla 5
Microcontroladores de baja potencia

Material	Especificaciones
Microcontroladores de baja potencia	Consumo de corriente: 1 μ A a 10mA (bajo consumo)
	Voltaje de operación: 1.8V a 5.5V
	Frecuencia de operación: 8MHz a 48MHz

Los filtros EMI: ayudan a reducir las interferencias electromagnéticas, asegurando un funcionamiento estable del sistema eléctrico.

Tabla 6
Filtros EMI

Material	Especificaciones
Filtros EMI	Frecuencia de corte: kHz a varios MHz
	Tipo: Pasivo (RC, LC) o activo
	Atenuación: 20 dB a 60 dB en ciertas bandas

Los fusibles y protecciones térmicas: proveen protección contra sobrecargas y cortocircuitos, evitando daños a los componentes.

Tabla 7
Fusibles y protecciones térmicas

Material	Especificaciones
Fusibles y protecciones térmicas	Clasificación de corriente de fusibles: 0.5A a 30A
	Temperatura de activación: 70°C, 85°C, 125°C

Los convertidores DC-DC: transforman niveles de voltaje para diferentes componentes, mejorando la eficiencia del sistema.

Tabla 8
Convertidores DC-DC

Material	Especificaciones
Convertidores DC-DC	Tipo: Buck, Boost, Buck-Boost
	Rango de entrada: 3V a 60V
	Rango de salida: Adaptable (ej. 1.2V a 15V)
	Eficiencia: 80% a 95%

Los circuitos integrados de supervisión de energía: monitorean y gestionan el uso de energía, asegurando una distribución eficiente y segura.

Tabla 9
Circuitos Integrados de Supervisión de Energía

Material	Especificaciones
Circuitos integrados de supervisión de energía	Rango de voltaje: 2.5V a 5.5V
	Funciones: monitoreo de voltaje, corriente, temperatura y carga de la batería

Los PCB de alta calidad: el sustrato en el que se montan los componentes debe ser de alta calidad para soportar las demandas térmicas y eléctricas del dron.

Tabla 10
Circuitos integrados de supervisión de energía

Material	Especificaciones
PCB de alta calidad	Espesor: 1.0 mm a 2.0 mm o más
	Material: FR-4, Rogers para alta frecuencia
	Clase de flama: UL94-V0 o mejor
	Densidad de cobre: 1 oz/ft ² a 2 oz/ft ²

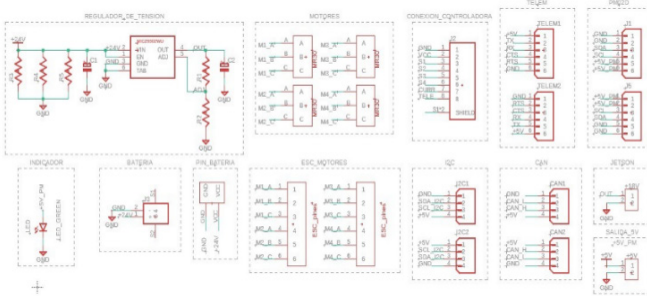
Se utilizó el software CAD para el diseño del PCB.

Una vez se diseña la PCB, se realiza una prueba para evaluar su rendimiento en la que se registraron los valores de tiempo de vuelo, potencia, voltaje y corriente vs velocidad del viento.

Resultado y Discusión

El diseño del esquema de la placa determinó la topología óptima, definiendo los circuitos de regulación de voltaje, distribución de corriente y protección contra sobrecargas, cortocircuitos y fluctuaciones eléctricas.

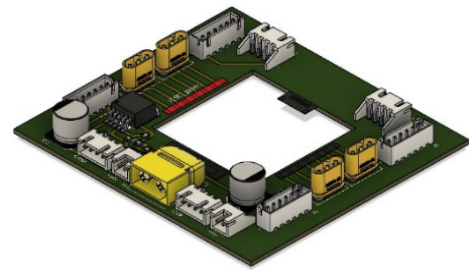
Figura 1
Diseño esquemático placa de potencia



En la Figura 1 se muestra el diseño esquemático de la placa diseñada con ayuda de la herramienta de Software SmartDraw, donde se puede determinar el regulador de tensión, conexión controladora, Telem, PMQ2D, indicador y batería.

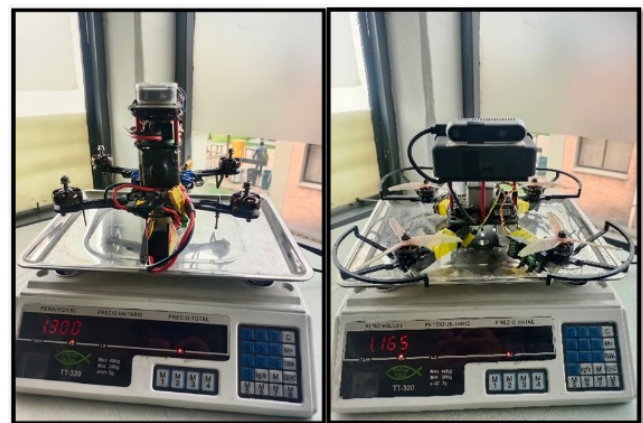
El diseño de la placa de potencia es robusto, siendo capaz de operar de manera estable y continua incluso en escenarios de estrés térmico, vibraciones intensas y fluctuaciones eléctricas extremas, contribuyendo así al enfoque y objetivos del proyecto de investigación DAGGER.

Figura 2
Esquemático 3D



En la Figura 2 se puede evidenciar la vista 3D de la placa diseñada en donde se puede observar los conectores seleccionados, condensadores, la distribución de los elementos y algunas pistas superficiales del sistema. Otro logro notable es el diseño compacto y liviano de la placa, gracias a la cuidadosa selección de componentes y la optimización del *layout* del circuito impreso como se observa en la Figura 2 de la Placa Distribuidora de Potencia (PDB). El peso aproximado fue de 280 g y las dimensiones oscilan en 12 x 8 cm y el peso total del dron fue de 1,165 gramos.

Figura 3
Pesaje dron Dagger antes y después de la PCB



En la Figura 3 se puede evidenciar una reducción de peso del dron después de la instalación de la PCB, con un valor total de reducción de 135 g, lo cual representa una mejora en vuelo. En la figura también se observan sus componentes más relevantes: la cámara, el tipo de motor, la controladora de vuelo, la batería, la minicomputadora y el estado de procesamiento.

Las evaluaciones en condiciones reales de vuelo demostraron el desempeño de la placa de potencia en las pruebas de vuelo. La placa suministra energía de forma ininterrumpida y precisa a todos los subsistemas

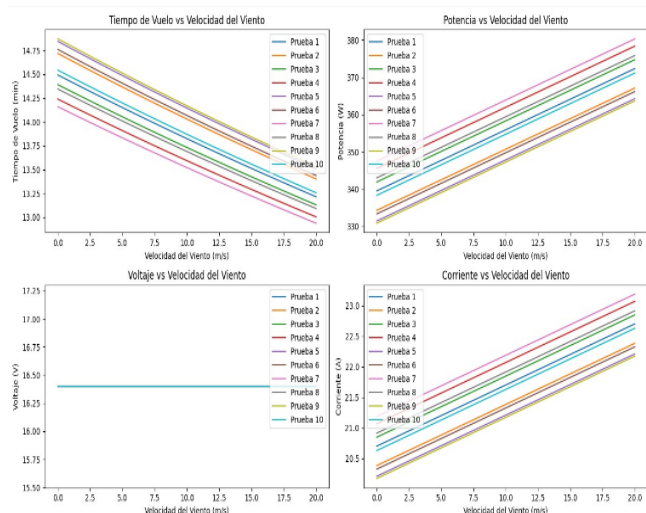
críticos del dron, incluyendo motores, cámaras de alta resolución, sensores de navegación, minicomputadora y sistemas de comunicaciones. En la Tabla 11, se presentan los resultados obtenidos para cada una de las 10 pruebas de vuelo realizadas, y se muestran los valores obtenidos para el tiempo de vuelo (min), la potencia (W), el voltaje (V) y la velocidad del viento. A partir de los datos es posible determinar que el tiempo de vuelo promedio de las pruebas se mantuvo en 14,59 min.

Tabla 11
Pruebas de vuelo

Pruebas	Tiempo De Vuelo (min)	Potencia (W)	Voltaje (V)	Velocidad Del Viento (m/s)
1	14.50	340-370	37.5	1.0 -20.0
2	14.75	334-364	37.5	1.0 -20.0
3	14.40	342-373	37.5	1.0 -20.0
4	14.25	347-377	37.5	1.0 -20.0
5	15.00	332-360	37.5	1.0 -20.0
6	14.85	334-364	37.5	1.0 -20.0
7	14.15	348-380	37.5	1.0 -20.0
8	14.30	343-373	37.5	1.0 -20.0
9	15.10	330-360	37.5	1.0 -20.0
10	14.60	348-368	37.5	1.0 -20.0

Finalmente, en la Figura 4 se muestran las gráficas obtenidas de acuerdo con los parámetros medidos durante las pruebas realizadas. Es posible identificar que el tiempo de vuelo del dron se ve reducido por la velocidad del viento, mostrando un comportamiento inversamente proporcional. En cuanto a la relación entre la potencia y la corriente vs la velocidad del viento, se muestra una relación directamente proporcional entre las variables medidas. En cuanto al comportamiento del voltaje medido de la batería vs velocidad del viento, su valor se mantiene constante durante todas las pruebas.

Figura 4
Gráfica de control



En la Figura 4, se puede evidenciar como la prueba 9, color amarillo, es la que presenta mayor tiempo de vuelo. Para esta misma prueba, en la gráfica de potencia y corriente vs velocidad del viento, el dron presenta los valores más bajos en potencia y corriente inicial, debido a que el dron no tiene que realizar un mayor desgaste de su batería. Por eso, su duración en tiempo de vuelo es mayor en contraste con la prueba 7, siendo esta la de mayor potencia y corriente inicial del dron, pero menor tiempo de vuelo, ya que presenta un mayor desgaste de batería.

Conclusiones

El desarrollo de la placa de potencia para el sistema eléctrico del dron Dagger representa un avance significativo al disminuir el cableado en los VANT. Por tal motivo, no solo demuestra la capacidad de innovación en el campo de la tecnología de los drones, sino que también establece un precedente para futuros desarrollos en sistemas de energía para vehículos aéreos no tripulados (VANT).

Se logró una reducción del 10,38 % del peso del dron Dagger respecto a su versión anterior. Esta reducción de peso se debe a factores como disminución del cableado y componentes electrónicos, mejor distribución del cableado y diseño más compacto.

Esta optimización en peso se traduce en una mayor autonomía de vuelo para el dron, al minimizar el cableado y componentes innecesarios. Con esto se podrá realizar misiones más duraderas sin necesidad de recargas frecuentes, lo que es vital en operaciones de vigilancia y reconocimiento donde la duración de vuelo y distancia recorrida son claves.

Aunado a lo anteriormente expuesto, la miniaturización y la optimización del diseño de la placa de potencia permiten una integración perfecta con el dron, manteniendo el equilibrio entre peso y funcionalidad. Esto es particularmente importante en aplicaciones militares y de seguridad, donde cada gramo cuenta para la maniobrabilidad y la capacidad de carga útil del dron.

El éxito de este proyecto no solo pone de relieve la capacidad técnica e innovadora del CETIA, sino que también abre la puerta a nuevas investigaciones y desarrollos en el ámbito de los sistemas de energía para drones. La implementación de soluciones tecnológicas avanzadas, como la placa de potencia del dron Dagger, establece las bases para mejoras continuas en la eficiencia y el rendimiento de los VANT, promoviendo su adopción en una amplia variedad de aplicaciones estratégicas.

Referencias

- Blaupunkt. (s.f.). Dagger. [En línea]. Disponible en: https://blaupunkt.com/c_la/producto/dron-dagger
- Brown, J. y Smith. (2018). Power management systems in UAVs. *Journal of Aerospace Engineering*.
- Chen, Y., Liu, W. y Zhang, Q. (2020). Energy efficiency optimization in UAV systems. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*.
- ESUFA. (s.f.). Innovaciones en tecnología de vehículos aéreos no tripulados.
- García, M. y Martínez, R. (2021). Development of power distribution boards for UAVs. *International Journal of Electrical and Electronics Research*.
- Hernández, L., López, J. y Ramírez, T. (2018). Reliability assessment of UAV power systems. *Journal of Aviation Technology and Engineering*.
- Johnson, D., Kim, S. y Park, J. (2020). Autonomous flight systems for modern drones. *Aerospace Science and Technology*.
- Lee, C. y Kim, Y. (2020). UAV power supply systems: Current status and future trends. *IEEE Access*, 8, 22074-22083.
- Li, H., Peng, C. y Zhou, Y. (2019). Design and analysis of UAV power systems. *Journal of Power Sources*.
- Ocón, R. (s.f.) Drones de carrera. [En línea]. Disponible en: <https://www.dronguru.es/drones-de-carrera/>
- Sullivan, T. (2020). The rise of UAV technology in modern applications. *Technology Review*.
- Williams, B. (2019). Challenges in UAV power system design. *Journal of Energy Engineering*.

Evaluación de riesgos en la seguridad de la red Wi-Fi en los espacios académicos de la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana

Risk assessment in the security of the Wi-Fi network in the academic spaces of the School of Non-Commissioned Officers of the Colombian Air Force

Autor

A1. Nicole Yessenia Castro Crespo

Coautores

OD15 Iván Gustavo Peña Rincón, OD13 Víctor Manuel Castañeda Trujillo

Resumen

La protección de las redes inalámbricas Wi-Fi es crucial para la confidencialidad de los datos y las comunicaciones institucionales, previniendo su exposición a amenazas cibernéticas. Este estudio se centra en evaluar los riesgos de la red Wi-Fi en los espacios académicos de la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana para diagnosticar su estado actual y proponer mejoras en su seguridad. Los objetivos principales incluyen diagnosticar la seguridad de la red, identificar y analizar riesgos y vulnerabilidades, y proponer estrategias para fortalecerla. Para realizar esta evaluación, se llevaron a cabo pruebas de penetración utilizando Kali Linux, una distribución basada en Debian, especialmente diseñada para pruebas de seguridad y auditoría informática. Estas pruebas se efectuaron en una red emulada de la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana, con el apoyo de la Dirección Cibernética Aérea y Espacial (DICAÉ). Además, se empleó una matriz DOFA para identificar riesgos y oportunidades de mejora. Los resultados destacaron la capacidad de cifrar la red Wi-Fi, revelando importantes vulnerabilidades. Se identificaron amenazas y debilidades, así como oportunidades de mejora, tales como la configuración de reglas de acceso, restricciones de páginas web y la monitorización constante de la red para detectar actividades sospechosas. En conclusión, la red Wi-Fi de la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana presenta vulnerabilidades que

podrían ser explotadas por amenazas cibernéticas. Para mitigar estos riesgos, se recomienda implementar un sistema de monitoreo de tráfico, establecer un sistema de autenticación de dos factores (2FA) y aplicar configuraciones de seguridad adicionales. Estas medidas contribuirán significativamente a mejorar la seguridad de la red y proteger la información confidencial de la institución.

Abstract

The protection of Wi-Fi wireless networks is crucial for the confidentiality of data and institutional communications, preventing their exposure to cyber threats. This study focuses on evaluating the risks of the Wi-Fi network in the academic spaces of the School of NCOs of the Colombian Air Force to diagnose its current state and propose improvements in its security. The main objectives include diagnosing network security, identifying and analyzing risks and vulnerabilities, and proposing strategies to strengthen it. To conduct this assessment, penetration testing was conducted using Kali Linux, a Debian-based distribution specially designed for security testing and computer auditing. These tests were carried out in an emulated network of the School of NCOs of the Colombian Air Force, with the support of the Air and Space Cyber Directorate (DICAÉ). In addition, a SWOT matrix was employed to identify risks and opportunities for improvement. The results highlighted the ability to encrypt the Wi-Fi network,

revealing significant vulnerabilities. Threats and weaknesses were identified, as well as opportunities for improvement, such as configuring access rules, restricting web pages, and constantly monitoring the network for suspicious activity. In conclusion, the Wi-Fi network of the School of NCOs of the Colombian Air Force presents vulnerabilities that could be exploited by cyber threats. To mitigate these risks, it is recommended to implement a traffic monitoring system, establish a two-factor authentication (2FA) system, and apply additional security settings. These measures will contribute significantly to improving network security and protecting the institution's confidential information.

Palabras clave: ciberseguridad, cifrado, matriz DOFA, red Wi-Fi.

Keywords: cybersecurity, encryption, SWOT matrix, Wi-Fi network.

Introducción

El ciberespacio es un campo muy extenso que se fundamenta principalmente en el uso de las tecnologías de la información y las comunicaciones (TIC), representando escenarios tácticos, estratégicos y operacionales diferentes a los dominios tradicionales de tierra, mar, aire y el espacio exterior. El ciberespacio, en un principio, se reconoce como un bien estratégico administrado por cada Estado y de interés para la geopolítica mundial (Carrillo, 2015).

Un desafío clave para los gobiernos es gestionar responsablemente la vigilancia del ciberespacio, promulgar legislación y coordinar acciones con los operadores para crear marcos digitales que ayuden a mitigar los ataques, así como combatir las amenazas a la seguridad y los escenarios de desinformación (Machín & Gazapo, 2016). La implementación y control inadecuado de estas políticas pueden conducir rápidamente a una pérdida de soberanía, materialización de amenazas cibernéticas y, por consiguiente, ocasionar un detrimento a la misión y capacidad institucional (Wiechers, 2022).

Así mismo, la información fluye a través de redes globales: allí, la dependencia —marcada por la evolución constante de un mundo globalizado— se constituye en un reto importante y objeto de estudio de la ciberseguridad como elemento presente y fundamental de las sociedades modernas (Hernández, 2022). Por lo tanto, la ciberseguridad desempeña un

papel esencial en garantizar la privacidad, la integridad y la disponibilidad de la información en un mundo cada vez más interconectado (Urvijo, 2017). Ahora bien, la ciberseguridad aborda una creciente y diversificada gama de amenazas cibernéticas, que van desde virus informáticos hasta ataques cibernéticos sofisticados (Rea Guamán, 2020). Este campo se ocupa de proteger los activos digitales más valiosos, desde datos personales hasta sistemas críticos de infraestructura, de seguridad y defensa de la nación (Díaz et al., 2018). Dentro del campo de la ciberseguridad, es importante resaltar que la protección de las redes inalámbricas, conocida como seguridad Wi-Fi, son esenciales para proteger la confidencialidad de los datos y garantizar que las comunicaciones no sean vulnerables a amenazas cibernéticas o a intrusiones, debido a su naturaleza inalámbrica y su alcance (Gobierno de España, 2014).

La protección de activos informáticos aborda una gran variedad de amenazas que comprometen la información procesada, almacenada y transmitida por sistemas de información, ya sea de carácter interno o externo (Francisco Javier Valencia Duque, 2023). Desde los hogares hasta las empresas dependen del uso de redes públicas o privadas para acceder a Internet y compartir información, estas representan riesgos de seguridad, lo que implica desafíos significativos en términos de protección de información (Gutiérrez, 2012).

De la misma forma, las amenazas cibernéticas pueden ser muy diversas y altamente sofisticadas: *phishing*, *smishing*, *vishing*, *pretexting*, *spear phishing*, entre otros, como la ingeniería social (Santos Chavez, 2023). Uno de los métodos utilizados por los ciberdelincuentes es el empleo de la ingeniería social, que se basa en aprovechar características humanas como las emociones, creencias, cultura y gustos, lo que genera una vulnerabilidad al divulgar esta información, que usualmente se encuentra disponible en redes sociales. Por tal razón, la comunicación entre los atacantes y víctimas se centra en el uso de la persuasión y la confianza por parte del atacante (OWASP, 2016).

Los ciberdelincuentes utilizan estos métodos para obtener datos personales como credenciales de inicio de sesión, números de tarjetas de crédito y números de cuentas bancarias (Arvind Krishna, s. f.). Es importante destacar que la ingeniería social es un medio para crear confusión, lo que hace necesario tomar medidas preventivas, como educar y generar conciencia que promueva el desarrollo de hábitos en ciberseguridad para la protección de los activos digitales (Sánchez & Lizcano, 2018). Cabe aclarar que estas medidas preventivas no

garantizan una protección completa contra los ataques de ingeniería social, pero pueden ayudar a reducir el riesgo de ser víctima de ellos. Además, es importante estar siempre alerta y consciente de las posibles señales de un ataque cibernético (Musso, 2019).

Metodología

La metodología utilizada en este proyecto es mixta, ya que combina elementos tanto cuantitativos como cualitativos.

Fase cuantitativa:

- Instalación de software y hardware específicos para realizar pruebas y capturar datos de la red Wi-Fi, como máquinas virtuales, *routers*, antenas, etc.
- Uso de comandos y herramientas de Kali Linux para descifrar contraseñas, mapear redes, inyectar paquetes, capturar *handshakes*, etc.
- Análisis de datos capturados para intentar descifrar la contraseña de la red atacada.

Fase cualitativa:

- Identificación de vectores de riesgo y tipos de ataques comunes en ciberseguridad, como ataques de fuerza bruta, explotación de vulnerabilidades, *phishing*, *malware*, etc.
- Análisis de los riesgos de la red Wi-Fi de la ESUFA a través de una matriz DOFA, que es una herramienta cualitativa de análisis estratégico.

El proyecto se dividió en tres fases, en las cuales se pudieron identificar los riesgos de la red Wi-Fi.

a. Fase de instalación de software y hardware

Inicialmente se realiza la instalación de Virtual Box y VMware Workstation Player; estas dos aplicaciones se utilizan para realizar máquinas virtuales con instalaciones de sistemas operativos, por ende, los equipos virtuales son definidos con software introducidos dentro de servidores físicos. Posteriormente se utilizó un *router* marca Aruba con un radio de 5 GHz y configurado en WPA2; estas referencias son necesarias para emular la red Wi-Fi Esufa_Académico. Y, por último, se utilizó una antena Alfa, la cual permite una rápida conexión con los *routers* y genera la captura de paquetes de datos.

b. Fase de cifrado de contraseña

Se procedió a utilizar Kali Linux para configurar los comandos necesarios para el mapeo de las redes disponibles y el intento de descifrado de contraseñas. En

primer lugar, se descargaron y configuraron los *drivers* de la antena Alfa desde un repositorio en GitHub, con el uso del comando `sudo git clone https://github.com/morrownr/8812au-20210629.git` en la máquina virtual Kali Linux. Una vez que la antena fue reconocida, se configuró en modo monitor para identificar las redes inalámbricas dentro de su radio de cobertura con el comando `sudo airmon-ng start wlan0`.

Luego, se realizó una prueba de escaneo de redes, gracias al comando `airodump-ng wlan0`, y se ejecutó una prueba de inyección de paquetes con el comando `sudo aireplay-ng -9 wlan0`. Posteriormente, se inició un proceso de saturación de red con el fin de capturar un archivo de *handshake* que contenía la información extraída de la red, para lo cual se utilizó el comando `aireplay-ng -0 (#CANAL) -a (dirección MAC a atacar) -c (dirección MAC del dispositivo conectado) wlan0`.

Finalmente, se intentó descifrar la contraseña de la red atacada utilizando un diccionario de contraseñas. Para ello, se empleó el comando `aircrack-ng -w /usr/(ruta-de-acceso-del-archivo.txt) -b (dirección MAC de la red atacada) (nombre-del-archivo-capturado.cap)`. Sin embargo, a pesar de los esfuerzos, no se logró descifrar la contraseña, lo que demuestra la robustez de la protección implementada en la red seleccionada.

c. Fase de identificación de riesgos

En ciberseguridad, los vectores de riesgo son los medios utilizados por los ciberdelincuentes para entregar código malicioso con fines de lucro o de otro tipo. Estos vectores de ataque pueden explotar debilidades en redes, aplicaciones, computadoras, correos electrónicos y fallas humanas mediante prácticas de ingeniería social. Estos son algunos de los vectores de ataque más comunes en ciberseguridad:

- ✓ Ataques de fuerza bruta
- ✓ Explotación de vulnerabilidades
- ✓ Correo electrónico malicioso
- ✓ Compromiso de paso
- ✓ Navegación por internet
- ✓ Punto final o dispositivos móviles
- ✓ Suplantación de identidad
- ✓ *Phishing* de lanza
- ✓ Olfatear
- ✓ *Malware*
- ✓ Secuestros de dominio
- ✓ Ataques DDoS
- ✓ Secuestro de datos

En el caso específico de la red Wi-Fi de la ESUFA, se aplicaron los conceptos de ciberseguridad mencionados

anteriormente para identificar los vectores de ataque que podrían comprometer la seguridad de la red. Se realizó un análisis de riesgos mediante la matriz DOFA (Debilidades, Oportunidades, Fortalezas y Amenazas) enfocado en los vectores de ataque más relevantes para la institución.

Por ejemplo, se identificó que la red es vulnerable a ataques de fuerza bruta, especialmente debido al uso compartido de contraseñas y la posibilidad de que la señal de la red sea captada fuera de la unidad. Además, se detectaron riesgos asociados a la explotación de vulnerabilidades en el cifrado y la configuración de la red, así como la suplantación de identidad a través de la creación de redes falsas (SSID spoofing).

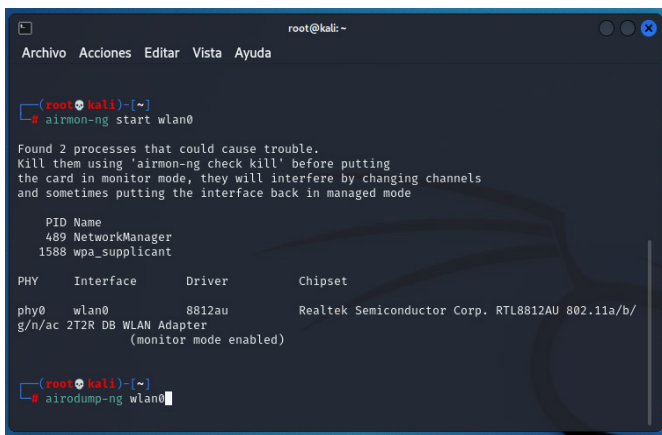
Para mitigar estos riesgos, se propuso la implementación de medidas como la autenticación de dos factores (2FA) para prevenir compromisos de credenciales, la configuración de reglas de acceso más estrictas para evitar accesos no autorizados, y la monitorización constante de la red para detectar intentos de phishing de lanza, malware, y posibles ataques DDoS.

Así, la identificación de riesgos en la ESUFA estuvo centrada en prevenir y reducir la exposición a los vectores de ataque más comunes, aplicando soluciones concretas que se ajustan a las características y necesidades de la red Wi-Fi de la institución.

Resultados

Se realiza la configuración de la antena en modo monitor como se observa en la Figura 1:

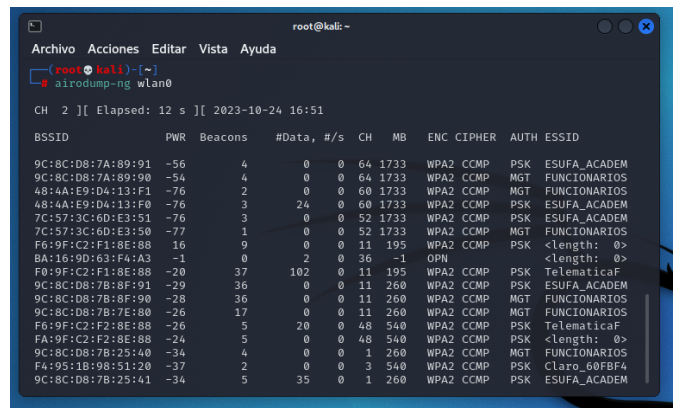
Figura 1
Configuración de la antena en modo monitor



Nota. La Figura muestra la configuración de la antena alfa en modo monitor, para identificar las redes inalámbricas que están bajo su radio de cobertura.

Con el objetivo de captar los *handshake* disponibles para obtener la información de la red Wi-Fi. Posteriormente, se realiza el escaneo de redes en un área determinada para poder rastrear las redes disponibles (ver Figura 2).

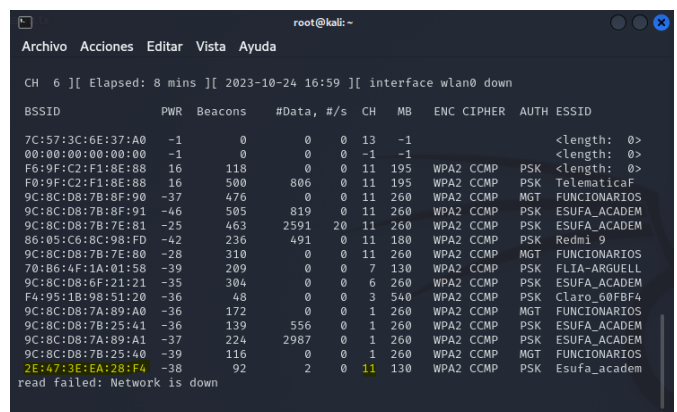
Figura 2
Escaneo de redes



Nota. El gráfico muestra las redes inalámbricas disponibles.

Una vez se identifican las redes disponibles, se selecciona la red que se desea atacar para analizar las vulnerabilidades de esta. En este caso, se seleccionó la red Wi-Fi ESUFA_ACADÉMICO, la cual tiene un cifrado de WPA2. En la Figura 3, en color amarillo, se resalta la red atacada.

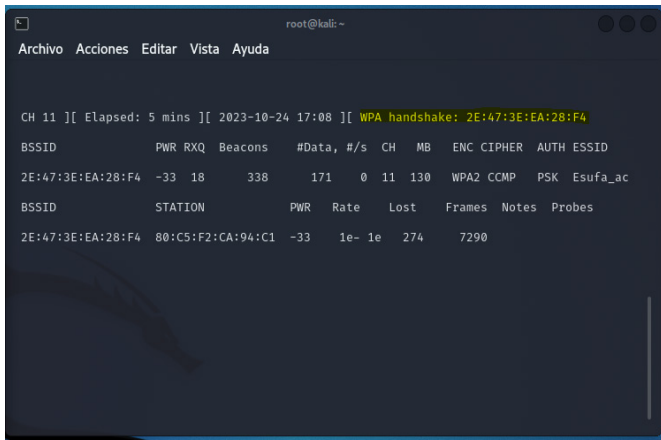
Figura 3
Red de ataque



Nota. En la figura se muestra la red inalámbrica que se desea atacar para analizar las vulnerabilidades.

Posteriormente, se captura en *handshak* de la red ESUFA_ACADÉMICO, el cual proporciona las propiedades y características de la red como la dirección IP, tipo de cifrado, canal, como se observa en la Figura 4.

Figura 4
Captura el handshake, proceso de interceptar y almacenar el intercambio de claves

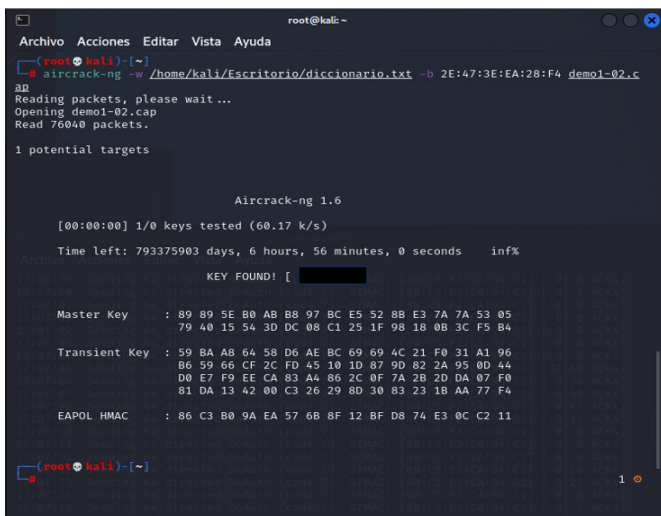


Nota. La figura muestra las propiedades y características de la red inalámbrica.

Finalmente, se descifra la clave a través del comando *aircrack-ng* con el archivo Diccionario.txt que contiene la clave. Además, se obtiene el archivo de la dirección capturada en el handshake y el archivo demo1-02.cap en donde se capturó la información. Ver Figura 5.

Esto pone en evidencia que la red Wi-Fi ESUFA_ACADÉMICO presenta riesgo de vulnerabilidades, ya que fue posible obtener la contraseña de red que se encontraba en el archivo de diccionario de contraseñas, tanto en modo cifrado como clave directa, como se aprecia en la Figura 5; por seguridad, la *key found* encontrada no se publica en la imagen.

Figura 5
Cifrado de contraseñas



Nota. La figura muestra archivo de la dirección capturada en el *handshake* y el archivo demo1-02.cap.

Teniendo en cuenta lo anterior, se desarrolló un análisis DOFA para identificar los riesgos que presenta la red. En la Tabla 1, se incluyen los resultados del análisis de riesgos para la red Wi-Fi ESUFA_ACADÉMICO.

Tabla 1
Matriz DOFA (Debilidades, oportunidades, fortalezas y amenazas)

DEBILIDADES	AMENAZAS
<ul style="list-style-type: none"> • La señal se puede captar fuera de la unidad. • Compartir la contraseña con muchas personas. 	<ul style="list-style-type: none"> • Acceso no autorizado a la red Wi-Fi. • Ataques de fuerza bruta a la contraseña. • Suplantación de SSID.
FORTALEZAS	OPORTUNIDADES
<ul style="list-style-type: none"> • Contraseña fuerte y única. • El cifrado de la red es WPA2. • Conocimiento de las amenazas y debilidades. 	<ul style="list-style-type: none"> • Configuración de reglas de acceso y restricciones de páginas. • Monitorización constante de la red para detectar actividad sospechosa. • Implementación de autenticación para acceder a la red.

Nota. Esta Tabla muestra la identificación de las debilidades, amenazas, fortalezas y oportunidades.

Por un lado, fue posible identificar amenazas y debilidades en red y, de esta manera, plantear posibles oportunidades de mejora como configuración de reglas de acceso y restricciones de páginas, monitorización constante a la red para identificar actividades sospechosas. Por otro lado, se requiere que se realice la implementación de la autenticación para acceder a la red y, de esta manera, poder minimizar las vulnerabilidades que se identificaron en el desarrollo de este estudio.

Hallazgos del análisis DOFA

Debilidades:

- La señal se puede captar fuera de la unidad: Esto aumenta el riesgo de acceso no autorizado desde el exterior de la institución. Para abordar este problema, se puede optimizar la cobertura de la red y emplear tecnologías de geolocalización y segmentación para limitar el acceso únicamente a áreas autorizadas.

- Compartir la contraseña con muchas personas: El intercambio frecuente de la contraseña incrementa las posibilidades de que personas no autorizadas accedan a la red. Una solución es implementar sistemas de autenticación más robustos, como la autenticación

de dos factores (2FA), o configurar políticas de cambio periódico de contraseñas.

Amenazas:

- Acceso no autorizado a la red Wi-Fi: Esto representa un riesgo significativo para la seguridad de la información en la red. Para mitigar esta amenaza, se recomienda la implementación de reglas de acceso estrictas y segmentación de la red para reducir el acceso a recursos críticos.
- Ataques de fuerza bruta a la contraseña: La red está expuesta a intentos de descifrado de contraseñas mediante ataques de fuerza bruta. Para contrarrestar esto, es necesario mantener contraseñas fuertes y únicas, además de activar mecanismos de detección de intentos fallidos de acceso.
- Suplantación de SSID: Este tipo de ataque puede engañar a los usuarios para que se conecten a redes falsas, exponiendo su información. Para prevenirlo, se debe reforzar la identificación de la red oficial mediante certificados digitales y educar a los usuarios sobre los riesgos de conectarse a redes no verificadas.

Fortalezas:

- Contraseña fuerte y única: La red utiliza contraseñas robustas, lo que constituye una primera línea de defensa. Mantener esta fortaleza es crucial, junto con la implementación de políticas que aseguren el uso de contraseñas complejas en todos los puntos de acceso.
- Cifrado WPA2: El uso del protocolo WPA2 garantiza un alto nivel de seguridad en las comunicaciones inalámbricas. Se recomienda mantener el protocolo actualizado y considerar migrar a WPA3, que ofrece mejoras significativas en seguridad.
- Conocimiento de las amenazas y debilidades: Tener un conocimiento claro de los riesgos permite implementar soluciones proactivas. Este conocimiento debe traducirse en un plan de respuesta a incidentes bien estructurado y en una cultura de seguridad dentro de la institución.

Oportunidades:

- Configuración de reglas de acceso y restricciones de páginas: El establecimiento de políticas de control de acceso y la restricción de contenido no autorizado son oportunidades clave para mejorar la seguridad de la red. Estas políticas deben ser dinámicas y revisadas periódicamente para adaptarse a nuevas amenazas.
- Monitorización constante de la red para detectar actividad sospechosa: Implementar sistemas

de monitoreo en tiempo real es fundamental para la detección temprana de actividades sospechosas y la mitigación rápida de incidentes de seguridad. Un sistema SIEM, combinado con un equipo de seguridad dedicado, puede proporcionar una protección robusta.

- Implementación de autenticación para acceder a la red: La introducción de la autenticación de dos factores (2FA) es una oportunidad para fortalecer aún más la seguridad, limitando el acceso únicamente a usuarios autorizados mediante un proceso de verificación adicional.

Conclusiones

Las medidas propuestas para la optimización de la red Wi-Fi ESUFA_ACADÉMICO en los espacios académicos son factibles de implementar, pero requieren una planificación estratégica y la asignación de recursos específicos.

Primero, la evaluación de riesgos realizada permitió identificar vulnerabilidades, como la facilidad con la que se pueden descifrar las contraseñas de red utilizando archivos diccionario. La prueba fue realizada en una red emulada, lo que evitó riesgos en la red real de la ESUFA. Para llevar a cabo estas pruebas en un entorno controlado, se necesitan herramientas de análisis de seguridad y personal capacitado en ciberseguridad que pueda ejecutar y analizar los resultados de las pruebas de penetración sin comprometer la integridad de la red original.

Además, el análisis DOFA reveló amenazas significativas, pero también oportunidades de mejora, como la configuración de reglas de acceso y restricciones de contenido. Para implementar estas medidas, sería necesario contar con equipos de red avanzados, como *firewalls* y *routers* con capacidades de filtrado de contenido, así como un equipo técnico especializado en la configuración y mantenimiento de estas políticas.

Por otro lado, se propone la monitorización constante de la red para identificar actividades sospechosas y mitigar riesgos en tiempo real. La implementación de esta medida requiere la adquisición de un sistema de monitorización de red, como un SIEM (*Security Information and Event Management*), junto con personal dedicado que supervise de forma continua los eventos y alertas generados.

Finalmente, la implementación de la autenticación de dos factores (2FA) es una medida esencial para minimizar las vulnerabilidades. Para ello, será necesario adquirir y configurar un sistema que permita integrar

la autenticación 2FA en la infraestructura actual, lo que podría implicar la adquisición de software y, en algunos casos, la actualización del hardware existente.

Referencias

- Carrillo, MR (2015). El ciberespacio y la ciberseguridad: consideraciones sobre la necesidad de un modelo jurídico (p. 124). Boletín del Instituto Español de Estudios Estratégicos. Recuperado de <https://dialnet.unirioja.es/descarga/articulo/7688324.pdf>.
- Carrillo, M. R. (2015). *El ciberespacio y la ciberseguridad: consideraciones sobre la necesidad de un modelo jurídico*. 124.
- Díaz, FJ, Molinari, LH, Venosa, P., Macia, N., Lanfranco, EF y Sabolansky, AJ (2018). Investigación en ciberseguridad: Un enfoque integrado para la formación de recursos de alto grado de especialización. En XX Taller de Investigadores en Ciencias de la Computación (WICC 2018, Universidad Nacional del Nordeste). <https://www.journalingeniar.org/index.php/ingeniar/article/view/177>
- Díaz, J., Molinari, L., Venosa, P., Macia, N., Lanfranco, E., & Sabolansky, A. (2018). *Investigación en ciberseguridad: Un enfoque integrado para la formación de recursos de alto grado de especialización*.
- Gobierno de España. (2014). *Seguridad en redes wifi: Una aproximación al empresario*. Recuperado de: <https://www.incibe.es/sites/default/files/contenidos/guias/doc/guia-de-seguridad-en-redes-wifi.pdf>
- Gutiérrez, MS (2012). Mecanismos de seguridad en redes inalámbricas. En Seguridad en redes inalámbricas (págs. 1-20). Universidad de Sevilla. <https://biblus.us.es/bibing/proyectos/abreproy/94947/>
- Gutiérrez, M. S. (2012). *Mecanismos de seguridad en redes inalámbricas*.
- Hernández, V. Á. (2022). Que para obtener el grado de maestro en regulación y competencia económica de las telecomunicaciones. [Tesis de maestría, Universidad Nacional Autónoma de México]. Repositorio Institucional UNAM. <https://www.redalyc.org/journal/5709/570971314003/html/>
- Hernández, V. Á. (2022). Que para obtener el grado de maestro en regulación y competencia económica de las telecomunicaciones.
- Krishna, A. (s. f.). ¿Qué es la ingeniería social? [Informativo]. IBM. <https://www.ibm.com/es-es/topics/social-engineering>
- Machín, N., & Gazapo, M. (2016). La Ciberseguridad como factor crítico en la Seguridad de la Unión Europea. *Revista UNISCI*, 0(42), 47-67. <https://doi.org/10.5209/RUNI.53786>
- Musso, LGV (2019). Las técnicas de ingeniería social y su incidencia en la seguridad de las organizaciones actuales. <https://journalingeniar.org/index.php/ingeniar>
- Musso, L. G. V. (2019). Las Técnicas de Ingeniería Social y su incidencia en la seguridad de las organizaciones actuales.
- OWASP. (2016). 02_Ingeniería social. https://wiki.owasp.org/images/2/27/02_INGENIER%C3%8DA_SOCIAL.pdf
- OWASP. (2016). 02_Ingeniería social.
- Rea Guamán, Á. M. (2020). *Madurez en la identificación y evaluación de riesgos en ciberseguridad* [PhD Thesis, Universidad Politécnica de Madrid]. Recuperado de: <https://doi.org/10.20868/UPM.thesis.65871>
- Sánchez, F. A. V., & Lizcano, W. S. (2018). *Métodos de ataques y prevención de la ingeniería social en las alcaldías del Huila en Colombia*. [Monografía]. Encontrado en: <https://repository.unad.edu.co/handle/10596/18701>
- Santos Chávez, J. J. (2023, abril 20). *7 principales amenazas de ciberseguridad para empresas y cómo prevenirlas*. Recuperado de: <https://www.deltaprotect.com/blog/amenazas-de-ciberseguridad>
- URVIJO. (2017, junio). Ciberseguridad. *Revista Científica INGENIAR: Ingeniería, Tecnología e Investigación*, 7(13), 2-10. <https://doi.org/10.46296/ig.v7i13edespmar.0170>
- URVIJO. (2017, junio). Ciberseguridad.
- Valencia Duque, Francisco Javier. (2023). *Ciberseguridad*. Encontrado en: http://pensamiento.unal.edu.co/fileadmin/recursos/focos/desarrollo-sostenible/Simposio_4a_Revolucion/8_Francisco_javier_valencia/9_Francisco_Javier_Valencia.pdf
- Wiechers, D. E. G. (2022). Universidad Nacional Autónoma de México. 1.

Memorias de Aprendizaje en la Implementación del Simulador de Asiento Eyectable en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana

Learning Report in the Implementation of the Ejectable Seat Simulator at the School of Non-Commissioned Officers of the Colombian Air Force

Autores

A1. Martín, Juan, A1. Galeano, David., A1. Estévez, Brayam,

Coautores

Melo, Catalina PhD y T1 Rojas, Iván.

Resumen

Los simuladores de vuelo son de gran importancia en la preparación de los futuros pilotos. En la actualidad son utilizados para entrenar y dar experiencias realistas a los estudiantes de aviación. Estas experiencias les permite afrontar situaciones que, en una emergencia en vuelo, requieren de conocimiento y herramientas, las cuales son necesarias para una acción inmediata. Esto permite reducir las consecuencias y los daños a terceros, de esta manera se protege la vida de la población y de los pilotos encargados de salvaguardar la soberanía de la nación. Estos simuladores ahorran dinero en entrenamientos y reentrenamientos, ya que dan la posibilidad de ejecutar las simulaciones varias veces. De este modo, permite reducir la brecha de errores que un ser humano puede cometer y, con esto, evitar los gastos que en una simulación real se generan en combustibles, planeación, medidas de seguridad, entre otros.

Abstract

Flight simulators are of great importance in the preparation of future pilots. They are currently used to train and give realistic experiences to aviation students. These experiences allow them to face situations that, in an in-flight emergency, require knowledge and tools, which are necessary for immediate action. This reduces the consequences and damages to third parties, thus protecting the lives of the population and the pilots responsible for safeguarding the sovereignty

of the nation. These simulators save money on training and retraining, as they give the possibility to run the simulations several times. In this way, it allows reducing the gap of errors that a human being can make and, with this, avoid the expenses that in a real simulation are generated in fuel, planning, security measures, among others.

Palabras clave: aeronaves, eyección, simuladores de vuelo, silla eyectable.

Keywords: aircraft, ejection, flight simulators, ejection chair.

Introducción

La preparación de los futuros aviadores del país es una misión y un reto constante para las escuelas de formación de la Fuerza Aérea Colombiana. Por este motivo, la institución necesita contar con instrumentos adecuados y personal capacitado para entrenar a los futuros pilotos (Fuerza Aérea Colombiana, *Escuelas de formación*, s.f.). Los simuladores de vuelo representan una herramienta fundamental para la institución en el cumplimiento de su misión aeroespacial. Estos simuladores permiten recrear situaciones de riesgo que se puedan presentar en misiones de vuelo, frente a las cuales se pueden abordar con técnicas de emergencia más acertadas (Rico et. al., 2018). Por esta razón, los simuladores se convierten en herramientas indispensables para la toma de decisiones que permitan mitigar los riesgos de accidentes y reducir

los costos de las operaciones aéreas (Flight-Talk Aero, s.f.). Específicamente, en el proceso de eyección, este solo se realiza en condiciones reales que así lo exijan, dada la naturaleza física y las lesiones que puede sufrir el piloto cuando esta maniobra se ejecuta. Por lo tanto, los simuladores de eyección son esenciales en el proceso de formación de los pilotos para salvaguardar su vida en el ejercicio de su profesión (Fuerza Aérea Colombiana, *La historia del asiento eyectable*, s.f.).

De este modo, la ESUFA, gracias a su conocimiento, experiencia y preparación en la aviación, ha decidido implementar un simulador de silla eyectable (InfoDefensa, s.f.): este emplea un brazo robótico que utiliza tecnología totalmente programable en sus funciones. El sistema *Universal Motion Simulator* (UMS), base del simulador, fue desarrollado en la Universidad de Deakin en Australia. Los brazos manipuladores son autónomos y han sido diseñados con el fin de imitar las capacidades de un brazo humano, con articulaciones, y se caracteriza por trabajar sin fatiga en diferentes posturas y ángulos (RdR, s.f.).

De manera complementaria, los avances de tecnología RV (realidad virtual) en los simuladores de vuelo genera una experiencia más inmersiva donde los pilotos pueden dimensionar diferentes situaciones que les permite mejorar su inteligencia espacial y entrenamiento en los despegues, aterrizajes y emergencias aéreas. Para lograr esta experiencia se utilizan gafas o cascos de realidad virtual. Estos dispositivos de visión pueden ir acompañados de otros dispositivos de tecnología háptica, como guantes o trajes especiales, que permiten la interacción táctil con el entorno, así como la recepción de diversos estímulos para potenciar el sentido de la realidad en la simulación (Dubois, s.f., AeroErmo, s.f., MetaversoFlow, s.f.). Además, es necesario tener un conocimiento básico en programación o, por lo menos, contar con los programas y aplicaciones necesarias para poder ejecutar las simulaciones 3D y entornos 360° (Gamer, s.f.).

Estas herramientas en conjunto reproducen el ambiente necesario para generar las sensaciones más cercanas a una eyección real sin los costos y daños que ocasiona la eyección real en los pilotos. Es importante recalcar que, al momento de entrenar a los pilotos con esta tecnología, se obtiene un refinamiento de sus habilidades (Aviation Group, s.f.). Los pilotos pueden practicar repetidamente maniobras específicas hasta dominarlas, para lograr una mejor gestión de los recursos de la aeronave, alcanzando rutas de aprendizaje adaptativas y una exploración de los sistemas sin riesgo (FasterCapital, s.f., D. E. T. P. Volando, s.f.). De acuerdo con lo anterior, dicha implementación de los simuladores de vuelo implica el desarrollo de una serie

de manuales e instructivos (Manual de procedimientos: qué es y cómo hacer uno, s.f., Proyectos y Construcciones PyH, s.f.) indispensables para reportar los procesos de mantenimiento e inspección. Teniendo en cuenta lo anterior, se desarrollan unas memorias de aprendizaje donde se condensa el conocimiento y experticia asociado al simulador de silla eyectable como un registro valioso para su posterior utilización en los ejercicios de enseñanza de las futuras generaciones de pilotos.

Metodología: procedimiento experimental

La metodología propuesta para el desarrollo de las memorias de aprendizaje incluye un análisis del funcionamiento del asiento eyectable, que consiste en una cabina, un brazo robótico y la interfaz de realidad virtual. Para el funcionamiento del sistema, se requiere de una diferencia de potencial proporcionada por un generador que produce 400VDC; esta es la energía necesaria para que el brazo robótico funcione correctamente. Este brazo consta de seis ejes que permiten un movimiento distinto en cada eje, permitiendo que, cuando el brazo esté en funcionamiento, pueda hacer todos los movimientos que el piloto le indique. Cuenta con una interfaz de realidad virtual, unas gafas de realidad virtual y una computadora donde un operador observa lo mismo que el piloto está observando con las gafas, para asegurarse de que todo esté en orden. Por último, en la cabina se encuentra un operador que supervisa todos los movimientos del brazo y las acciones de piloto por medio de pantallas para registrar sus resultados.

Posteriormente se realiza una simulación del proceso de eyección en el simulador. El piloto ingresa para desarrollar la práctica y elige un entorno, como una aeronave y unas condiciones climáticas. De este modo, permite que haya un nivel de dificultad mayor o menor, dependiendo de la aeronave, las velocidades y altitudes. El resultado siempre tendrá que terminar en una eyección: en ese momento es cuando el piloto experimentará la sensación, y el brazo robótico hará su movimiento más largo que lo llevará hasta lo más alto del alcance del brazo robótico; luego, el brazo vuelve a su posición inicial y el piloto termina su simulación.

Finalmente, se realiza una evaluación del desempeño del asiento por medio de los indicadores clave de rendimiento (KPIs), como es evaluar la eficiencia operativa, tiempo de respuesta, tasa de uso del sistema, calidad y precisión, tasa de error, conformidad con los estándares, satisfacción del usuario, encuestas de satisfacción y medición de la probabilidad de que los pilotos recomienden el simulador a otros. Los resultados esperados incluyen un análisis del funcionamiento del

asiento, una práctica simulada del proceso de eyección en una aeronave y la evaluación del desempeño del sistema de eyección para la producción de las memorias de aprendizaje y la formación de estudiantes de las escuelas de formación de la FAC.

Resultados y discusión

El simulador opera con un voltaje de 400 VDC, producidos exclusivamente por un generador dedicado a este propósito. Este simulador está ubicado en ESUFA, Madrid, Cundinamarca. La cabina del simulador se encuentra a 3 m sobre el suelo y a 3 m a la izquierda del brazo robótico, proporcionando al operador una visión completa del mismo. El operador, situado en la cabina, observa, monitorea y analiza todas las acciones que se llevan a cabo durante la simulación. Puede visualizar los movimientos del brazo robótico y los ajustes realizados en la interfaz de realidad virtual tanto a través de ventanales como de pantallas. Esta cabina actúa como el área de control, supervisando todo el proceso de simulación de eyección. En caso de que algo se des controle u ocurra una falla, el operador en la cabina tiene la capacidad de intervenir, controlar el problema e incluso detener la simulación si es necesario, como se observa en la Figura 1.

Figura 1
Cabina operacional de simulador



Fuente: (ESUFA)

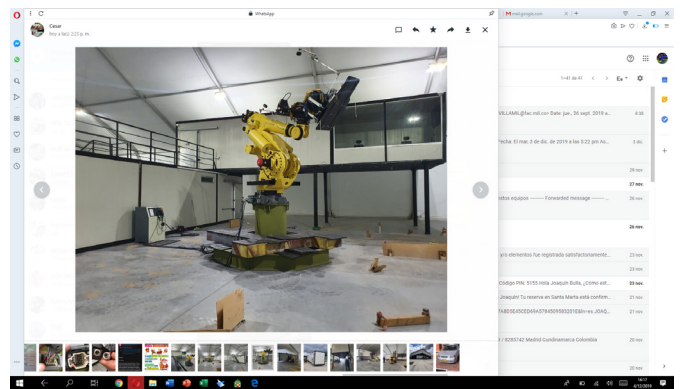
El brazo robótico de seis ejes tiene 6 grados de libertad, lo que le permite moverse en seis direcciones diferentes:

- 1- Rotación de la base: permite al brazo girar alrededor de su base.
- 2- Rotación del hombro: permite al brazo moverse hacia arriba y hacia abajo.
- 3- Rotación del codo: permite al brazo extenderse o retraerse.

- 4- Inclinción de la muñeca: permite al extremo del brazo inclinarse hacia arriba y hacia abajo.
- 5- Rotación de la muñeca: permite al extremo del brazo girar alrededor de su eje longitudinal.
- 6- Cambio de dirección de la muñeca: permite al extremo del brazo girar de lado a lado.

Estos grados de libertad son cruciales para que el brazo pueda moverse en un espacio tridimensional, semejante a la motricidad de un brazo humano. El brazo robótico está montado sobre una base fija que le da estabilidad. La estructura incluye varios segmentos unidos por articulaciones que permiten el movimiento, además los servomotores proporcionan el movimiento a cada articulación (ver Figura 2).

Figura 2
Brazo robótico de simulador, y al fondo la cabina de control.



Fuente: ESUFA

Figura 3
Brazo robótico de simulador



Fuente: ESUFA

Al inicio de la simulación, el piloto controla la aeronave con un *joystick* desde el asiento del simulador, para controlar el avión virtual. Los movimientos que el piloto realice con el joystick durante el vuelo serán replicados por el brazo según las indicaciones del piloto. Cuando, en la simulación, el piloto active la eyección, el brazo alcanzará su extensión máxima, y el asiento se elevará hasta su altura máxima, que es de 5 metros. Al finalizar la simulación, el brazo regresa a su posición inicial, dejando el asiento a 1 metro del suelo, como se observa en las Figuras 3 y 4.

Figura 4

Brazo robótico de simulador



Fuente: ESUFA

Los controles de operatividad del brazo se muestran en la Figura 5 junto al brazo robótico.

Figura 5

Controles de operatividad del brazo robótico.



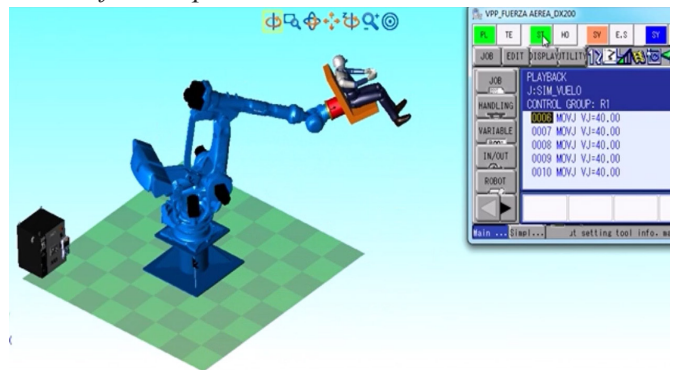
Fuente: ESUFA

Estos controles son responsabilidad de un operador, ya que este brazo, al ser un dispositivo industrial, está

equipado con una serie de controles de fábrica que permiten programar repeticiones y secuencias para realizar tareas específicas e incluye interfaces gráficas para facilitar la programación (Figura 6), y se utiliza como una medida de seguridad adicional. En caso de que ocurra una falla o algo se descontrola durante el movimiento generado por el *joystick*, este operador tiene la capacidad de intervenir, controlar el problema e incluso detener el brazo robótico FANUC, si es necesario.

Figura 6

Interfaz de operatividad del brazo robótico.



Fuente: ESUFA

La interfaz de realidad virtual ofrece una experiencia inmersiva y realista al piloto, emulando las condiciones y sensaciones de pilotar y eyectarse de una aeronave. Para ello, se utilizan gafas de realidad virtual que permiten al usuario visualizar el entorno virtual en 3D. Estas gafas están equipadas con sensores de movimiento que rastrean los movimientos de la cabeza del usuario, proporcionando una visión de 360°. El *joysticks* permite al usuario interactuar con el simulador, controlando la aeronave de manera similar a como lo haría en la realidad. La computadora procesa los gráficos y mantiene una alta tasa de cuadros por segundo, asegurando una experiencia fluida.

Figura 7

Entorno virtual de simulador



Fuente: ESUFA

El entorno virtual (ver Figura 7 y 8) es una recreación digital del espacio aéreo y otras experiencias que el piloto encontraría durante una eyección real. Esto permite que el piloto practique y mejore sus habilidades sin los riesgos asociados con el vuelo real.

Figura 8

Entorno virtual de simulador



Fuente: ESUFA

Para evaluar el funcionamiento del simulador, se deben utilizar los indicadores Kpis, como se muestra a continuación:

- **Eficiencia operativa**
Registro: 95 % del tiempo de simulación se utiliza efectivamente.
Interpretación: indica una utilización óptima del tiempo de simulación, con mínimos tiempos muertos.
- **Precisión y realismo de la simulación**
Registro: 98 % de exactitud en la simulación de escenarios reales.
Interpretación: alta fidelidad y precisión en la recreación de situaciones de vuelo y emergencia.
- **Tiempo de respuesta**
Registro: promedio de 0,5 segundos.
Interpretación: respuestas rápidas y precisas, esenciales para mantener el realismo de la simulación.
- **Tasa de error**
Registro: 1.5 errores por 100 horas de simulación.
Interpretación: baja tasa de error, indicando alta fiabilidad del sistema.
- **Satisfacción del usuario**
Registro: puntuación de satisfacción general de 4,8 sobre 5.
Interpretación: alta satisfacción de los usuarios, lo que indica que el simulador cumple con sus expectativas y necesidades.

La evaluación del simulador demuestra que es una herramienta eficaz y eficiente para la formación de pilotos, proporcionando experiencias de entrenamiento realistas y precisas. La alta satisfacción del usuario y la baja tasa de error indican que el simulador es confiable y bien valorado por los pilotos. Las áreas de mejora identificadas a través de los KPIs pueden ser abordadas para asegurar que el simulador continúe proporcionando un alto nivel de entrenamiento y preparación para los pilotos.

Conclusiones

Los simuladores de vuelo son fundamentales en la preparación de los futuros pilotos, proporcionando experiencias realistas que permiten afrontar emergencias en vuelo con conocimiento y herramientas necesarias para una acción inmediata. Estos simuladores no solo protegen la vida de los pilotos y la población, sino que también reducen costos de entrenamiento al permitir la repetición de simulaciones sin los gastos asociados a vuelos reales, como combustibles, planeación y medidas de seguridad.

La implementación del simulador de silla eyectable en ESUFA, que emplea un brazo robótico de 6 grados de libertad y tecnología de realidad virtual, representa un avance significativo en el entrenamiento de los pilotos. Este sistema permite recrear situaciones de riesgo con alta precisión, mejorando la toma de decisiones y la gestión de emergencias. La capacidad de repetir maniobras específicas hasta dominarlas y la posibilidad de entrenar en entornos variados y controlados aumentan la competencia y la confianza de los pilotos.

El uso de simuladores también facilita la creación de memorias de aprendizaje detalladas, esenciales para la formación continua y la transferencia de conocimiento a futuras generaciones de aviadores. Estos resultados contribuyen directamente a los objetivos planteados, asegurando una preparación más robusta y eficiente para los pilotos, mejorando su capacidad de respuesta en situaciones críticas y optimizando los recursos de la Fuerza Aérea Colombiana.

Referencias

AeroErmo. (s.f.). *La Realidad Virtual en la Simulación Aérea*. Accedido: 17 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://www.aeroermo.com/home/la-realidad-virtual-en-la-simulacion-aerea/>

- Aviation Group. (s.f.). *Simuladores de vuelo para pilotos profesionales: ¿por qué son importantes?* Accedido: 20 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://www.aviationgroup.es/actualidad/simuladores-vuelo-pilotos-profesionales-importantes/>
- D. E. T. P. Volando. (s.f.). *Ventajas de los simuladores de vuelo*. Donde el tiempo pasa volando. Accedido: 20 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://dondel tiempo pasavolando.wordpress.com/2020/01/25/ventajas-de-los-simuladores-de-vuelo/>
- Dubois, G. (s.f.). *Simuladores de Realidad Virtual para los pilotos de la Fuerza Aeroespacial Colombiana*. Aviacionline.com. Accedido: 7 de abril de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://www.aviacionline.com/2024/02/simuladores-de-realidad-virtual-para-los-pilotos-de-la-fuerza-aeroespacial-colombiana/>
- FasterCapital. (s.f.). *Simuladores y realidad virtual en la formación de pilotos*. Accedido: 20 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://fastercapital.com/keyword/simuladores-y-realidad-virtual-en-la-formación-de-pilotos.html>
- Flight-Talk Aero. (s.f.). *Simuladores de vuelos. Recomendaciones*. Accedido: 4 de julio de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://flight-talk.aero/simuladores-de-vuelos/>
- Fuerza Aérea Colombiana. (s.f.). *Escuelas de Formación*. Accedido: 17 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <http://www.fac.mil.co/es/conozcanos/escuelas-de-formacion>
- Fuerza Aérea Colombiana. (s.f.). *La historia del asiento eyectable*. Accedido: 16 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <http://www.fac.mil.co/es/noticias/la-historia-del-asiento-eyectable-0>
- Gamer, T. G. (s.f.). *La importancia de los simuladores en el mundo de la aviación*. The Good Gamer. Accedido: 20 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://thegoodgamer.es/simuladores-aviacion/>
- InfoDefensa, R. D. (s.f.). *Colombia licita el mantenimiento de asientos eyectables de sus aviones de combate*. Infodefensa - Noticias de defensa, industria, seguridad, armamento, ejércitos y tecnología de la defensa. Accedido: 17 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://www.infodefensa.com/texto-diario/mostrar/3893035/colombia-licita-mantenimiento-asientos-eyectables-aviones-combate-kfir-super-tucano>
- Manual de procedimientos: qué es y cómo hacer uno (con ejemplos)*. Accedido: 20 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://blog.hubspot.es/sales/manual-de-procedimientos-empresa>
- MetaversoFlow. (s.f.). *Metaverso y realidad virtual: ¿son lo mismo?* MetaversoFlow. Accedido: 7 de abril de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://metaversoflow.com/metaverso-realidad-virtual/>
- Proyectos y Construcciones PyH. (s.f.). *¿Por qué es importante un manual de procedimientos?* Accedido: 20 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://pyhca.com/por-que-es-importante-un-manual-de-procedimientos/>
- RdR. (s.f.). *¿Qué es un brazo robótico industrial? Fabricantes y precio*. Revista de Robots. Accedido: 16 de mayo de 2024. [En línea]. Disponible en: <https://revistaderobots.com/robots-y-robotica/brazo-robotico-mecanico-industrial/>
- Rico, L. C. V., Rodríguez, E. J. A. y Melo, J. A. T. (octubre de 2018). *Simuladores de vuelo: una revisión*. *Ciencia y Poder Aéreo*, vol. 13, n.º 2, Art. n.º 2. doi: 10.18667/cienciaypoderaereo.606.

Repensando la educación: oportunidades para el aprendizaje y capacitación en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana

Rethinking Education: Opportunities for Learning and Training at the Colombian Air Force NCO School

Autor

OD18 Víctor Miguel Quintero Patiño PhD

Resumen

Este artículo de reflexión se basa en la necesidad de actualizar los conocimientos de los docentes en propuestas educativas disruptivas. A partir de esta necesidad, se desarrolló un ciclo de conferencias denominado RED (Repensamiento, Educación y Disrupción). Este ciclo se implementó con el objetivo de capacitar a los docentes en conceptos innovadores y contemporáneos sobre pedagogía y educación, adaptados a la taxonomía generacional de los posmileniales que actualmente se forman en las aulas de la Escuela de Suboficiales. La metodología utilizada fue cualitativa, con un enfoque inductivo y un alcance correlacional entre las conferencias. Estas se llevaron a cabo en formato informal tipo TED TALK, en que los docentes asistentes aprendían y compartían conocimientos e intereses. A través de este enfoque, se buscó explorar diversas estrategias educativas más allá de la metodología tradicional, además de reflexionar sobre los múltiples conceptos teóricos que permitirían romper con el pensamiento lineal en el ámbito educativo. Los resultados obtenidos revelaron la eficacia de este enfoque en la actualización de los docentes, así como su receptividad hacia conceptos innovadores y disruptivos en pedagogía. Las conclusiones del estudio enfatizan la importancia de adoptar estrategias educativas flexibles y adaptativas que se ajusten a las necesidades y características de la generación Z en constante evolución.

Abstract

This reflection article is based on the need to update teachers' knowledge in disruptive educational proposals. Based on this need, a cycle of conferences called RED (Rethinking, Education and Disruption) was carried out. This cycle was implemented with the aim of training teachers in innovative and contemporary concepts on pedagogy and education, adapted to the generational taxonomy of post millennials currently trained in the NCO School classrooms. The methodology used was qualitative, with an inductive approach and a correlational scope between conferences. These were carried out in an informal TED TALK format, in which the assistant teachers learned and shared knowledge and interests. Through this approach, it was sought to explore various educational strategies beyond the traditional methodology, in addition to reflecting on the multiple theoretical concepts that would make it possible to break with linear thinking in the educational field. The results revealed the effectiveness of this approach in updating teachers, as well as its receptivity to innovative and disruptive concepts in pedagogy. The study's findings emphasize the importance of adopting flexible and adaptive educational strategies that fit the needs and characteristics of the ever-evolving Gen Z.

Palabras clave: Repensamiento, educación, disrupción, generación Z.

Keywords: Rethinking, education, disruption, Z generation.

Introducción

La educación contemporánea se encuentra inmersa en un entorno dinámico y cambiante, en constante evolución. Así, pues, la educación debe desafiar constantemente los paradigmas establecidos y demandar las adaptaciones necesarias a favor de la generación Z.

Este contexto plantea una preocupación latente por los diversos actores que conforman el microcontexto educativo, desde los docentes y estudiantes hasta el propio entorno educativo, así como los expertos en diseño curricular y disciplinas específicas (Freire, 2012).

Paulo Freire, en su influyente obra “Pedagogía del oprimido”, resalta la importancia de comprender las dinámicas de poder presentes en el proceso educativo, y aboga por una educación liberadora que promueva la reflexión crítica y la acción transformadora. Sin embargo, a pesar de estas reflexiones teóricas, la integración efectiva de la taxonomía generacional en los procesos educativos sigue siendo un desafío pendiente (Freire, 2012).

En este contexto de cambio y transformación, surge la necesidad imperante de replantear los enfoques tradicionales de enseñanza y aprendizaje. La reflexión sobre la necesidad de innovación en la práctica educativa conduce al desarrollo de un enfoque disruptivo: el concepto de RED (Repensamiento, Educación y Disrupción). Este ciclo de conferencias se concibe como un espacio de encuentro entre expertos en didáctica y pedagogía, con el propósito de compartir experiencias y conocimientos de manera dinámica y participativa.

El objetivo primordial de RED es romper con el pensamiento lineal y explorar nuevas estrategias educativas que se adecúen a las demandas del siglo XXI. A través de un formato innovador, alejado de las charlas tradicionales y las capacitaciones monótonas, se busca estimular la reflexión crítica y promover la adopción de prácticas pedagógicas más inclusivas y efectivas.

En este artículo de reflexión se profundiza en la génesis y el proceso detrás del ciclo de conferencias RED. Se examinarán las implicaciones de esta iniciativa para la renovación de la práctica educativa en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana. A través de un enfoque metodológico cualitativo e inductivo, se analiza el impacto de esta estrategia innovadora en la actualización de los docentes y en la promoción de un entorno educativo más dinámico y participativo.

En el ámbito educativo, es esencial reconocer que estamos inmersos en una era de cambios sin precedentes, donde la velocidad de la información, la diversidad cultural y las tecnologías emergentes desafían constantemente nuestras concepciones tradicionales de enseñanza y aprendizaje. Por tal motivo, se hace evidente la necesidad de adoptar un enfoque reflexivo y proactivo que permita adaptarnos y evolucionar junto con las demandas cambiantes de la sociedad.

El surgimiento del ciclo de conferencias RED representa un paso audaz hacia la construcción de un espacio de diálogo y reflexión. En estos espacios, los educadores pueden explorar y compartir ideas innovadoras para abordar los desafíos actuales y futuros de la educación. Más allá de ser simplemente un evento, RED es una iniciativa orientada a transformar la concepción y práctica de la educación, abarcando tanto el entorno del aula como las estructuras institucionales.

RED se distingue por su enfoque holístico y multidimensional para abordar los complejos problemas que enfrenta el sistema educativo actual. En lugar de centrarse únicamente en soluciones superficiales o parches temporales, RED promueve un diálogo abierto y colaborativo que invita a educadores, investigadores, estudiantes y miembros de la comunidad a trabajar juntos para encontrar soluciones innovadoras y sostenibles.

Además, RED reconoce la importancia de incorporar perspectivas diversas y plurales en el proceso educativo. Al fomentar la participación de expertos de diferentes disciplinas, culturas y contextos, RED enriquece el debate educativo y abre nuevas posibilidades para la colaboración y el aprendizaje mutuo.

RED representa un llamado a la acción para repensar nuestras prácticas educativas, cuestionar nuestras suposiciones arraigadas y abrazar la disrupción como una oportunidad para la innovación y el cambio positivo. A través de su enfoque inclusivo y orientado hacia el futuro, RED nos invita a imaginar y construir un futuro de la educación que sea más equitativo, accesible y relevante para todos.

Metodología

El diseño y la implementación del ciclo de conferencias RED (Repensamiento, Educación y Disrupción) representan una iniciativa innovadora en el ámbito educativo, que busca abordar los desafíos actuales y futuros de la enseñanza y el aprendizaje. Este apartado se divide en varias secciones para describir de manera detallada el proceso de planificación, desarrollo y ejecución del ciclo de conferencias RED.

A. Fundamentación teórica:

Para comprender la relevancia y el alcance de las conferencias RED, es fundamental establecer una sólida fundamentación teórica en modelos pedagógicos contemporáneos y conceptos innovadores en educación a través de la técnica de revisión documental. Según Vygotsky (2012), el aprendizaje es un proceso social y cultural que se construye a través de la interacción con el entorno y la mediación de herramientas y signos culturales. Esta perspectiva destaca la importancia de considerar el contexto sociocultural en el que se desarrolla el aprendizaje.

Por otro lado, Gardner (2011) introduce la teoría de las inteligencias múltiples: subraya la variedad de capacidades y talentos entre los estudiantes, sugiriendo la necesidad de un enfoque educativo que valore la individualidad y fomente la personalización del aprendizaje. De acuerdo con esta teoría, cada individuo posee diferentes tipos de inteligencia, como la lingüística, lógico-matemática, espacial, musical, interpersonal, intrapersonal y corporal-kinestésica.

Además, Papert (2016) introduce el concepto de construccionismo: el aprendizaje a través de la construcción activa de conocimiento mediante la exploración y la experimentación. Según esta perspectiva, los estudiantes aprenden mejor cuando tienen la oportunidad de crear y manipular objetos en un entorno de aprendizaje interactivo y colaborativo.

En el ámbito de la educación contemporánea, diversas corrientes teóricas y enfoques pedagógicos emergen como respuesta a los desafíos actuales y futuros en la enseñanza y el aprendizaje. Entre estos enfoques, destacan las teorías de María Montessori, Ken Robinson y Sugata Mitra, cuyas ideas influyentes han transformado nuestra comprensión de la educación y sus prácticas.

María Montessori, pionera en el campo de la educación, propuso un método que enfatiza el aprendizaje activo y el desarrollo de la autonomía en los estudiantes. Su enfoque se centra en la creación de un entorno preparado que fomente la exploración y el descubrimiento, respetando el ritmo individual de aprendizaje de cada niño (Montessori, 1967).

Ken Robinson, por su parte, desafía las estructuras educativas convencionales con su llamado a una revolución creativa en las escuelas. Robinson aboga por una educación que priorice la creatividad, la innovación y el desarrollo de habilidades para la resolución de problemas, por encima de los estándares académicos tradicionales (Robinson, 2015).

Ahora bien, Sugata Mitra, a través de su investigación sobre el “aprendizaje autónomo”, explora cómo las comunidades pueden aprender y desarrollarse de manera autónoma con el apoyo de la tecnología. Mitra promueve un enfoque de aprendizaje autodirigido y colaborativo, donde el acceso a recursos digitales y la colaboración en línea son fundamentales para el desarrollo del conocimiento (Mitra, 2018).

Las teorías y enfoques pedagógicos presentados ofrecen perspectivas innovadoras sobre la educación, enriqueciendo los modelos pedagógicos tradicionales. Integrar estas ideas en el diseño y la implementación del ciclo de conferencias RED (Repensamiento, Educación y Disrupción) tiene el potencial de mejorar significativamente el proceso de enseñanza y aprendizaje en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana. Estos conceptos proporcionan un sólido marco teórico para la creación de estrategias educativas vanguardistas, como las conferencias RED, que buscan cultivar el pensamiento crítico, la creatividad y la colaboración entre los participantes, promoviendo así un entorno educativo dinámico y participativo.

B. Diseño del ciclo de conferencias:

El ciclo de conferencias RED se diseñó con el objetivo de crear un espacio dinámico y participativo donde los educadores puedan explorar y compartir ideas disruptivas sobre pedagogía y educación. Se establecieron pautas para garantizar que las conferencias fueran breves (no más de 15 minutos), creativas y participativas. Cada conferencia se estructuró alrededor de un título llamativo y se complementó con presentaciones visuales, música y elementos interactivos para fomentar la participación del público.

El diseño del ciclo de conferencias se fundamentó en un riguroso análisis de las necesidades y expectativas de los docentes, siguiendo la metodología de diagnóstico educativo sugerida por Taba (1962), que enfatiza la importancia de partir de las necesidades reales del grupo objetivo para planificar cualquier intervención educativa. Para ello, se realizaron entrevistas exploratorias que permitieron identificar las áreas de mejora y los temas clave de interés entre los docentes, lo que garantiza que el contenido estuviera alineado con sus demandas. Además, se empleó el modelo de evaluación de necesidades de Kaufman (1994), que establece la relevancia de articular los objetivos de la capacitación con los desafíos actuales del entorno educativo. De este modo, se priorizaron enfoques contemporáneos y disruptivos, tales como las teorías del aprendizaje adaptativo y la educación inclusiva (Heutagogy y Andragogía, Hase & Kenyon, 2000). Este

proceso de identificación no solo permitió diseñar un programa variado y actualizado, sino que aseguró una experiencia de aprendizaje integral y aplicable al contexto particular de la Escuela de Suboficiales.

C. Conferencias y expositores:

El primer ciclo de conferencias RED contó con la participación de destacados expertos en educación y pedagogía. Cada conferencista aportó su experiencia y conocimientos en áreas específicas, para contribuir así a la diversidad temática y al enriquecimiento del debate educativo.

Educación con humor: El profesor Miguel Quintero inició el ciclo con una conferencia titulada “Educar con humor: la risa como herramienta de aprendizaje”. Exploró el papel del humor en el proceso educativo y su impacto en la motivación y el compromiso de los estudiantes (Quintero, 2024).

De la empatía a la excelencia: el profesor Alejandro Segura abordó el tema de la empatía y las neuronas espejo en su conferencia “De la empatía a la excelencia: las neuronas espejo como catalizadoras del aprendizaje”. Destaca la importancia de la conexión emocional en el proceso de enseñanza-aprendizaje (Segura, 2024).

Educación 4.0: el profesor Fernando Cortés presentó la conferencia “Educación 4.0: transformando el aprendizaje con la inteligencia artificial”. Exploró el potencial de la inteligencia artificial y la tecnología en la mejora de los procesos educativos (Cortés, 2024).

Persuade y lidera: el señor Germán Díaz, Supervisor Técnico de la Fuerza Aérea del Perú, compartió su experiencia en liderazgo y persuasión en la conferencia “Persuade y lidera”, resaltando la importancia del liderazgo efectivo en el ámbito educativo (Díaz, 2024).

De lo tradicional a lo disruptivo: el profesor Miguel Quintero cerró el ciclo con la conferencia “De lo tradicional a lo disruptivo: cuatro etapas para una nueva pedagogía”. Exploró estrategias innovadoras para romper con los modelos educativos tradicionales y promover un enfoque más dinámico y participativo en el aula (Quintero, 2024).

D. Materiales y Procedimiento:

El desarrollo del ciclo de conferencias RED requirió una cuidadosa planificación y coordinación logística para garantizar su éxito. Se elaboraron materiales visuales y presentaciones interactivas para cada conferencia, y se establecieron procedimientos para la promoción y difusión del evento entre la comunidad educativa.

Además, se diseñaron herramientas virtuales interactivas para fomentar la participación del público durante las conferencias, como encuestas en línea, cuestionarios y sesiones de preguntas y respuestas en tiempo real.

Para fortalecer y clarificar el procedimiento en el diseño del ciclo de conferencias, se estableció un enfoque estructurado que incluyó diversas etapas clave. En primer lugar, se llevó a cabo una fase de análisis preliminar para identificar las áreas temáticas más relevantes en el contexto educativo actual, tomando como referencia los estudios de Taba (1962) sobre la importancia de adaptar los contenidos educativos a las necesidades específicas del público objetivo.

Posteriormente, se establecieron criterios rigurosos para la selección de conferencistas, entre los que se incluyeron su experiencia en pedagogía disruptiva, su capacidad para transmitir conocimientos complejos de manera accesible y su habilidad para generar espacios de reflexión crítica, tal como lo sugieren Kaufman (1994) y Hase y Kenyon (2000) en sus estudios sobre necesidades educativas y enfoques andragógicos y heutagógicos.

La preparación de los materiales fue una etapa crucial que implicó la revisión y adaptación de los recursos educativos, asegurando su alineación con los objetivos del ciclo. Finalmente, se establecieron protocolos logísticos detallados para coordinar aspectos como la gestión del tiempo, los espacios de interacción y la asignación de roles dentro del equipo organizador.

Cada miembro del equipo fue responsable de tareas específicas, lo que permitió una ejecución coordinada y eficiente del evento. Este enfoque no solo garantizó el cumplimiento de los objetivos académicos, sino también la fluidez en la operatividad, lo que favoreció la participación y el aprendizaje significativo de los docentes asistentes.

Resultados y discusión

Para esta sección de resultados y discusión, se presentarán los principales hallazgos obtenidos durante el ciclo de conferencias RED, así como una discusión detallada sobre su impacto y relevancia en el ámbito educativo. A continuación, se enumeran los resultados más destacados:

A. Participación interinstitucional:

Durante el ciclo de conferencias RED, se logró una participación significativa de docentes no solo de la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana,

sino también de instituciones educativas similares, como la Escuela de Carabineros de la Policía Nacional y la Escuela Militar de Suboficiales Inocencio Chinca del Ejército Nacional. Este aspecto resalta la relevancia y el impacto que tuvo el evento más allá de las fronteras de la institución organizadora.

B. Modalidad presencial y virtual:

Cada una de las conferencias atrajo la asistencia tanto presencial como virtual de un gran número de docentes. Se estima que alrededor de 100 docentes de las instituciones mencionadas participaron de manera virtual a través de la plataforma Microsoft Teams. Esta modalidad híbrida permitió una mayor accesibilidad y alcance del evento, facilitando la participación de profesionales educativos de diversas regiones.

C. Recepción de los contenidos:

Los docentes participantes mostraron un alto grado de interés y compromiso con los temas tratados durante las conferencias RED. Se observó participación en las sesiones, con preguntas, comentarios y reflexiones por parte de los asistentes, tanto en el formato presencial como virtual. Este nivel de participación indica una receptividad positiva hacia los enfoques pedagógicos innovadores presentados.

D. Impacto en la práctica educativa:

A través de encuestas de satisfacción y retroalimentación, se pudo evaluar el impacto del ciclo de conferencias en la práctica educativa de los docentes participantes. Por ejemplo, se evidenció un aumento en el interés por explorar nuevas estrategias pedagógicas y tecnológicas en el aula, así como un mayor enfoque en el desarrollo de habilidades blandas y competencias del siglo XXI en los estudiantes.

Ahora, se procederá a discutir estos resultados a la luz de la teoría educativa contemporánea y el contexto actual del ámbito académico. Las ideas de autores como John Hattie, Ken Robinson y Tony Wagner proporcionarán un marco teórico sólido para analizar el impacto del ciclo de conferencias RED en la formación docente y la innovación educativa.

La participación interinstitucional observada durante el ciclo de conferencias RED resalta la importancia de establecer redes colaborativas entre instituciones educativas para promover el intercambio de conocimientos y experiencias. Autores como Fullan & Hargreaves (2016) abogan por la creación de comunidades profesionales de aprendizaje, donde

los docentes puedan colaborar y compartir prácticas efectivas para mejorar la enseñanza y el aprendizaje.

Ahora bien, la modalidad presencial y virtual adoptada en las conferencias RED refleja la creciente importancia de la tecnología en el ámbito educativo. Puentedura (2006) ha desarrollado modelos como el SAMR (Sustitución, Ampliación, Modificación y Redefinición) que exploran cómo la tecnología puede transformar la enseñanza y el aprendizaje. La combinación de estas modalidades en el evento permitió una mayor flexibilidad y adaptabilidad a las necesidades de los participantes.

La participación y el alto nivel de interés de los docentes durante las conferencias RED pueden atribuirse, en parte, a la calidad de los contenidos presentados y al enfoque dinámico y participativo del evento. Teóricos como Dewey (2010) han destacado la importancia del aprendizaje activo y experiencial en el proceso educativo, enfatizando la necesidad de involucrar a los estudiantes de manera significativa en su propio aprendizaje.

Para fortalecer el argumento y evidenciar los resultados mencionados, se realizó un proceso de evaluación exhaustiva a lo largo del ciclo de conferencias RED.

Esta evaluación incluyó instrumentos de recolección de datos como entrevistas semiestructuradas y análisis de autoevaluación de los docentes, con el fin de medir el impacto del ciclo en las prácticas educativas de los docentes.

Los resultados mostraron que el 85 % de los docentes entrevistados reportaron haber incorporado nuevas estrategias didácticas basadas en los conceptos discutidos durante las conferencias, lo cual refleja una transformación en su enfoque pedagógico (Guskey, 2002).

Además, revelaron un incremento en la confianza de los docentes para aplicar métodos disruptivos en el aula, lo que es consistente con los hallazgos de Darling-Hammond et al. (2017) sobre el impacto positivo de la formación continua en el desarrollo profesional docente.

Este impacto positivo es el resultado de un análisis sistemático y basado en evidencia, que respalda la afirmación de que el ciclo de conferencias contribuyó al fortalecimiento de la enseñanza en la Escuela de Suboficiales.

Como señala Fullan (2011), la renovación pedagógica es un proceso que surge de la implementación de enfoques innovadores y su evaluación crítica, lo que en este caso ha sido facilitado por el ciclo RED.

Adicionalmente al impacto observado en la comunidad educativa, es relevante destacar la influencia que el ciclo de conferencias RED ha tenido en la percepción y la práctica pedagógica de los participantes.

Según estudios como el de Hattie y Timperley (2007), el desarrollo profesional continuo de los docentes contribuye significativamente a la mejora del rendimiento estudiantil. En este sentido, las conferencias RED proporcionaron a los participantes la oportunidad de reflexionar sobre sus prácticas pedagógicas, explorar nuevas estrategias de enseñanza y aprendizaje, y conectar con colegas de otras instituciones educativas.

La diversidad de temáticas abordadas en las conferencias, desde el uso de la tecnología en el aula hasta la promoción del pensamiento crítico y la creatividad, refleja la necesidad de una formación integral y actualizada para los docentes en el contexto educativo actual. Autores como Tschannen-Moran & Hoy (2001) han resaltado la importancia del liderazgo educativo y el apoyo institucional en el desarrollo profesional docente, aspectos que fueron clave para el éxito del ciclo de conferencias RED.

El alto nivel de participación tanto presencial como virtual durante las conferencias indica un fuerte compromiso por parte de los docentes con su desarrollo profesional y con la mejora de la calidad educativa en general. Este compromiso es fundamental para cultivar una cultura de aprendizaje continuo en las instituciones educativas, como señala Senge (1990) en su teoría de la “organización que aprende”.

Conclusiones

En conclusión, el ciclo de conferencias RED (Repensamiento, Educación y Disrupción) ha sido una iniciativa altamente impactante en el ámbito educativo, particularmente en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana. A través de este evento, se logró promover la innovación pedagógica, la colaboración interinstitucional y el desarrollo profesional de los docentes.

Los resultados obtenidos durante el ciclo de conferencias han demostrado que la integración de enfoques pedagógicos contemporáneos, como el constructivismo, la neuroeducación y el uso de la tecnología, puede mejorar significativamente la calidad de la enseñanza y el aprendizaje. Además, se evidenció que la participación y el intercambio de experiencias entre docentes de diferentes instituciones enriqueció el proceso formativo y promovió la reflexión crítica sobre las prácticas educativas.

Estas conclusiones refuerzan la importancia de la formación continua y el desarrollo profesional de los docentes como pilares fundamentales para la transformación del sistema educativo. Asimismo, destacan la necesidad de establecer redes colaborativas y espacios de intercambio de conocimientos para promover la innovación y la mejora continua en la enseñanza.

En última instancia, el éxito del ciclo de conferencias RED sugiere que iniciativas similares pueden ser implementadas en otras instituciones educativas, tanto a nivel nacional como internacional, para fomentar el desarrollo de una educación más inclusiva, dinámica y centrada en el estudiante. Este trabajo representa un punto de partida para futuras investigaciones y acciones destinadas a fortalecer la educación militar y contribuir al avance de la pedagogía en general.

Referencias

- Cortés, F. (2024). Educación 4.0: Transformando el aprendizaje con la inteligencia artificial. *Ciclo de Conferencias RED*. Madrid.
- Darling-Hammond, L., Hyler, M. E., & Gardner, M. (2017). *Effective Teacher Professional Development*. Learning Policy Institute.
- Dewey, J. (2010). *Experiencia y Educación*. Biblioteca Nueva.
- Díaz, G. (2024). Persuade y Lidera. *Ciclo de Conferencias RED*. Madrid.
- Freire, P. (2012). *La Pedagogía del Oprimido*. Siglo XXI Editores.
- Fullan, M., & Hargreaves, A. (2016). *Colaboración profesional y aprendizaje del profesorado: una perspectiva sobre la investigación en torno al trabajo colaborativo*. Buenos Aires: Morata.
- Fullan, M. (2011). *Change Leader: Learning to Do What Matters Most*. Jossey-Bass.
- Gardner, H. (2011). *Frames of Mind: The Theory of Multiple Intelligences*. Basic Books.
- Guskey, T. R. (2002). Professional development and teacher change. *Teachers and Teaching: Theory and Practice*, 8(3/4), 381–391.

- Hattie, J., & Timperley, H. (2007). The power of feedback. *Review of Educational Research*, 77(1), 81-112.
- Hase, S., & Kenyon, C. (2000). *From andragogy to heutagogy*. UltiBASE. Retrieved from <https://ultibase.rmit.edu.au/>
- Kaufman, R. (1994). *Needs assessment: A user's guide*. Educational Technology Publications.
- Mitra, S. (2018). *El futuro de la educación*. Paidós.
- Montessori, M. (1967). *La mente absorbente del niño*. Clio.
- Papert, S. (2016). *Mindstorms: Children, Computers, and Powerful Ideas*. Basics Books.
- Puentedura, R. (2006). Transformation, Technology and Education.
- Quintero, M. (2024). De lo tradicional a lo disruptivo: cuatro etapas para una nueva pedagogía. *Ciclo de Conferencias RED*. Madrid.
- Quintero, M. (2024). Educar con humor: la risa como herramienta de aprendizaje. *Ciclo de Conferencias RED*. Madrid.
- Robinson, K. (2015). *El elemento: Descubrir tu pasión lo cambia todo*. Grijalbo.
- Segura, A. (2024). De la empatía a la excelencia: las neuronas espejo como catalizadoras del aprendizaje. *Ciclo de Conferencias RED*. Madrid.
- Senge, P. (1990). *The fifth discipline: The art and practice of the learning organization*. New York: Doubleday/Currency.
- Taba, H. (1962). *Curriculum development: Theory and practice*. Harcourt, Brace & World.
- Tschannen-Moran, M., & Hoy, A. (2001). Teacher efficacy: Capturing an elusive construct. *Teaching and Teacher Education*, 17(7), 783-805.
- Vygotsky, L. (2012). *Mind in Society: The Development of Higher Psychological Processes*. Harvard University Press.



**FUERZA AEROSPACIAL
COLOMBIANA**
ASÍ SE VA A LAS ESTRELLAS

ESCUELA DE SUBOFICIALES "CT. ANDRÉS M. DÍAZ"
Cra. 5 No.2-92 sur Madrid - Cundinamarca
Teléfonos: 820 9079 - 829 9078
www.esufa.edu.co



 @fuerzaaereacol

 @FuerzaAereaCol

 @FuerzaAereaCol

 @FuerzaAereaCol

Institución de Educación Superior acreditada en alta calidad y vigilada por el Ministerio de Educación Nacional, acuerdo ICFES No.275 del 5 de diciembre de 1991, resolución No.010409 del 01 de octubre de 2019.