Evaluación técnica del desempeño estructural y operacional de un prototipo de dron de bajo costo para entrenamiento y reconocimiento básico en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea — ETFA.

Humanante Guaman, Jhoel David y Paca Paredes, Jesus Matias

Departamento de Seguridad y Defensa

Carrera de Tecnología Superior Universitaria en Ciencias Militares Aeronáuticas

Trabajo de integración curricular, previo a la obtención del título de Tecnólogo Superior Universitaria en Ciencias Militares Aeronáuticas

Capt. Téc. Avc. Valdez Taco, Daniel Amador

4 de septiembre de 2026

Latacunga

Reporte de verificación de contenidos

Certificado de análisis
Compilatio Studium

TESIS GRUPO NUMERO 3 PACA Y HUMANANTE
ID : 696e5221e0dd02becca9e11dff748991099cf75e

4%
Textos sospechosos

Nombre del fichero : TESIS GRUPO NUMERO 3 PACA Y HUMANANTE.txt
Tamaño del archivo original : 1,29 MB
Número de palabras : 17.888

Depositante : Atro. Humanante Guaman Jhoel B Tec
Fecha de depósito : 7 de septiembre de 2026
Tipo de carga : interface
fecha de fin de análisis : 7 de septiembre de 2026

Resumen (sección 1/2)

Localización de los textos sospechosos en el documento :



Incluido en el porcentaje de textos sospechosos :

Similitudes <1%
Pasajes con similitudes a fuentes encontradas en diferentes colecciones.



Detección de IA 4%
Textos estilísticamente próximos a un texto generado por una IA.
Este índice es un indicador y no una prueba. Comprueba con el autor si domina los conocimientos mencionados en el documento.



No incluido en el porcentaje de textos sospechosos :

Textos entre comillas 0%
Pasajes entre comillas, a menudo indicativos de una cita.

Validar únicamente en FirmaEC.
Firmado electrónicamente por:
DANIEL AMADOR VALDEZ TACO

Cap. Tec. Avc. Valdez Taco, Daniel Amador

Director

C.C.: 1718476151

Departamento de Seguridad y Defensa

Carrera de Tecnología Superior Universitaria en Ciencias Militares Aeronáuticas

Certificación

Certifico que el trabajo de integración curricular: **"Evaluación técnica del desempeño estructural y operacional de un prototipo de dron de bajo costo para entrenamiento y reconocimiento básico en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea — ETFA"**. Fue realizado por los señores **Paca Paredes, Jesús Matías y Humanante Guaman, Jhoel David,** el mismo que cumple con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Además, fue revisado y analizada en su totalidad por la herramienta de prevención y/o verificación de similitud de contenidos; razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que se lo sustente públicamente.

Latacunga, 04 de septiembre del 2026.

Validar únicamente en FirmaEC.
Firmado electrónicamente por:
DANIEL AMADOR VALDEZ TACO

.Capt. Téc. Avc. Valdez Taco, Daniel Amador

Director

C.C.: 1718476151

Departamento de Seguridad y Defensa

Carrera de Tecnología Superior Universitaria en Ciencias Militares Aeronáuticas

Responsabilidad de Autoría

Nosotros, **Paca Paredes, Jesús Matías y Humanante Guaman Jhoel David**, con cédulas de ciudadanía **N°0605995877** y **N°0605881044**, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de integración curricular**: Evaluación técnica del desempeño estructural y operacional de un prototipo de dron de bajo costo para entrenamiento y reconocimiento básico en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea — ETFA**, es de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos legales, teóricos, científicos, técnicos, y metodológicos establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Latacunga, 04 de septiembre del 2026.

Validar únicamente en FirmaEC.
Firmado electrónicamente por:
JESUS MATIAS PACA PAREDES

Paca Paredes, Jesús Matías

C.C.:0605995877

Validar únicamente en FirmaEC.
Firmado electrónicamente por:
JHOEL DAVID HUMANANTE GUAMAN

Humanante Guaman, Jhoel David

C.C.: 0605881044

Departamento de Seguridad y Defensa

Carrera de Tecnología Superior Universitaria en Ciencias Militares Aeronáuticas

Autorización de Publicación

Nosotros **Paca Paredes, Jesús Matías y Humanante Guaman, Jhoel David,** con cédulas de ciudadanía **N°0605995877** y **N°0605881044**, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de integración curricular: **Evaluación técnica del desempeño estructural y operacional de un prototipo de dron FPV de bajo costo para entrenamiento y reconocimiento básico en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea — ETFA**. En el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.

Latacunga,04 de septiembre del 2026.

Validar únicamente en FirmaEC.
Firmado electrónicamente por:
JESUS MATIAS PACA PAREDES

Paca Paredes, Jesús Matías

C.C.:0605995877

Validar únicamente en FirmaEC.
Firmado electrónicamente por:
JHOEL DAVID HUMANANTE GUAMAN

Humanante Guaman, Jhoel David

C.C.: 0605881044

Dedicatoria

A mi madre y a mi padre, pilares de mi vida, quienes con su amor, sacrificio y ejemplo me enseñaron que los sueños se alcanzan con esfuerzo y perseverancia. Este trabajo es reflejo de todo lo que me han dado: la confianza para volar alto, la fortaleza para superar las dificultades y la certeza de que nunca camino solo. A ustedes, que han sido mi guía y mi refugio, les dedico cada página de esta tesis como muestra de gratitud infinita y de profundo cariño.

Paca Paredes, Jesús Matías

Dedico este trabajo de investigación, a Dios por haberme guiado día a día y poder culminar una de las etapas de mi formación, por concederme despertar un día más, por darme el tiempo de tener sabiduría y perseverancia.

A mis padres…. A ustedes, les dedico esto, que fueron mi primer ejemplo de disciplina, fortaleza; quienes estuvieron detrás de cada paso, cada sacrificio y cada momento en el que tuve que seguir adelante.

A mi pareja por haber sido un pilar en cada esfuerzo, por acompañarme en toda circunstancia y adversidad.

Gracias por enseñarme que los sueños se conquistan con disciplina y que ningún camino difícil carece de propósito.

Este logro lleva sus nombres, porque detrás de cada meta alcanzada siempre estuvieron ustedes.

Veni, vidi, per aspera ad astra.

Humanante Guaman, Jhoel David

Agradecimiento

Agradezco profundamente a mis padres, quienes con su amor, sacrificio y ejemplo me han dado la fuerza y la inspiración necesarias para alcanzar cada meta. A mis docentes y compañeros de la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea, por compartir su conocimiento, su guía y su apoyo en cada etapa de este proyecto. A la institución, por brindarme las herramientas y el espacio para transformar ideas en aprendizajes útiles y aplicables. Y a todos aquellos que, de manera directa o indirecta, contribuyeron con su tiempo, consejos y ánimo, les expreso mi más sincera gratitud, pues este trabajo es también fruto de su confianza y colaboración.

Paca Paredes, Jesús Matías

Agradezco a mis padres y a mi pareja, por ser parte fundamental de este camino.

Por acompañarme durante esta etapa, por comprender mis ausencias, mis esfuerzos y las exigencias de este camino. Gracias por estar presente en los momentos en que más necesitaba una razón para seguir adelante.

A ustedes, gracias por confiar en mí, por creer en mis capacidades y por estar detrás de cada paso que me permitió llegar hasta aquí.

Este logro representa muchas horas de esfuerzo, sacrificio y dedicación, pero también lleva consigo el apoyo de quienes estuvieron a mi lado.

Hoy culmino una etapa, pero llevo conmigo cada enseñanza, cada sacrificio y cada muestra de confianza que recibí durante este camino.

Humanante Guaman, Jhoel David

Índice de contenido

Carátula 1

Reporte de verificación de contenidos 2

Certificación 3

Responsabilidad de Autoría 4

Autorización de Publicación 5

Dedicatoria 6

Agradecimiento 7

Índice de contenido 8

Índice de tablas 11

Índice de figuras 12

Resumen 13

Abstract 14

Capítulo I 15

Introducción 15

Planteamiento del problema 15

Formulación del problema 17

Objetivos 18

Objetivo general *18*

Específicos *18*

Justificación 19

Capítulo II 21

Estado del arte 21

Antecedentes investigativos 21

Síntesis de los antecedentes 25

Marco teórico 25

Propiedades mecánicas y estructurales de la fibra de carbono en chasis de UAV *26*

Sistema de propulsión eléctrica: motores brushless DC (BLDC), ESC *31*

Sistema de control de vuelo inercial y bucle PID *36*

Enlaces de comunicación RF y latencia en sistemas de video FPV *40*

Marco conceptual 45

Plataforma e integración de hardware 45

Sistema de aeronave no tripulada tipo cuadricóptero *45*

Soluciones COTS y prototipos de bajo costo *46*

Chasis de fibra de carbono *48*

Controladora de vuelo, IMU y modos de operación *49*

Batería LiPo *50*

Variables operacionales y de desempeño 52

Evaluación técnica del prototipo *52*

Desempeño estructural *52*

Resistencia estructural estimada *53*

Desempeño operacional *53*

Estabilidad de vuelo *54*

Autonomía operacional *54*

Velocidad máxima referencial *55*

Condiciones ambientales y electromagnéticas *56*

Entorno aplicado e instruccional 56

Reconocimiento básico *56*

Piloto a distancia y observador visual *57*

Recurso de instrucción *58*

Marco normativo 58

Regulación aeronáutica ecuatoriana aplicable a los UAS *59*

Condiciones normativas del vuelo FPV *60*

Vuelos en edificaciones y habitaciones simuladas *61*

Registro, documentación y seguridad operacional *62*

Modelo y Reglamento de Educación Militar de las Fuerzas Armadas *63*

Capítulo III 64

Metodología 64

Enfoque de investigación 64

Tipo y diseño de investigación 65

Población y muestra 66

Técnica e instrumento 68

Validación y confiabilidad del instrumento 69

Capítulo IV 71

Análisis y discusión de los resultados 71

Resultados de las pruebas técnicas en tierra 71

Discusión integral del desempeño y aplicabilidad 74

Capítulo V 77

Conclusiones y recomendaciones 77

Conclusiones 77

Recomendaciones 79

Referencias 81

Apéndices 84

Índice de tablas

Tabla 1 Resultados de las pruebas de vuelo 73

Índice de figuras

Figura 1 Interpretación de la formula 28

Figura 2 Deformación unitaria 28

Figura 3 Representación de la frecuencia básica de rotación. 30

Figura 4 Motor eléctrico brushless trifásico (Racerstar RS2205 2300KV) 32

Figura 5 Representación de la latencia total. 43

Figura 6 Geometría del cuadricóptero en forma de X 46

Figura 7 Configuración e infografía isométrica de un dron FPV con componentes COTS 47

Figura 8 Representacion del SpeedyBee F405 Mini BLS 35A 20x20 49

Figura 9 Bateria Tattu FunFly 4S1P de 1550 mAh 51

Resumen

La adquisición de un vehículo aéreo no tripulado (UAVs) para la formación militar, requiere necesariamente una evaluación preliminar de las condiciones técnicas, la estabilidad y las capacidades operativas. El objetivo de este estudio fue evaluar las características estructurales y de desempeño de un prototipo de dron FPV de bajo costo armado y configurado por componentes COTS para el entrenamiento básico y la orientación en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (ETFA). El estudio utilizó métodos cuantitativos, experimentales y descriptivos, desarrollados a través de las pruebas técnicas en tierra, pruebas hechas en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana y vuelos de prueba controlados en la ETFA en el campo Ícaro. Se utilizaron listas de cotejo de verificación y pruebas de vuelo para probar el diseño, el montaje, las conexiones eléctricas, los motores, los enlaces de comunicaciones, la estabilidad, la capacidad de respuesta del control y el tiempo de vuelo. El prototipo, que pesaba alrededor de 1,15 kg, demostró capacidades satisfactorias de despegue y vuelo, alcanzando una distancia de unos 75 m sin pérdida de control ni interrupción de la videoconferencia. Durante las pruebas realizadas no se presenciaron grietas ni deformaciones del cuadro de carbono debido al impacto. Sin embargo, en el tercer vuelo, se evidencio que las vibraciones habían provocado que los tornillos se aflojaran y los cables del motor se rompieran, por lo que fue necesario reforzar las soldaduras. Cada sesión de prueba tuvo una duración aproximada de 25 minutos; sin embargo, este tiempo, incluye la preparación para el vuelo en tierra y para su despegue, esto no representa un tiempo de vuelo continuo. El prototipo se consideró adecuado para su uso como herramienta de formación de los alumnos, aunque su uso con la finalidad de reconocimiento debe ser con más preparación del operador, pruebas adicionales que sean necesaria de acuerdo con los procedimientos estándar.

Palabras clave: FPV (First person view), dron, evaluación técnica de desempeño operacional, entrenamiento militar, resistencia de la fibra de carbono.

Abstract

The acquisition of an unmanned aerial vehicle (UAV) for military training necessarily requires a preliminary evaluation of its technical specifications, stability, and operational capabilities. The objective of this study was to evaluate the structural and performance characteristics of a low-cost FPV drone prototype assembled and configured from COTS components for basic training and orientation at the Ecuadorian Air Force Technical School (ETFA). The study employed quantitative, experimental, and descriptive methods, developed through ground-based technical tests, tests conducted at the Ecuadorian Air Force Research and Development Center, and controlled test flights at the ETFA's Ícaro airfield. Checklists and flight tests were used to evaluate the design, assembly, electrical connections, motors, communication links, stability, control responsiveness, and flight time. The prototype, weighing approximately 1.15 kg, demonstrated satisfactory takeoff and flight capabilities, reaching a distance of about 75 m without loss of control or interruption of the videoconference. During the tests, no cracks or deformations of the carbon frame due to impact were observed. However, on the third flight, it became evident that vibrations had caused the screws to loosen and the motor cables to break, necessitating reinforcement of the welds. Each test session lasts approximately 25 minutes; however, this time includes ground preparation and takeoff, and does not represent continuous flight time. The initial prototype was deemed suitable for use as a training tool for students, although its use for reconnaissance purposes requires more operator training and additional testing as needed, in accordance with standard procedures.

Keywords: FPV (First person view), drone, technical evaluation of operational performance, military training, carbon fiber strength.

Capítulo I

Introducción

Planteamiento del problema

La formación de los alumnos en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea (ETFA) requiere los conocimientos teóricos con experiencias prácticas orientadas al desarrollo de competencias en inspección, mantenimiento, supervisión y operación de sistemas aeronáuticos. Dentro de este proceso, los vehículos aéreos no tripulados constituyen un recurso con posibilidades de aplicación en actividades de instrucción, observación y reconocimiento básico. Investigaciones desarrolladas en la propia ETFA destacan la necesidad de contar con personal capacitado, procedimientos de operación, supervisión y medidas de seguridad que permitan utilizar estos sistemas de manera controlada (Ordoñez Viteri & Pilco Orozco, 2025)

La integración de drones de bajo costo puede facilitar el acceso de los estudiantes a experiencias prácticas relacionadas con estructura, electrónica, sistemas de control, comunicaciones y operación de vuelo. Esto resulta pertinente en un entorno formativo debido a que permite disponer de plataformas ensambladas con componentes comerciales disponibles en el mercado, conocidas como soluciones COTS, que pueden ser reparadas, modificadas y utilizadas de forma progresiva durante la instrucción. Sin embargo, el bajo costo y la disponibilidad de los componentes no garantizan por sí solos que la aeronave sea estable, segura o adecuada para cumplir una actividad de entrenamiento. En el ámbito militar, la incorporación de una tecnología debe considerar su efectividad y asequibilidad, además de los requerimientos de formación, mantenimiento, infraestructura y apoyo logístico necesarios para su empleo (Jara Olmedo, 2025). Antes de utilizarlo en ejercicios de instrucción es necesario comprobar objetivamente el funcionamiento integrado de su estructura, sistema eléctrico, motores, controladores electrónicos de velocidad, batería, sistema de control de vuelo y enlace de comunicación.

Actualmente, el prototipo FPV de bajo costo considerado en esta investigación ha sido ensamblado con una estructura de fibra de carbono, motores eléctricos, controladores electrónicos de velocidad, batería LiPo y componentes comerciales. No obstante, todavía se requiere disponer de un registro técnico sistematizado que determine su condición estructural, la correcta fijación de sus elementos, la seguridad de sus conexiones eléctricas, la respuesta uniforme de los motores y la confiabilidad de la comunicación entre el operador y el sistema de control. La ausencia de esta evaluación genera incertidumbre respecto de su comportamiento y de las condiciones bajo las cuales podría ser utilizado en la ETFA.

Esta incertidumbre representa un riesgo operativo porque una fijación deficiente, una conexión eléctrica inadecuada, una respuesta desigual de los motores o una interrupción del enlace de control pueden producir pérdida de estabilidad, respuesta imprecisa a los comandos, reducción inesperada del tiempo de vuelo o pérdida de control de la aeronave. Las experiencias documentadas con cuadricópteros ensamblados experimentalmente evidencian que, después del diseño y la construcción, es indispensable ejecutar pruebas técnicas y vuelos controlados para identificar desviaciones, comprobar la respuesta de los subsistemas y efectuar los ajustes necesarios antes de considerar una aplicación operacional (Guamán Toapanta & Valdez Quiroga , 2023).

La estabilidad constituye una condición importante para el empleo del prototipo como recurso de instrucción. Una aeronave que no mantenga un comportamiento predecible puede dificultar el aprendizaje de maniobras elementales, aumentar la carga de trabajo del operador y afectar la ejecución de recorridos de observación. Por esta razón, es necesario comprobar si el dron puede mantener una condición de vuelo controlada y responder de manera eficaz a órdenes de ascenso, descenso, desplazamiento, giro y corrección de posición.

La autonomía también debe ser evaluada debido a que determina el tiempo efectivo disponible para desarrollar una actividad aérea. En operaciones de vigilancia y reconocimiento, una autonomía insuficiente limita la continuidad de la observación, el área que puede

recorrerse y el tiempo de permanencia sobre un punto de interés (Alarcón Calero & Reinoso Vaca , 2024).

En el caso de un prototipo destinado a la enseñanza, conocer su autonomía inicial permitirá dimensionar los ejercicios, establecer tiempos seguros de retorno y aterrizaje y evitar que las actividades sean planificadas sobre capacidades que la aeronave no puede sostener.

Los estudios efectuados en la ETFA señalan la necesidad de organizar las operaciones de los drones mediante fases de preparación, inspección previa, ejecución, aterrizaje, revisión posterior y atención de contingencias (Garaicoa Ramírez & Tello Arroyo , 2025).

Sin esta información no es posible determinar con fundamento técnico qué maniobras pueden realizarse, durante cuánto tiempo, bajo qué condiciones y con cuáles limitaciones.

El problema de investigación se concentra en la falta de evidencia técnica obtenida mediante pruebas controladas que permita establecer el desempeño estructural y operacional del prototipo. El fin de esta evaluación nos permitirá reducir la incertidumbre y generar una base objetiva para futuras mejoras en la operación del dron.

Formulación del problema

¿Cuál es el desempeño estructural y operacional del dron FPV ensamblado con componentes de bajo costo COTS, que condiciones debe cumplir con respecto a la autonomía, vuelos de estabilidad para su empleo como recurso con fines de reconocimiento básico e instrucción militar para la formación de los alumnos de la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea?

Objetivos

Objetivo general

- Evaluar el desempeño estructural y operacional del prototipo mediante pruebas técnicas controladas, con la finalidad de comprobar su estabilidad, respuesta de control, autonomía inicial y utilidad en ejercicios de entrenamiento y reconocimiento básico en la ETFA.

Específicos

- Realizar pruebas en tierra para verificar el estado estructural, fijación de componentes, conexiones eléctricas, respuesta de motores y comunicación con el sistema de control.
- Ejecutar pruebas controladas de operación básica, registrando observaciones sobre estabilidad, maniobrabilidad, autonomía y aplicabilidad del prototipo como recurso de instrucción

Justificación

La presente investigación se justifica por la necesidad de proporcionar a la ETFA información técnica sobre las capacidades y limitaciones de un prototipo de dron de bajo costo antes de incorporarlo a ejercicios de instrucción. Teniendo en cuenta que es la adquisición e implementación de este prototipo es para la formación militar y reconocimiento básico.

Las pruebas que se realizara antes del vuelo en tierra nos permitirán verificar las condiciones en las que se encuentra la estructura, la fijación de tornillería, los componentes ensamblados, conexiones eléctricas y la comunicación entre radio trasmisor, dron y visores. Permitiéndonos esto identificar anomalías y fallas antes del vuelo y poder identificarlos, así reduciendo la posibilidad de una falla en vuelo de la aeronave. La experiencia obtenida en proyectos de construcción de cuadricópteros demuestra que la integración de los subsistemas debe comprobarse experimentalmente para detectar desviaciones y ajustar la plataforma antes de su utilización (Guamán Toapanta & Valdez Quiroga , 2023).

La comprobación de la estabilidad y de la respuesta de control beneficiará directamente a los ejercicios de entrenamiento. Si el prototipo mantiene un comportamiento predecible, los alumnos podrán practicar maniobras básicas como despegue, vuelo estacionario, desplazamiento, cambio de dirección, mantenimiento de posición, aproximación y aterrizaje. Con una respuesta adecuada a los comandos facilitará que el operador concentre su atención en la trayectoria, la orientación y la observación del área, en lugar de dedicar la mayor parte del ejercicio a corregir desviaciones imprevistas de la aeronave.

En los ejercicios de reconocimiento básico, la estabilidad también influye en la calidad de la observación. Una plataforma que pueda conservar una trayectoria y una posición controladas ofrece mejores condiciones para identificar puntos de interés, efectuar recorridos previamente definidos y mantener temporalmente la observación sobre un sector. Por el contrario, una aeronave inestable puede dificultar la orientación, disminuir la utilidad de la imagen transmitida y aumentar el riesgo de abandonar el recorrido establecido.

La evaluación de la autonomía permitirá determinar el tiempo real durante el cual el prototipo puede permanecer en operación bajo las condiciones definidas para las pruebas. Este resultado servirá para establecer la duración de los ejercicios, calcular el momento de retorno, conservar un margen de energía para el aterrizaje y delimitar el recorrido que puede ejecutarse de manera controlada. Debido a que el tiempo de vuelo constituye una limitación para la continuidad de las actividades de vigilancia y reconocimiento, su medición es necesaria para evitar que se asignen al prototipo tareas superiores a su capacidad comprobada (Alarcón Calero & Reinoso Vaca , 2024). En el ámbito pedagógico, la investigación permitirá que los alumnos relacionen los conocimientos de estructura, propulsión, electrónica, control, mantenimiento y operación con el comportamiento real de una aeronave no tripulada. De este modo, el prototipo podrá emplearse como una plataforma de aprendizaje para observar fallas, interpretar resultados, registrar novedades y comprender la relación existente entre la condición técnica de los componentes y el desempeño durante el vuelo. Este enfoque coincide con la necesidad institucional de fortalecer la capacitación del operador y la supervisión de las actividades realizadas con drones (Ordoñez Viteri & Pilco Orozco, 2025).

La investigación dará un paso que inicie el proceso de comprobación, evaluación de desempeño y registro para que se utilice como referencia para futuros estudios. Obteniendo una base verificable para valorar la utilidad como un recurso complementario en la instrucción, priorizando la seguridad, la formación en pilotaje de drones y el aprendizaje en la ETFA

Capítulo II

Estado del arte

Antecedentes investigativos

Las investigaciones relacionadas nos permitieron identificar documentos relacionados con el diseño estructural de vehículos aéreos no tripulados, propiedades y características de la fibra de carbono presente en el chasis del dron, la autonomía y la estabilidad de vuelo, la aplicación de drones en procesos de capacitación militar. Estos estudios nos han proporcionado conocimientos técnicos y metodológicos para poder evaluar el prototipo FPV de bajo costo ensamblado para la formación de alumnos de la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea.

(Rodríguez , 2012), Desarrolló una investigación cuyo objetivo fue estudiar materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras de carbono para aplicaciones aeroespaciales sometidas a solicitaciones mecánicas y térmicas exigentes. La metodología fue experimental e incluyó la fabricación de materiales pre impregnados con fibra de carbono y resina fenólica, el procesamiento mediante bolsa de vacío, la elaboración de placas y la ejecución de ensayos de flexión, resistencia al fuego y permeabilidad. Para las pruebas correspondientes se usaron normas ASTM D790, ASTM D1388, ASTM D3167 y ASTM E1354. Demostrando así que los materiales compuestos como la fibra de carbono, en este caso, nos ofrecen una relación entre resistencia comparable a la del acero y con un peso más ligero, mientras se controlen las condiciones como la orientación de la fibra, el tipo y adherencia de la resina y el procedimiento de unión. La selección de la fibra de carbono es preferible para estructuras aeronáuticas livianas; sin embargo, las propiedades generales del material no garantizan el desempeño de una estructura ensamblada, por lo que deben comprobarse su condición, uniones y el comportamiento final del dron.

(Alcívar Albán & Chuchuca Suárez., 2021), Desarrollaron el diseño de un vehículo aéreo no tripulado destinado a apoyar las operaciones de seguridad y protección marítima de la

Armada del Ecuador. El objetivo de este estudio fue diseñar un hexacóptero con la finalidad de proporcionar información visual antes de procesos tales como inspección y abordaje, buscando procurar la seguridad del personal militar en operaciones. La metodología tuvo un enfoque cualitativo para poder recabar entrevistas al personal que conforma el Comando de Guarda Costas. Posteriormente, decidieron la configuración de la aeronave, los cálculos necesarios para la potencia y su autonomía, el diseño asistido por computadora, análisis de elementos finitos y desarrollo de un sistema de detección de objetos por aprendizaje automático. Concluyendo que dicha configuración puede satisfacer los requerimientos buscados, con una autonomía de 18 minutos y con una estructura apta, siendo capaz de soportar las cargas. Esto demuestra la importancia de hacer relación con la misión a cumplir y la selección de materiales, el diseño estructural, la autonomía y los sistemas de control.

(Guamán Toapanta & Valdez Quiroga , 2023) tuvieron como objetivo diseñar y construir un prototipo de cuadricóptero no tripulado capaz de transportar cargas ligeras, seguir comandos de un operador y mantener estabilidad dentro de un ambiente controlado. La investigación aplicó la metodología de diseño mecatrónico VDI 2206, conocida como modelo en V, mediante la cual se establecieron requerimientos, se diseñaron los subsistemas de propulsión, distribución eléctrica, estructura, control de vuelo y comunicación, y posteriormente se efectuó su integración. El proceso metodológico incluyó cálculos de ingeniería, modelado matemático, simulaciones, análisis estructural, producción de componentes disponibles localmente, calibración en bancos de pruebas y vuelos libres controlados. Durante las pruebas se evaluó la respuesta ante fallas, perturbaciones, el alcance de la comunicación, la estabilidad de vuelo, el correcto funcionamiento de los comandos remotos y el tiempo de vuelo con diferentes condiciones de peso de carga. Las pruebas que realizaron revelaron problemas en los sensores, fallas en los comandos, la desviación de posición y la perdida de comunicación siendo esto necesario incorporar respectivas soluciones en la programación. Dedujeron que el cuadricóptero se puede mantener en vuelo estable en un ambiente interno, puede responder a

las ordenes del operador y fue capaz de transportar la carga prevista. Esto demuestra que un prototipo ensamblado debe someterse progresivamente a pruebas de calibración, comunicación, estabilidad y autonomía antes de poder ser considerado apto para aplicaciones prácticas.

(Centeno Alcívar, Reyes Contreras, Erazo Velasco, & Chere Quiñónez, 2023) realizaron una investigación orientada a la utilización de un cuadricóptero para optimizar la vigilancia aérea mediante un sistema de control basado en la función de Lyapunov. El objetivo de este trabajo fue construir un prototipo que pueda funcionar en tiempo real, ejecutar desplazamientos supervisados o automáticos y seguir rutas ya programadas en tareas de vigilancia. Esta investigación conto con un enfoque cualitativo del comportamiento del cuadricóptero y un análisis cuantitativo de su estabilidad, precisión, adaptabilidad y autonomía. El estudio uso un microcontrolador Arduino, motores, controladores de velocidad electrónicos, sensores, comunicación inalámbrica y una cámara. Usaron Autodesk Tinkercard para verificar las conexiones, MATLAB para el modelado y diseño del sistema de control, Python para procesar las imágenes. Las pruebas se usaron en un campo controlado para poder asimilar el margen de error en los ejes del desplazamiento y orientación del prototipo. El control Lyapunov mejoro la estabilidad, la adaptación y la navegación autónoma. Este estudio respalda la necesidad de evaluar la estabilidad y la respuesta de control; sin embargo, se concentra en un algoritmo específico, mientras que el prototipo de la ETFA requiere una evaluación funcional integral de su configuración de los componentes.

(Alarcón Calero & Reinoso Vaca , 2024), analizaron las potencialidades del empleo de UAV en las operaciones de vigilancia del poliducto Libertad-Pascuales, con el propósito de formular una propuesta para optimizar el uso de equipos de reconocimiento técnico por parte de la Fuerza Terrestre. El análisis empleo un enfoque mixto, mediante técnicas experimentales, como el inductivo y el comparativo. Los autores relacionaron el desempeño de las cámaras y la transmisión de información de los drones Matrice 350 RTK y Mavic 3E. El producto indicó que

las aeronaves pueden operar de manera estable en determinadas condiciones, aunque se reconocieron las limitaciones que pueden estar relacionadas con la autonomía, la conectividad, la resolución de las imágenes y la continuidad en las operaciones. Los autores dedujeron que la autonomía efectiva de entre 25 y 45 minutos limita la posibilidad de mantener una vigilancia continua, siendo que el éxito de un sistema UAV no depende exclusivamente de la aeronave, sino también de la planificación de vuelo, la capacitación impartida, el mantenimiento y la logística para el prototipo. Esto demuestra que el tiempo de vuelo deberá medirse bajo condiciones concretas, debido a que determinan la duración, el alcance y la continuidad en una actividad de reconocimiento.

(Ordoñez Viteri & Pilco Orozco, 2025), analizaron la necesidad de poder establecer un manual de procedimientos y supervisión para drones para la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea ETFA. El propósito fue diseñar un documento que pudiera orientar el empleo seguro y eficiente de las aeronaves en dicho lugar, garantizando el cumplimiento de la normativa para que contribuyera a la formación de alumnos pertenecientes a la institución. El trabajo usó un enfoque mixto, de carácter exploratorio y descriptivo, mediante la revisión documental, el análisis de normativa, la observación de actividades que tengan relación con drones y encuestas aplicadas a 19 alumnos. Los resultados señalaron que el 73,7 % de los encuestados considero que los drones podían mejorar la seguridad perimetral de la institución; el 57,9 % los considero útiles en zonas vulnerables y el 63, 2 % asumió que podía fortalecer la respuesta ante incidentes. Los autores también encontraron problemas técnicos, falta de capacitación y la estandarización estos como aspectos importantes. Concluyeron, que los drones de ser incluidos en la ETFA con la capacitación, las inspecciones, el mantenimiento, los protocolos de operación y supervisión adecuada y certificada. Esta contribución esta asociada al componente formativo de la presente investigación, aunque el estudio se centró en los procedimientos técnicos del prototipo FPV ensamblado localmente, este no fue probado experimentalmente.

Síntesis de los antecedentes

Los antecedentes revisados demuestran que la incorporación de un dron en actividades de formación, vigilancia o reconocimiento requiere relacionar el material estructural, la integración de los componentes, el sistema de control, la comunicación, la estabilidad y la autonomía. Las investigaciones sobre fibra de carbono explican sus ventajas mecánicas y su baja densidad, pero también señalan que el desempeño final depende de la fabricación, orientación de las fibras, porosidad y calidad de las uniones. Los proyectos para cuadricópteros y hexacópteros se realizan mediante respectivas simulaciones estructurales, cálculos de potencia y control del prototipo, pero algunos son solo para la fase de diseño, los vuelos experimentales muestran que puede haber fallas de comunicación, desviaciones, respuestas repentinas y comportamientos inesperados durante las pruebas. Por otro lado, estudios militares muestran que la autonomía afecta directamente la duración y continuidad del reconocimiento, y que el uso seguro de drones requiere entrenamiento, el mantenimiento, la supervisión y los procedimientos claramente definidos. Esto evalúa el prototipo en su configuración real, debido a que las especificaciones individuales de los componentes y las propiedades generales de la fibra de carbono no permiten asegurar el desempeño del sistema una vez ensamblado. Los resultados permitirán establecer sus capacidades, limitaciones y condiciones básicas de empleo como recurso complementario para el entrenamiento y el reconocimiento básico en la ETFA.

Marco teórico

El desempeño de un vehículo aéreo no tripulado de configuración multirrotor depende de la interacción dinámica entre su estructura, sistema de propulsión, controlador de vuelo, fuente de energía y enlaces de comunicación. Aunque cada componente posea especificaciones individuales compatibles, la integración física y electrónica puede introducir vibraciones, pérdidas eléctricas, retardos, interferencias y variaciones en la respuesta de

control. Por esta razón, la evaluación técnica debe considerar el prototipo como un sistema mecatrónico completo y no como la suma independiente de sus componentes.

El prototipo desarrollado para la ETFA es un cuadricóptero FPV ensamblado con un marco de fibra de carbono. El sistema de propulsión consta de cuatro motores sin escobillas las cuales son pequeños bloques de material conductor Racerstar RS2205 2300 KV, un ESC SpeedyBee 35A Mini V2 de cuatro canales y una batería LiPo Tattu Fun Fly 4S 1550 mAh. El control de vuelo se realiza desde una placa SpeedyBee F405 Mini con una unidade de medición inercial ICM42688P y firmware Betaflight. La comunicación de comando se realiza con ExpressLRS a 2.4 GHz, y la transmisión de video FPV se realiza con una cámara analógica Caddx Turbo EOS2 y un transmisor AKK X2-Ultimate en la banda de 5.8 GHz. Esta configuración determina las variables estructurales y operacionales que deben verificarse durante las pruebas.

Propiedades mecánicas y estructurales de la fibra de carbono en chasis de UAV

La fibra de carbono utilizada en aplicaciones aeronáuticas es parte de un compuesto de fibras de alta resistencia en una matriz polimérica. Las fibras proporcionan resistencia y rigidez en la dirección longitudinal, mientras que la matriz mantiene su posición, distribuye la carga y protege el conjunto de las condiciones ambientales.

Este material para la construcción de drones se relaciona con su favorable relación entre resistencia y peso. Una estructura liviana reduce la masa total de la aeronave, disminuye el empuje necesario para mantenerse en vuelo y puede contribuir a mejorar la autonomía. Sin embargo, estas ventajas dependen de la calidad de fabricación, la orientación de las fibras, el espesor de las placas y el estado de las uniones.

(Rodríguez , 2012) explica que los compuestos reforzados con fibras de carbono presentan propiedades mecánicas apropiadas para aplicaciones aeroespaciales, aunque su comportamiento final se encuentra condicionado por el tipo de resina, la porosidad, el proceso de fabricación y la adherencia entre las fibras y la matriz.

A diferencia de los materiales metálicos convencionales, la fibra de carbono presenta un comportamiento anisotrópico. Esto hace que su resistencia no es necesariamente igual en todas las direcciones. Una lámina puede soportar adecuadamente cargas aplicadas en el sentido de las fibras, pero presentar menor resistencia frente a esfuerzos transversales, impactos localizados o separación entre capas.

El chasis de un cuadricóptero, los brazos soportan el peso de los motores, el empuje generado por las hélices, las vibraciones y los esfuerzos ocasionados por las maniobras. Estas cargas producen principalmente flexión y torsión, especialmente en las zonas cercanas a las fijaciones.

El esfuerzo normal sobre una sección puede expresarse mediante la relación:

$$\sigma = F / A$$

La fórmula representa el esfuerzo mecánico normal (o tensión normal). Mide la intensidad de una fuerza distribuida sobre la superficie del área transversal de un cuerpo.

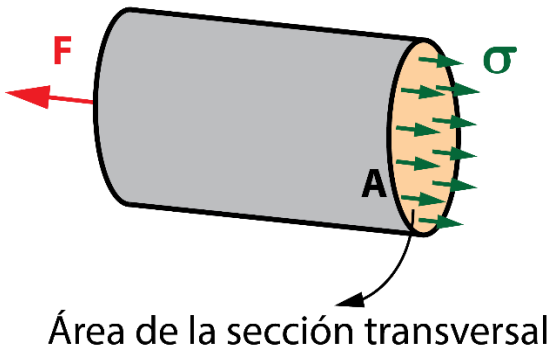
Donde σ representa el esfuerzo normal, F la fuerza aplicada y A el área resistente. Es esta relación la que nos llevará a entender que la misma fuerza provoca mayores esfuerzos cuando se aplica a una sección más pequeña.

Unidades del Sistema Internacional σ (Sigma):

- Esfuerzo normal. Se mide en Pascales (Pa), donde 1Pa = $1\mathrm{N}/\mathrm{m}^2$. En ingeniería se suelen usar múltiplos como Megapascales (MPa = 10^6 Pa
- F (Fuerza): Carga perpendicular u ortogonal aplicada sobre la superficie. Se mide en Newtons (N).
- A (Área): Superficie del área de la sección transversal que está expuesta a la fuerza. Se mide en metros cuadrados m^2

Figura 1

Interpretación de la formula



Nota. Tomado de (Ingeniosos, s.f.)

La deformación unitaria se representa de la siguiente manera:

$$\varepsilon = \Delta L / L_0$$

Figura 2

Deformación unitaria



Nota. Tomado de (Zona Ingenieria Civil, 2026)

En esta expresión, ε corresponde a la deformación unitaria, ΔL es el cambio de longitud y L_0 es la longitud inicial del elemento. Si el material es elástico, entonces la relación entre el esfuerzo y la deformación de la rigidez:

$$E = \sigma / \varepsilon$$

El término E representa el módulo de elasticidad. Un valor elevado de E indica que el material se deforma menos con una carga, siempre que se mantengan las mismas condiciones.

No podemos calcular las propiedades reales del chasis sin ningún conocimiento sobre el laminado, la dirección de las fibras y los resultados de las pruebas mecánicas.

La flexión de los brazos del dron es mayor cuando la carga está más lejos del área de fijación. Por esta razón, la longitud del brazo, el grosor, la geometría y la ubicación del motor determinaran la rigidez en los brazos. Un brazo demasiado flexible puede causar vibración, el alineamiento de la hélice cambiará y la estabilidad del vuelo se verá afectada.

Durante el vuelo estacionario, el empuje combinado de los cuatro motores debe equilibrar el peso de la aeronave:

$$\text{Empuje total} = \text{masa del dron} \times \text{gravedad}$$

Esta es una situación ideal de equilibrio. Al moverse en el aire, en una maniobra o una corrección de estabilidad, algunos motores aumentan su empuje mientras que otros lo disminuyen, añadiendo carga a los brazos, placas centrales y puntos de unión.

Las fijaciones son críticas para el comportamiento estructural. Un tornillo suelto, una junta desalineada o un espaciador deteriorado pueden dar lugar a movimientos no deseados que aumentan la vibración y reducen la precisión de los sensores.

En cuanto al material alrededor de los agujeros en caso de un atornillado excesivo, puede llevar a la formación de grietas. Los principales tipos de deterioro son el agrietamiento de la matriz, la fractura de fibras, la delaminación, el desgaste de bordes y el aplastamiento en los puntos de fijación. La delaminación es la separación de las capas que componen el material compuesto y puede disminuir considerablemente la resistencia incluso si el daño externo no es grande.

El chasis debe ser evaluado visualmente por los brazos, placas, bordes, perforaciones y juntas. También se debe verificar la ausencia de grietas, la firmeza de los motores y la fijación de la batería, el controlador, el receptor y el transmisor de video. Otro aspecto es que las vibraciones son generadas por el conjunto motor-hélice. Si una hélice está desbalanceada o un

motor está desgastado, la vibración se transmite al chasis y puede afectar la medición de la unidad inercial.

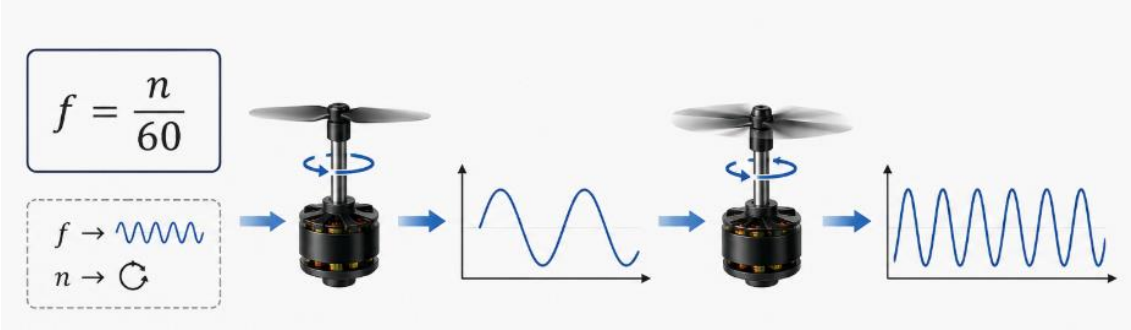
La frecuencia básica de rotación se obtiene mediante:

$$f = n / 60$$

Donde f representa la frecuencia en hercios y n la velocidad de rotación en revoluciones por minuto. Esta relación permite identificar que una mayor velocidad de giro genera una mayor frecuencia de excitación sobre la estructura.

Figura 3

Representación de la frecuencia básica de rotación.



(Guamán Toapanta & Valdez Quiroga , 2023) realizaron análisis estructurales y pruebas funcionales para identificar las condiciones que podrían afectar la estabilidad de su cuadricóptero. Los resultados de su estudio muestran que la condición mecánica de la estructura afecta los sensores, motores y el control de vuelo. Esto es aplicable para el dron mencionado anteriormente porque la vibración puede afectar el chasis, las conexiones eléctricas, la imagen transmitida y la estabilidad de vuelo al mismo tiempo.

La conductividad de la fibra de carbono es otro factor importante, ya que si un cable sin aislamiento, una soldadura expuesta o un terminal energizado entra en contacto con el chasis, puede haber un cortocircuito. Por esta razón, se debe considerar la separación de conductores, el aislamiento de componentes y la protección de cables contra bordes

(Alcívar Albán & Chuchuca Suárez., 2021) demostraron que el análisis estructural permite anticipar tensiones y deformaciones en vehículos aéreos no tripulados. De no haber datos sobre las propiedades mecánicas del laminado, la evaluación del prototipo debe centrarse en condiciones que se puedan verificar, así como la integridad física, la rigidez, la firmeza de todas las uniones y la respuesta ante las vibraciones.

Sistema de propulsión eléctrica: motores brushless DC (BLDC), ESC

El sistema de propulsión eléctrica de los motores brushless DC transforma la energía almacenada de la batería en el movimiento rotacional de los mecanismos y dando así el empuje del prototipo. Esta conversión depende de la interacción entre la batería, el controlador electrónico de velocidad, los motores y las hélices.

(Guamán Toapanta & Valdez Quiroga , 2023) explican que el funcionamiento de un cuadricóptero requiere compatibilidad entre los componentes eléctricos, la distribución de energía, la respuesta de los motores y la configuración del controlador de vuelo. Una deficiencia en cualquiera de estos elementos puede afectar directamente la capacidad de estabilización.

Los motores brushless sin comillas, también conocidos como motores BLDC, operan con conmutación electrónica. El estator es la parte fija de una maquina eléctrica que contiene los devanados o bobinas del motor, mientras que el rotor tiene imanes permanentes. El ESC controla la potencia a las fases del motor generando así un campo magnético rotativo que mueve el motor para generar un campo magnético rotativo esto haciendo mover el motor.

A diferencia de los motores con escobillas, los motores brushless o sin escobillas no dependen de contactos mecánicos para realizar la conmutación. Esto permite una mayor densidad de potencia, mejor respuesta y menor desgaste de algunos componentes mecánicos (Guamán Toapanta & Valdez Quiroga , 2023)

Las especificaciones del motor están dadas por su valor KV que es la constante de velocidad. Este valor indica aproximadamente la velocidad de la hélice que se puede alcanzar por voltio aplicado.

- Velocidad teórica sin carga = KV × voltaje
- Para motores de 2300 KV y una batería con tensión nominal de 14,8 V:

  Velocidad teórica = 2300 * 14,8

  Velocidad teórica = 34 040 rpm (revoluciones por minuto)

Figura 4

Motor eléctrico brushless trifásico (Racerstar RS2205 2300KV)



Nota. Tomado de (Aviones telediridgidos , s.f.)

Esto es solo una estimación sin carga. La velocidad de las hélices durante el vuelo disminuye debido a la resistencia al aire, la pérdida eléctrica, la caída de voltaje y las condiciones de operación.

El valor KV por sí solo no determina la capacidad de empuje. El diámetro y el paso de las hélices, el voltaje disponible, la corriente consumida y la densidad del aire también lo afectan. Una hélice sobredimensionada puede aumentar la carga en el motor y provocar un aumento de temperatura.

La potencia eléctrica consumida se calcula como:

$$P = V \times I$$

Donde P representa la potencia, V la tensión o voltaje e I la corriente.

Esto es solo una estimación sin carga. La velocidad de las hélices durante el vuelo disminuye debido a la resistencia al aire, la pérdida eléctrica, la caída de voltaje y las condiciones de operación.

El valor KV por sí solo no determina la capacidad de empuje. El diámetro y el paso de las hélices, el voltaje disponible, la corriente consumida y la densidad del aire también lo afectan. Una hélice sobredimensionada puede aumentar la carga en el motor y provocar un aumento de temperatura.

El ESC SpeedyBee BLS 35A Mini V2 presenta una capacidad continúa declarada de 35 A por canal. Los motores Racerstar RS2205 poseen una corriente máxima continúa declarada de 24,1 A.

El margen nominal de capacidad puede estimarse de la siguiente manera:

$$\text{Margen} = [(35 - 24{,}1) / 24{,}1] \times 100$$

$$\text{Margen} = 45{,}2\ \%$$

Este resultado nos indica una diferencia favorable entre la corriente máxima declarada del motor y la capacidad continua de cada canal del ESC. Sin embargo, la compatibilidad nominal no reemplaza la comprobación experimental. La corriente real puede variar debido a las hélices instaladas, el estado de los motores, las condiciones de ventilación y la configuración del controlador. Por esta razón, deben verificarse la temperatura, las conexiones, el comportamiento del acelerador y la ausencia de vibraciones anormales.

La comunicación entre la controladora de vuelo y el ESC utiliza protocolos digitales DShot. Estos protocolos transmiten instrucciones para modificar la velocidad de los motores y permiten una regulación electrónica precisa.

Las denominaciones DShot300 y DShot600 corresponden a velocidades nominales de transmisión de 300 y 600 kbit/s. Una velocidad superior puede reducir el tiempo necesario para

comunicar una orden, aunque la respuesta final también depende de la capacidad de procesamiento del sistema y de la inercia del conjunto motor-hélice.

La velocidad de una hélice no cambia de forma instantánea. Cuando el controlador ordena una aceleración, el motor requiere un intervalo para vencer la inercia y modificar su régimen de funcionamiento. Esta condición influye en la rapidez con la que el dron responde a perturbaciones o comandos del operador.

(Guamán Toapanta & Valdez Quiroga , 2023) identificaron que el comportamiento del sistema de propulsión debe verificarse mediante pruebas progresivas, debido a que las respuestas reales pueden diferir de los valores previstos durante el diseño.

La batería del prototipo corresponde a una LiPo 4S de 1550 mAh. La configuración 4S indica cuatro celdas conectadas en serie la que nos da una subida de voltaje, manteniendo el amperaje y una tensión nominal total de aproximadamente 14,8 V.

La capacidad de 1550 mAh (miliamperios- hora lo que indica la capacidad de carga eléctrica de una batería en una hora), equivale a 1,55 Ah (amperios-hora). A partir de estos valores se calcula la energía nominal:

Energía nominal = voltaje × capacidad

Energía nominal = 14,8 × 1,55

Energía nominal = 22,94 Wh

Esta energía representa una capacidad nominal y no significa que deba utilizarse completamente durante el vuelo. Una descarga excesiva puede afectar la batería y reducir la seguridad de la operación.

La batería presenta una tasa de descarga continua 100C. La corriente máxima teórica puede estimarse mediante:

- Corriente máxima teórica = tasa de descarga × capacidad
- Corriente máxima teórica = 100 × 1,55
- Corriente máxima teórica = 155 A

Esto corresponde a una estimación basándonos en las especificaciones del componente. Esto no garantiza que la batería pueda entregar dicha corriente de manera continua sin calentamiento, reducción de tensión o deterioro de la misma.

La capacidad real depende de la resistencia interna de la batería, el estado de carga, la temperatura, el envejecimiento y el número de ciclos de utilización.

Cuando aumenta la demanda de corriente, puede producirse una caída temporal de tensión. Este fenómeno reduce la capacidad de los motores para mantener su velocidad y puede afectar la estabilidad durante maniobras exigentes.

La autonomía o el tiempo máximo que se pueda mantener en el aire se puede estimarse de manera general mediante:

Tiempo aproximado de vuelo = (60 × capacidad utilizable) / corriente promedio

El resultado debemos expresar en minutos, cuando la capacidad se registra en amperios-hora y la corriente en amperios. Por este motivo la capacidad utilizable debe incorporar una reserva de seguridad para evitar descargas excesivas.

La autonomía del UAVs real depende de la masa total, la intensidad de las maniobras, el estado de la batería, las condiciones metereologicas y la eficiencia del sistema de propulsión.

Alarcón Calero & Reinoso Vaca (2024) determinaron que la duración del vuelo constituye una limitación importante para la continuidad de actividades de vigilancia y reconocimiento. Por esta razón, el tiempo de operación del prototipo destinado para la ETFA debe medirse bajo condiciones que se puedan presentar en este lugar.

La evaluación del sistema de propulsión debe incluir la revisión del sentido de giro de los motores, la fijación de las hélices, el funcionamiento del ESC, la temperatura de los componentes, la estabilidad de las conexiones y la respuesta de la batería durante la operación.

Sistema de control de vuelo inercial y bucle PID

El controlador de vuelo procesa la información que es enviada desde los sensores, interpreta los comandos del operador y modifica a que velocidad deben estar los motores para poder tener la estabilidad al momento de estar en el aire con la aeronave.

El dron FPV incoropora una tarjeta SpeedyBee F405 Mini y cuenta con un sensor inercial (IMU/Giroscopio): ICM42688P. Esto nos ayuda a integrar el acelerómetro y giroscopio de 3 ejes, utilizándolo para identificas aceleraciones y velocidades angulares.

El objetivo del giroscopio es registrar la rapidez con la que rota o gira sobre sus ejes de alabeo (roll), cabeceo (pitch) y guiñada (yaw). Estos movimientos están provocados por los cambios diferenciales en la velocidad generados por los cuatro motores. Lo que nos proporciona el acelerómetro es información relacionada con si está en reposo o moviéndose a la misma velocidad y está detectando la gravedad, lo que permite el cálculo de la inclinación.

Guamán Toapanta y Valdez Quiroga (2023) explican que la estabilidad de un cuadricóptero depende de la coordinación de los sensores, controladores y el sistema de propulsión. Debido a que la aeronave no tripulada responde simultáneamente a distintas fuerzas y acciones, la corrección debe ejecutarse de manera continua.

El acelerómetro nos ayuda a corregir esta desviación, aunque su señal también puede alterarse por sus vibraciones y aceleraciones bruscas o inesperadas por la sensibilidad del control o otros factores. Debido a esto, se combina la información de ambos sensores.
De forma general:

Orientación estimada = información del giroscopio + corrección del acelerómetro

Esta combinación nos permite obtener una referencia más estable que la utilización de un solo sensor.

Guamán Toapanta y Valdez Quiroga (2023) comprobaron que las vibraciones de los motores pueden afectar en la operación. En consecuencia, el balance de las hélices, la rigidez del chasis y el montaje de la controladora influyen directamente en la calidad de la estimación.

La estabilización del dron se realiza mediante el controlador de vuelo SpeedyBee F405 Mini, que utiliza los datos de la IMU/giroscopio ICM42688P y ejecuta el firmware Betaflight para gestionar el control de vuelo. Esto para identificar entre el comportamiento esperado y el comportamiento de la aeronave no tripulada.

Para identificar el error se expresa de la siguiente forma:

Error = valor deseado − valor medido

A partir de este error, el sistema genera tres acciones complementarias.

La acción proporcional responde al error presente. Cuando el dron se inclina más de lo deseado, el controlador genera una corrección inmediata para contrarrestar dicha desviación.

Una respuesta proporcional insuficiente puede producir movimientos lentos o falta de precisión. Por el contrario, un ajuste excesivo puede generar oscilaciones y vibraciones que afecten el rendimiento de la aeronave.

La acción integral considera que los errores se van acumulando con el tiempo. La función del mismo controlador es compensar las desviaciones persistentes, tales como diferencias de empuje entre los motores si uno produce ligeramente más o menos empuje que otro o desplazamientos del centro de gravedad.

La acción derivativa considera la rapidez con la que cambia el error. Esto ayuda a reducir las oscilaciones y anticipar tendencias de movimiento mediante el IMU/giroscopio ICM42688P que es destinado para detectar el movimiento del dron, aunque también puede amplificar el si existen vibraciones elevadas.

La lógica general la podemos deducir de la siguiente manera:

Corrección PID = acción proporcional + acción integral + acción derivativa

Siendo la representación de PID así:

- P: responde al error actual.
- I: compensa errores que permanecen en el tiempo.
- D: responde a la rapidez con la que cambia el error y ayuda a amortiguar oscilaciones.

Centeno-Alcívar et al. (2023) destacan que la estabilidad representa una condición esencial para utilizar cuadricópteros en actividades de vigilancia. Los autores también resaltan la importancia de verificar el comportamiento del sistema de control mediante pruebas y simulaciones.

En los drones FPV normalmente se emplea una arquitectura de control casacada. Un primer nivel compara la orientación deseada con la orientación estimada, mientras que un segundo nivel regula la velocidad angular necesaria para ejecutar la corrección.

Guamán Toapanta y Valdez Quiroga (2023) identificaron que la implementación de lazos de control coordinados favoreció la estabilización de su prototipo después de detectar dificultades durante las pruebas iniciales.

El modo Angle de Betaflight utiliza la información de los sensores para facilitar la auto nivelación. En este modo, el dron se nivela automáticamente recuperando una posición más estable cuando el operador suelta los controles.

El modo Acro o Rate permite controlar la velocidad angular. Teniendo como necesario mayor habilidad del operado y no ofrece el mismo nivel de auto nivelación automática.

El modo Flip Over After Crash es usado normalmente cuando el dron cae cabeza abajo, para poder voltearlo los motores libres que no estén atascados contra el suelo, la función que realiza es girar en sentido inverso, dando la rotación del dron.

Las órdenes recibidas por el sistema de control se distribuyen entre los motores mediante una mezcla electrónica

De acuerdo con Quan (2017) las órdenes calculadas por la unidad de control de vuelo se distribuyen hacia los motores mediante el algoritmo de mezcla mixer. De este modo, cada motor recibe un nivel de aceleración base combinado con las correcciones requeridas para controlar la actitud del vehículo en los ejes de alabeo, cabeceo y guiñada. No obstante, si el orden de los motores se encuentra mal configurado en el Betaflight, si una hélice se instala con sentido de rotación invertido o si la controladora de vuelo presenta un desfase de orientación

respecto al eje longitudinal de la aeronave, el bucle de control generará correcciones con retroalimentación positiva, derivando en la inestabilidad inmediata, el daño de los componentes eléctricos o en el vuelco del sistema.

El tiempo transcurrido entre la detección de una perturbación y la respuesta de los motores también influye en el comportamiento del dron. Esto incluye la lectura del sensor inercial, el filtrado digital de la señal, el cálculo de las correcciones en el microprocesador, la transmisión mediante el protocolo de comunicación al variador electrónico de velocidad ESC y la aceleración de la hélice. Cuando este retraso es elevado, la corrección puede ser aplicada después que la aeronave haya cambiado nuevamente de posición, dando como resultado oscilaciones desfasadas y respuestas tardías. Una hélice desbalanceada, rodamientos deteriorados en los motores o una unión floja-aisladas, dan un ruido de alta frecuencia en la unidad del sensor inercial. Mediante estas condiciones la unidad de control de vuelo confunde el ruido mecánico con desviaciones reales de postura, generando correcciones innecesarias que amplifican las perturbaciones y degradan la precisión del vuelo. (Valavanis & Vachtsevanos, 2015)

Por esta razón, antes de proceder con el ajuste y modificación de los parámetros PID (Proporcional, Integrador y Derivativo), se debe realizar una inspección técnica preliminar para la verificación de la rigidez del chasis, la fijación mecánica de los motores a la fibra de carbono, la correcta calibración del acelerómetro y el balance de las hélices. Luego de estas validaciones físicas, viene la evaluación del sistema de control debe incluir pruebas de respuesta ante comandos de baja amplitud, recuperación frente a perturbaciones aerodinámicas moderadas, estabilidad de vuelo estacionario (hover) y la ausencia de oscilaciones anormales.

En este sentido, Ordoñez Viteri y Pilco Orozco (2025) sostienen que la implementación y adaptación de aeronaves no tripuladas en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea debe acompañarse de procedimientos de supervisión rigurosos y capacitación continua. En

consecuencia, la estabilidad técnica del prototipo también debe relacionarse con las condiciones de seguridad necesarias para su empleo como herramienta formativa.

Enlaces de comunicación RF y latencia en sistemas de video FPV

Un sistema de vuelo en primera persona FPV, requiere dos radioenlaces independientes: un enlace de mando y control para transmitir las ordenes de pilotaje desde la emisora hacia el receptor del dron, y un enlace de telemetría y video encargado de enviar las imágenes capturadas a bordo hacia el visor o estación de tierra. En el prototipo analizado, la comunicación de control funciona mediante ExpressLRS en la de frecuencia de 2.4 GHz, mientras que el video analógico se transmite en la banda de 5.8 GHz a través de un transmisor VTX y una cámara FPV analógica.

Al respecto, Guamán Toapanta y Valdez Quiroga (2023) identificaron que la confiabilidad y continuidad del enlace de comunicación constituyen una condición fundamental para conservar la navegabilidad de un vehículo aéreo no tripulado, puesto que la atenuación o pérdida momentánea del enlace (failsafe) puede comprometer la estabilidad dinámica del vehículo, interrumpir la misión operacional y generar incidentes o accidentes aéreos.

Desde la perspectiva la propagación electromagnética, la frecuencia de una señal (f) guarda relación inversamente proporcional con su longitud de onda (λ), se determina mediante la ecuación:

$$\lambda = \frac{v}{f}$$

Donde v representa la velocidad de propagación de la luz en el vacío ($3 * 10^8 m/s$ aproximadamente 299.792.458 metros por segundo). Aplicando esta constante al prototipo, para la señal de mando de la banda de 2,4 GHz, se obtiene una longitud de onda aproximada λ=0,125m (12,5 cm).

$$\lambda=\frac{3*10^8 m/s}{2{,}4*10^9 Hz} = 0{,}125\ m$$

Mientras que para la señal de video en 5,8 GHz la longitud de onda se reduce a λ= 0,052m (5,2 cm).

$$\lambda=\frac{3*10^8 m/s}{5{,}8*10^9 Hz}=0{,}052\ m$$

La menor longitud de onda en la banda de 5,8 GHz favorece la integración de antenas de dimensiones compactas e inmunidad relativa al tamaño del chasis; no obstante, bajo condiciones de potencia equivalentes, esta frecuencia experimenta mayores pérdidas de propagación en espacio libre, y una menos capacidad de penetración ante obstáculos respecto a la de 2,4 GHz. (Seybold, 2025)

Al evaluar ambas frecuencias a una misma distancia y bajo condiciones ideales de propagación en espacio libre, la atenuación de la señal en la banda de 5,8 GHz presenta una perdida adicional teórica, de aproximadamente 7.7 dB con respecto a la banda de 2,4 GHz. Este valor constituye una referencia analítica fundamentada en la ecuación de Friis básica utilizada para calcular enlaces de comunicación en espacio abiertos, dado que el alcance real de la cobertura depende directamente de la potencia de transmisión (TX Power), la sensibilidad del receptor, la ganancia direccional de las antenas y la presencia de atenuación por factores ambientales o severidad del entorno. En este contexto, el enlace ExpressLRS gestiona la transmisión de los mandos digitales codificados desde la emisora hacia el receptor que se encuentra instalado en el dron. El rendimiento y estabilidad de este enlace varían en función de la arquitectura del firmware (diseño estructural que organiza el código de bajo nivel para controlar el hardware de un dispositivo).

La calidad del enlace puede verse afectada por retrasos, respuestas intermitentes o pérdida antes de que ocurra una desconexión completa. Por lo tanto, la evaluación no solo debe centrarse en si el dron está conectado o no, sino también en la frecuencia y latencia de la conexión. El transmisor de video analógico AKK X2-Ultimate está disponible en la banda de 5.8

GHz y se puede ajustar para diferentes niveles de potencia. Un mayor poder de transmisión (PTX) mejorará la recepción, pero esto también aumenta la temperatura del dispositivo y el consumo de energía.

Dado que los transmisores de video permanecen en radiofrecuencia requieren de un flujo de aire constante para la disipación, la operación prolongada del transmisor en tierra y en estado estacionario puede provocar sobrecalentamiento, derivando esto a la degradación de la potencia de salida o en la activación de protecciones térmicas del circuito; por ende, las pruebas de duración deben ejecutarse bajo tiempos de operación estrictamente limitados y sistemas de ventilación.

Por otra parte, la disposición geométrica de las antenas en el chasis condiciona la integridad de los radioenlaces. La fibra de carbono, al ser un material compuesto con propiedades conductoras de electricidad, actúa como una pantalla electromagnética que distorsiona el patrón de radiación cuando las antenas se instalan en proximidad a las placas de la estructura.

Se debe considerar de igual manera la proximidad a los conductores de alta corriente, los variadores electrónicos de velocidad ESC y la batería LiPo principal puede inducir acoplamiento electromagnético y ruido conducido sobre las etapas de radiofrecuencia. Los obstáculos físicos como edificaciones, paredes, plantaciones de aguacate, ceibos por su alta densidad de agua en su estructura y su gran tamaño, hierba mala alta inducen perdidas en la señal. Generando variaciones en la calidad de la comunicación y afectan el sincronismo en la imagen FPV

En este sentido, Alarcón Calero y Reinoso Vaca (2024) identificaron que la conectividad y la continuidad de la transmisión de video constituyen limitaciones críticas durante la ejecución de actividades de vigilancia, por lo que la calidad del enlace debe evaluarse obligatoriamente en función de las condiciones electromagnéticas reales del escenario de operación.

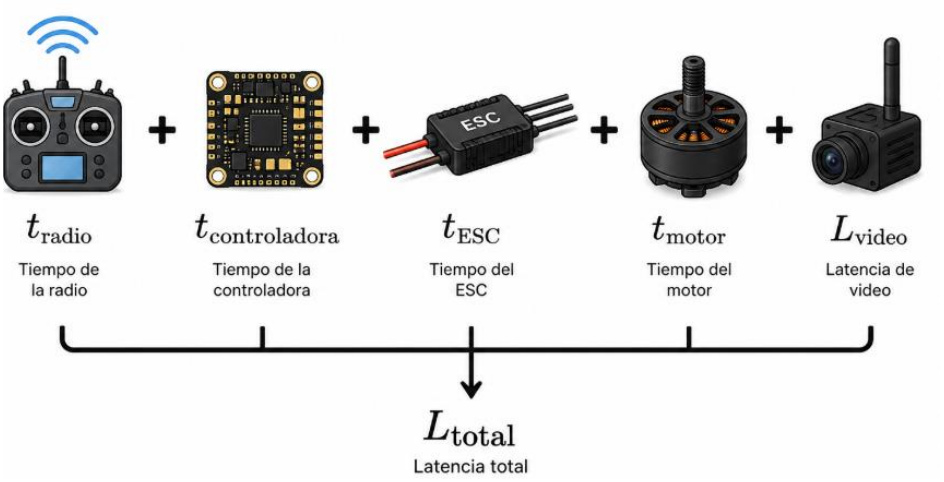
La cámara en el caso del prototipo tiene un retraso nominal de aproximadamente 3 ms, mientras que el visor es de menos de 20 ms. Estas cifras son solo un resumen técnico de los dispositivos y no las consideramos una medición experimental certificada de todo el sistema, y deben entenderse en términos de las características técnicas específicas de los dispositivos. Desde el punto de vista del control de vuelo teleoperado, toda la respuesta dinámica es el lazo cerrado entre el piloto y la máquina, y el control y la telemetría visual.

Esta latencia total se expresa analíticamente de la siguiente manera:

$$L_{total} = t_{radio} + t_{controladora} + t_{ESC} + t_{motor} + L_{video}$$

Figura 5

Representación de la latencia total.



Si el retraso en el sistema está aumentando, el operador puede ver que la posición del avión no está sincronizada con la posición actual. Este retraso en el tiempo lleva al piloto a realizar un cambio de comando tardío y a hacer demasiado movimiento en los actuadores, dificultando que el vuelo esté en la dirección correcta. La conciencia situacional del operador se ve afectada cuando tienen una imagen inestable o retrasada durante misiones de reconocimiento. Esto dificulta la localización de las referencias geográficas para la imagen, evaluar el entorno táctico y controlar el vuelo de manera segura. En el video analógico, la

degradación de la señal es lenta (ruido, interferencia, pérdida parcial de color o una breve interrupción de la imagen).

Estos síntomas visuales son un indicador simple de que el operador puede ver instantáneamente que el enlace de radiofrecuencia está fallando o está perdiendo señales. El enlace de video necesita ser evaluado en términos de estabilidad de la imagen, nivel de interferencia electromagnética, orientación de las antenas, potencia de transmisión, distancia de operación y densidad de obstáculos. Es importante verificar si el sistema de seguridad a prueba de fallos está funcionando y puede ser utilizado para iniciar un procedimiento de seguridad automático en caso de que se pierda el enlace de comando.

Para mitigar riesgos operacionales, esta verificación debe realizarse obligatoriamente en una fase inicial sin las hélices instaladas para evitar accidentes en el operador o spotter y dentro de un entorno de prueba controlado.

En este aspecto Guamán Toapanta y Valdez Quiroga (2023) identificaron que las fallas de comunicación pueden desencadenar comportamientos erráticos y peligrosos en la aeronave si esta carece de mecanismos de protección activos

De igual forma, Ordoñez Viteri y Pilco Orozco (2025) destacan la necesidad de implementar procedimientos estandarizados de supervisión y operación segura dentro de la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea (ETFA).

La evaluación conjunta de la estructura, la propulsión, el control y los enlaces de telecomunicación permiten determinar las condiciones técnicas de aeronavegabilidad del prototipo. Cada componente desempeña un rol sinérgico: la rigidez del chasis condiciona la precisión de los sensores inerciales; la capacidad de la batería, la eficiencia de los motores con respecto a la batería para definir la relación empuje-peso y su autonomía de vuelo que se estima de 3 a 6 minutos dependiendo el estilo de vuelo: la controladora procesa los datos cinemáticos para ejecutar correcciones dinámicas y los radioenlaces garantizan el telemando continuo y conciencia situacional mediante el retorno visual.

Definiendo así el desempeño integral del vehículo aéreo no tripulado debe analizarse como el resultado de la interacción funcional de todos sus subsistemas. Este enfoque sistemático permite validar sus capacidades, identificar sus limitaciones operativas y garantizar el cumplimiento de las normativas de seguridad requeridas para su implementación efectiva en ejercicios de entrenamientos y misiones de reconocimiento básico en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea.

Marco conceptual

Definir términos con el que se usan en los temas centrales para el estudio estableciendo una aplicación específica para la evaluación del prototipo. Desarrollando como se comprenderá y se observara los conceptos relacionados con el estudio y el desempeño para usar en la formación de los alumnos de la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea (ETFA).

Plataforma e integración de hardware

Sistema de aeronave no tripulada tipo cuadricóptero

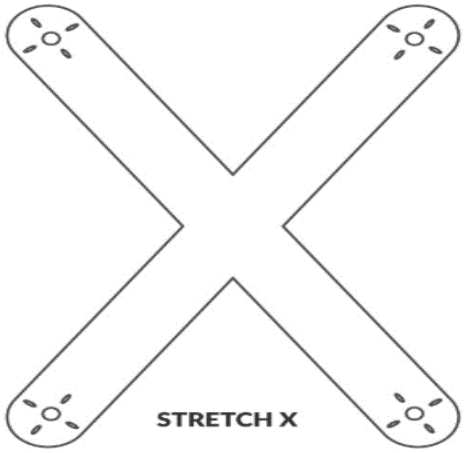
Una aeronave no tripulada o UAS comprende la aeronave que opera sin piloto a bordo y los elementos de enlace necesarios para controlarla. Esto incluye la estación de control, los enlaces de mando y comunicación, el sistema de propulsión, la fuente de energía y los equipos utilizados para cumplir con un respectivo reconocimiento. Por consiguiente, el análisis de un UAS no debe limitarse al vehículo aéreo, sino abarcar el conjunto formado por la aeronave, el radiocontrol, el receptor, el enlace de video, el visor FPV y el personal encargado de su operación (Dirección General de Aviación Civil, 2024).

El prototipo que se va incorporar en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea corresponde a un cuadricóptero en forma de X proporcionando un nivel de estabilidad en todos los ejes. Un cuadricóptero es una aeronave multirrotor que utiliza cuatro conjuntos motor-hélice para generar empuje y controlar sus movimientos. La variación conjunta del empuje modifica la altura, mientras que las diferencias de velocidad entre motores producen los movimientos de alabeo, cabeceo y guiñada. Debido a esta configuración, la pérdida o respuesta irregular de un

motor afecta directamente la estabilidad y capacidad de control de la aeronave (Centeno Alcívar J. R., Reyes Contreras, Erazo Velasco, & Chere Quiñónez, 2023)

Figura 6

Geometría del cuadricóptero en forma de X



Nota. Adaptado de (QuadMcFly, 2020)

Soluciones COTS y prototipos de bajo costo

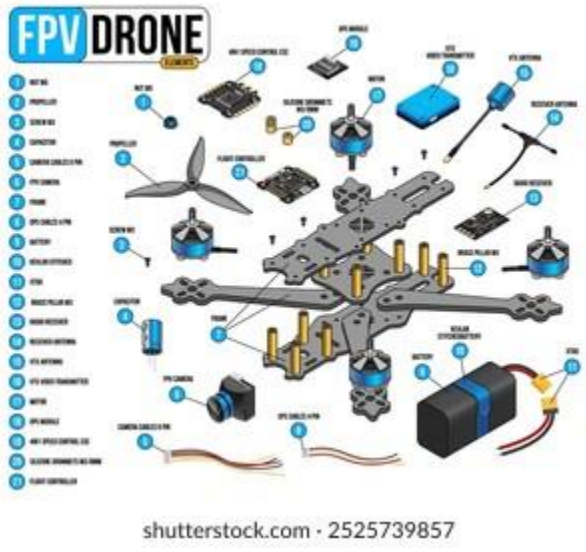
Los componentes COTS (Commercial Off-The-Shelf) son productos comerciales disponibles en el mercado, fabricados y vendidos de forma regular para ser utilizados sin que su diseño original deba desarrollarse específicamente para una institución determinada. La definición establecida en la Federal Acquisition Regulation considera COTS a los artículos comerciales vendidos en cantidades significativas y ofrecidos en la misma forma en que se comercializan habitualmente (Federal Acquisition Regulation, 2026)

La denominación COTS se aplica a componentes como los motores, el ESC, la controladora de vuelo, la batería, el receptor, la cámara, el transmisor de video, el radiocontrol y el visor. Sin embargo, el dron completo no se describe como un producto Commercial Off-The-Shelf certificado, porque su integración, cableado, configuración y distribución física fueron realizadas para el proyecto. La denominación técnica adecuada es prototipo ensamblado a partir de componentes COTS.

El uso de estos componentes reduce el tiempo de construcción y desarrollo, lo que facilita la sustitución, reparación y actualización de los subsistemas para el funcionamiento del dron. No obstante, también puede producir diferencias en cuanto a compatibilidad, calidad, documentación de video y vida útil. En consecuencia, el hecho que los componentes funcionen individualmente no garantiza que el sistema integrado posea estabilidad, seguridad o desempeño adecuado.

Figura 7

Configuración e infografía isométrica de un dron FPV con componentes COTS



Nota. Tomado de Componentes de FPV Drone (Shutterstock, 2024)

Para el presente trabajo, el concepto de bajo costo se define operacionalmente por el valor total aproximado de USD 1.050 lo que comprende el dron ensamblado, sus componentes, radiocontrol, visor FPV, batería, accesorios y capacitación básica. Este valor no permite afirmar que el prototipo sea el más económico del mercado, debido a que no se dispone de cotizaciones comparativas a plataformas equivalentes. Así, la expresión “bajo costo” describe su propósito de accesibilidad institucional, modularidad y posibilidad de reparación con componentes comerciales, pero no constituye el resultado de un estudio de mercado. Además,

la asequibilidad debe considerar mantenimiento, los repuestos, capacitación y costos del ciclo de vida, no únicamente el precio inicial de adquisición (Jara Olmedo, 2025).

Chasis de fibra de carbono

El chasis es el bastidor que soporta los motores, la controladora, el ESC, la batería, la cámara, las antenas y los elementos de unión. Su función es conservar la geometría del multirrotor, transmitir las cargas producidas por el empuje y mantener una rigidez suficiente para evitar deformaciones que alteren las mediciones de la unidad inercial.

La fibra de carbono utilizada en un chasis forma parte de un material compuesto, la cual es la unión de dos o más materiales para conseguir un material con mejores características. Esta combinación permite obtener una elevada relación entre rigidez, resistencia-peso. No obstante, sus propiedades dependen de la orientación y cantidad de capas, el tipo de tejido, la matriz utilizada, la porosidad y el proceso de fabricación. Por tanto, los valores generales publicados para una fibra de carbono no pueden asignarse directamente a una placa específica sin conocer su composición y secuencia de laminado (Rodriguez , 2012)

La rigidez torsional representa la oposición del chasis a deformarse por torsión cuando los motores generan empujes y torques diferentes. Una rigidez insuficiente puede provocar deformaciones relativas entre los brazos durante maniobras que requieren diferentes velocidades de los motores como el roll y el yaw. Estas deformaciones pueden transmitirse al centro del chasis, afectando las lecturas de los sensores inerciales (IMU), aumentando las vibraciones y dificultando la estabilización.

Para esta investigación, el chasis comercial instalado presenta un espesor aproximado de 4 mm, lo cual es típico para drones de esta categoría. Las placas de seis capas fabricadas durante el proyecto deben tratarse como repuestos experimentales: fueron sometidas a un proceso de curado por vacío y a una temperatura aproximada de 21 °C durante aproximadamente 45 minutos, retiradas del molde y dejadas para completar el secado o

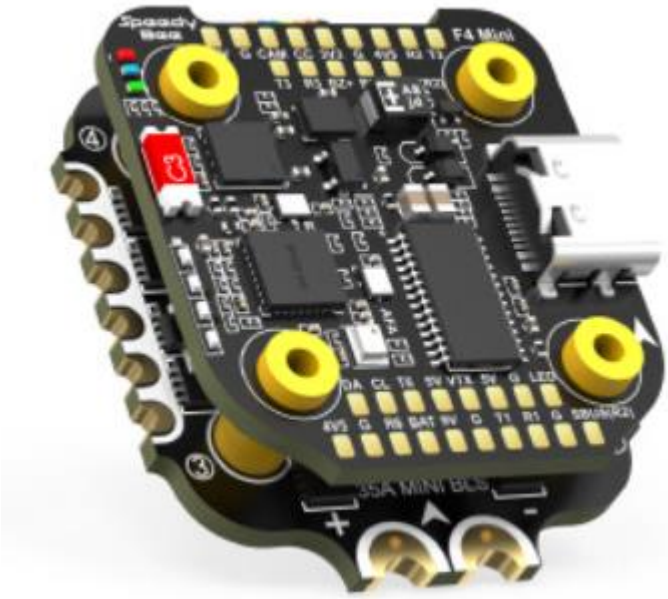
curado, pero no fueron instaladas ni probadas en vuelo. En consecuencia, sus propiedades no han sido atribuidas al chasis evaluado.

Controladora de vuelo, IMU y modos de operación

La controladora de vuelo es la unidad electrónica que recibe las órdenes del operador, procesa las mediciones de los sensores y calcula las correcciones que deben enviarse a los motores. La SpeedyBee F405 Mini instalada en el prototipo incorpora un microcontrolador STM32F405 y una unidad de medición inercial ICM42688P, formada por acelerómetros y giróscopos que permiten estimar aceleraciones y velocidades angulares (SpeedyBee, 2026).

Figura 8

Representacion del SpeedyBee F405 Mini BLS 35A 20x20



Nota. Tomado de (SpeedyBee, 2026)

El firmware Betaflight procesa estas señales y ejecuta los algoritmos de estabilización. En el modo Angle, la controladora utiliza las lecturas del acelerómetro para estimarla las velocidades y el giroscopio para limitar la inclinación y procurar el autonivelado cuando se liberan los mandos. Permitiendo esto limitar la inclinación máxima y lograr el autonivelado

cuando se liberan los mandos. En el modo Acro o Rate, los movimientos de las palancas controlan directamente las velocidades angulares (rates) alrededor de los ejes roll, pitch y yaw, por lo que la aeronave no se autonivela automáticamente. Por lo tanto, el modo Ángulo es más apropiado para pruebas controladas iniciales, mientras que el modo Acro se basa más en la habilidad y puede usarse más adelante para probar una respuesta más directa y sin asistencia.

El denominado modo Tortuga o Flip Over After Crash no es un modo normal de vuelo, sino una función de recuperación. Esta función de recuperación que invierte selectivamente el giro de determinados motores para intentar voltear un cuadricóptero que haya caído boca abajo. El firmware y sistema operativo Betaflight define esta función como Flip Over After Crash señalando que requiere una comunicación DShot. Este modo debe ser usado en condiciones supervisadas, debido a que antes de ser activado se deberá verificar que las hélices no estén obstruidas y estén libres, para no golpear a personas cercanas, objetos o superficies, y que ningún pieza bloquee los componentes del prototipo.

Batería LiPo

La batería LiPo es un acumulador de energía recargables de polímero de litio caracterizado por su peso muy ligero, por su capacidad de almacenar energía en poco espacio. Usadas en drones, aeromodelismo, autos a control remoto y robótica. La batería del prototipo es una Tattu FunFly 4S1P de 1550 mAh, tensión nominal de 14,8 V y tasa declarada de 100C (Grepow, s. f.). Esta tasa de 100C corresponde típicamente a la descarga en ráfaga (burts), mientras que la tasa contiinua suele ser la mitad (50C).

Figura 9

Bateria Tattu FunFly 4S1P de 1550 mAh



Nota. Tomado de (Electro Store, s.f.)

La 4S indica cuatro celdas conectadas en serie y 1P una sola rama en paralelo. La capacidad de 1550 mAh expresa la cantidad nominal de carga eléctrica disponible. La tasa C relaciona la capacidad con la corriente de descarga teórica. Por ejemplo, una batería de 1,55 Ah y 100 C tendría una corriente máxima teórica de 155 A. Sin embargo, el numero comercial no significa que la batería pueda mantener esa corriente de manera continua y segura. La corriente efectiva depende de la resistencia interna, la temperatura, la antigüedad, el estado de carga, los conectores y la duración de la demanda.

Durante el vuelo, la mayor aceleración conduce a una mayor corriente que, al pasar por la resistencia, provoca una caída de voltaje (caída de tensión) según la ley de Ohm V = I × R_interna. La evaluación será efectuada bajo supervisión y con el voltaje en reposo. El voltaje o tensión eléctrica debe mantenerse bajo observación, debido que no puede tener una descarga excesiva. El umbral de la batería usada de 3.3 V por celda y así garantizar un margen de seguridad de la bateria, permitiendo así un control de la practica en vuelo.

Variables operacionales y de desempeño

Evaluación técnica del prototipo

La evaluación técnica es el proceso sistemático de recopilar y analizar evidencias sobre el estado, funcionamiento y respuesta de un sistema respecto de criterios previamente establecidos. la evaluación abarca inspecciones visuales, pruebas en tierra, comprobaciones funcionales (verificación de telemetría, calibración de sensores y respuesta de los ESC) y vuelos controlados realizados en un área delimitada con condiciones meteorológicas favorables. El prototipo tiene la finalidad de ser empleado para identificar las capacidades, limitaciones y condiciones que posee.

Se debe considerar que la evaluación no equivale a una certificación de aeronavegabilidad y tampoco garantiza el comportamiento del dron en todas las situaciones que se puedan dar en un operativo militar. Se deberán efectuar pruebas bajo diferentes condiciones para determinar mucho mejor los resultados.

Desempeño estructural

La evaluación del desempeño estructural será efectuada en el chasis, los brazos, las uniones y la tornillería para determinar su integridad durante las pruebas de vuelo tales como la guiñada (yaw), alabeo o balanceo (roll) y cabeceo (pitch), esto para determinar que puede afectar en el control del prototipo a las vibraciones, fijaciones mecánicas de componentes y daños existentes.

Los indicadores que se tomarán en cuenta para medir el desempeño estructural son los siguientes:

- El prototipo deberá estar sin fisuras o desprendimientos visibles.
- Revisión después de las prácticas de vuelo que no tengan deformaciones.
- Inspección del ajuste de tornillería, motores y placas.
- Protección de cables frente a bordes de fibra de carbono.

- Ausencia de holguras o movimientos relativos entre componentes.
- Vibración observable y condición estructural antes y después de los vuelos

La inspección visual no permite identificar todos los daños internos de un laminado, pero constituye una comprobación inicial apropiada dentro del alcance de un prototipo de instrucción.

Resistencia estructural estimada

La resistencia estructural estimada es la capacidad teórica atribuida al chasis mediante cálculos analíticos basados en resistencia de materiales o simulaciones basadas en su geometría, escenarios de carga (incluyendo peso propio, empuje máximo de los motores, aceleraciones durante maniobras y cargas de aterrizaje) y propiedades mecánicas nominales o conservadoras del material (como el módulo de elasticidad y la resistencia a la tracción, obtenidos de la literatura para fibras de carbono de grado similar). Esta estimación puede incluir cargas por peso, empuje, aceleración, flexión de los brazos, aterrizaje y vibración.

Los resultados dependerán de los supuestos utilizados. Cuando no se conocen la secuencia de laminado, la fracción de fibra, la porosidad y las propiedades reales de la resina, el cálculo deberá presentarse como una estimación condicionada y no como resistencia certificada.

Desempeño operacional

El desempeño operacional será medido en la capacidad del sistema emsamblado para realizar funciones controladas y medidas en las pruebas.En este estudio se consideran la ignición, el enlace de control por radio, el armado, la respuesta del motor, el despegue, el mantenimiento de la actitud (estabilidad en el balanceo, cabeceo y guiñada en el vuelo estacionario y las maniobras), la ejecución de maniobras, la calidad del video (resolución, estabilización de imagen y latencia de transmisión) y la autonomía (tiempo de vuelo con una carga completa de batería).

Para esta investigación, analizaremos el rendimiento operativo en términos de entrenamiento y reconocimiento visual básico. No se evaluará como capacidad de combate o idoneidad para misiones reales porque, como veremos a continuación, la integración de un UAV en el ámbito militar requiere un enfoque sistémico que va más allá de la plataforma aérea. Para desplegar el UAV en el ámbito militar, no solo será una plataforma voladora, sino también personal capacitado, mantenimiento, comunicaciones, procedimientos y apoyo logístico. (Jara Olmedo, 2025). Por tanto, la presente evaluación se centra en la plataforma, consciente de que su desempeño es solo uno de los múltiples factores que determinan la utilidad operativa del sistema.

Estabilidad de vuelo

El prototipo deberá tener una estabilidad de vuelo siendo esta la capacidad del sistema para mantenerse controlado y sr capaz de recuperar el equilibrio después de una perturbación. En un cuadricóptero, esto dependerá del centro de gravedad, la dureza y rigidez del chasis, las mediciones inerciales, los parámetros del control del prototipo y la respuesta de los motores.

Centeno-Alcívar et al. (2023), relacionan la estabilidad con la capacidad de contrarrestar las perturbaciones que afectan a la aeronave en el equilibrio. En el prototipo de la ETFA su evaluación será mediante la respuesta a ordenes pequeñas y simples, la recuperación después de alteraciones.

Si el prototipo no contara con la instalación del GPS o magnetómetro que es usado para medir la intensidad o fluctuaciones, se usara la estabilidad de actitud siendo capaz de mantener un equilibrio firme ante cambios. Cualquier desplazamiento horizontal deberá ser corregido por el piloto.

Autonomía operacional

La autonomía operacional es el tiempo efectivo durante el cual el prototipo puede ejecutar un perfil de vuelo definido, desde el inicio de la operación hasta alcanzar el criterio de aterrizaje o el umbral seguro de tensión (en este caso, fijado en 3.3 V por celda, equivalente a

13.2 V para una batería 4S). No corresponde al tiempo necesario para agotar completamente la batería.

Para asegurar que los resultados sean comparables, cada ensayo deberá registrar la tensión inicial y final, duración, tipo de maniobras, masa de despegue, configuración de hélices, condiciones ambientales y criterio de finalización. También deberán mantenerse reservas de energía y periodos de enfriamiento adecuados (al menos 5 minutos entre vuelos para evitar el sobrecalentamiento de la batería y los ESC).

Durante la capacitación se indicaron como referencias preliminares una duración aproximada de 20 a 25 minutos según el uso y un intervalo de 3 a 6 minutos en vuelo continuo de alta exigencia o estilo de carrera. Estos valores representan perfiles energéticos diferentes: un vuelo suave demanda una corriente media menor debido a que el empuje requerido es aproximadamente igual al peso (vuelo estacionario), mientras que las aceleraciones frecuentes, la velocidad elevada y los cambios rápidos de actitud incrementan considerablemente la potencia requerida, ya que el empuje debe superar significativamente el peso y vencer la resistencia aerodinámica.

Velocidad máxima referencial

La velocidad máxima es la mayor velocidad de traslación que la aeronave puede alcanzar bajo condiciones determinadas. Esta velocidad dependerá de la tensión de la betería, el tipo de hélices, el peso a volar, la inclinación, la resistencia aerodinámica y la configuración del controlador

El prototipo tiene un valor aproximado de 95 km/h a 98 km/h, esto equivalente a 26,4 m/s a 27,2 m/s. Esta cifra resulta capaz debido a la combinación de los motores de 2300 KV y con una batería de 4S, lo cual llega a hasta 34 040 RPM suele alcanzar una velocidad real de vuelo de entre 100 y 140 km/h (aproximadamente de 60 a 85 mph), asumiendo que se trata de un dron estándar de carreras o FPV (First Person View) de 5 pulgadas.

Condiciones ambientales y electromagnéticas

Para realizar los vuelos del prototipo se toma en cuenta las condiciones ambientales comprenden el viento, temperatura del ambiente, la precipitación, la visibilidad debido a las nubes, la iluminación y presencia de obstáculos. Las condiciones electromagnéticas que incluyen afectaciones como radio black out pueden interrumpir las comunicaciones por radio que atraviesan la atmósfera superior, la interferencia de señal, el blindaje del chasis, la mala hierba alta, plantaciones de aguacate por su alta concentración de agua y paredes de concreto

Esto afecta la estabilidad, el consumo de energía del prototipo, la autonomía, la calidad del video. En condiciones de espacio limitado el viento disminuye, pero aumentando el riesgo de colisión, la línea visual baja, turbulencia cerca de paredes generando los vórtices y corrientes de aire del flujo de las hélices con las superficies sólidas. En espacios exteriores, se deberá considerarse el viento, lluvia, iluminación esto requiere coordinación con el control de tránsito aéreo y el respeto a las zonas de exclusión aérea.

La investigación no asignará límites de viento, lluvia, distancia o altura sin una fuente técnica o normativa verificable.

Entorno aplicado e instruccional

Reconocimiento básico

Para esta investigación, el reconocimiento básico es la observación visual previa y no intrusiva de un espacio, ruta, infraestructura u obstáculo, distintiva del reconocimiento táctico o de inteligencia por su alcance limitado y su enfoque en la seguridad inmediata del personal, realizada con la finalidad de reducir la incertidumbre del personal antes de ingresar o desplazarse por un área. El dron tiene como finalidad dar información visual inmediata para apoyar la orientación y planificación del ejercicio.

En la ETFA, el concepto comprende la observación controlada de edificaciones, habitaciones preparadas para instrucción, pistas, rutas y obstáculos dentro de áreas previamente autorizadas para tal fin. En ejercicios de ingreso a habitaciones, el dron podría

realizar una observación inicial antes del ingreso del personal de Infantería Aérea. Esta aplicación debe llevarse a cabo en escenarios simulados o controlados donde no haya contacto, transporte de armas ni interferencia con la operación de aeronaves.

El uso de la cámara no convierte automáticamente todo el sistema en un sistema de inteligencia, vigilancia y reconocimiento. El alcance está limitado a la información visible que la cámara analógica puede ver y transmitir a través del enlace FPV. La calidad de la imagen dependerá de la luz, la resolución, el ángulo de visión, la estabilidad, la latencia del enlace FPV, la distancia y la experiencia del operador.

Los UAV pueden apoyar la vigilancia y el reconocimiento, pero su utilidad depende de su integración con el personal, procedimientos y recursos de apoyo (Jara Olmedo, 2025).

Piloto a distancia y observador visual

El operador a distancia es la persona que controla los controles de vuelo y toma las decisiones relacionadas con la trayectoria de la aeronave. Debe conservar el control del sistema, supervisar los indicadores disponibles y ejecutar el aterrizaje o procedimiento de emergencia cuando las condiciones dejen de ser seguras.

El observador visual o spotter es la persona que ayuda al piloto mediante la vigilancia directa de la aeronave y su entorno. Su función incluye advertir sobre personas, obstáculos, otras aeronaves, cambios meteorológicos, pérdida de línea visual y condiciones que no aparecen en la cámara. La DGAC define al observador visual como la persona designada para ayudar al piloto a conducir el vuelo de forma segura y evitar aeronaves u objetos en el aire o en tierra (Dirección General de Aviación Civil, 2024)

En los ejercicios FPV de la ETFA, piloto y observador deben formar un equipo con comunicaciones claras. El observador no sustituye al piloto ni controla automáticamente el dron; en situaciones de emergencia, el observador puede recomendar acciones, pero la decisión final y el control de la aeronave recaen en el piloto. De igual manera proporciona información externa y puede solicitar la interrupción del ejercicio si identifica un peligro.

Recurso de instrucción

Un recurso de instrucción es un medio material o tecnológico utilizado para facilitar la adquisición y demostración de conocimientos, habilidades y actitudes. En este caso, el prototipo permite relacionar contenidos de mecánica, estructuras, electricidad, electrónica, baterías, control automático, radiofrecuencia, seguridad y pilotaje, lo cual resulta especialmente valioso para la formación de personal técnico y de Infantería Aérea.

De acuerdo con la documentación del proyecto (informe de entrega, acta de recepción, etc.), la entrega del sistema estuvo acompañada por un curso básico de 40 horas impartido por MrDRON. La presentación del curso que se utiliza para componentes, soldadura, ensamblaje, configuración de Betaflight, parámetros PID, modos de operación, simulación y seguridad (MrDRON, 2026). Pero asistir a un curso por sí solo no demuestra competencia operativa, ni sustituye las autorizaciones necesarias, evaluaciones u otras prácticas.

Ordoñez Viteri y Pilco Orozco (2025) subrayan la necesidad de que la integración de drones en la ETFA esté acompañada de procedimientos, mantenimiento, capacitación y supervisión. El prototipo se entenderá como un recurso complementario para la instrucción de los alumnos de la ETFA de todas las especialidades y tener conocimiento del funcionamiento de un dron FPV para la ayuda de operaciones militares.

Marco normativo

La evaluación técnica que se le hará al prototipo para su utilización del prototipo FPV en la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea, deberán desarrollarse dentro de un marco que tenga la normativa correspondiente nacional, regulaciones y directrices para la formación de las Fuerzas Armadas. Este marco establece las condiciones jurídicas, técnicas y administrativas que deben considerarse durante su evaluación, transferencia y posterior empleo como recurso de instrucción.

La primera prueba de vuelo fue efectuada en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, ubicado en Ambato, mientras que las siguientes comprobaciones

se desarrollaron en las instalaciones de la ETFA, en Latacunga. Dado que el prototipo será entregado a esta institución y se prevé su utilización en prácticas diurnas de pilotaje FPV, reconocimiento de edificaciones, pistas, rutas, obstáculos y, posteriormente, habitaciones simuladas, cada ejercicio deberá contar con autorización institucional previa y una planificación que delimite el espacio, el personal participante, las condiciones ambientales, las responsabilidades y las medidas de emergencia.

Regulación aeronáutica ecuatoriana aplicable a los UAS

La Dirección General de Aviación Civil establece en la RDAC 101 los requisitos para la utilización y operación de sistemas de aeronaves no tripuladas con una masa máxima de despegue de hasta 250 kg dentro del espacio aéreo ecuatoriano. La norma comprende operaciones recreativas, privadas, públicas y de trabajos aéreos, así como requisitos relacionados con el piloto a distancia, observador visual, vuelo FPV, proximidad a aeródromos, altura, operación sobre personas y categorías operacionales (Dirección General de Aviación Civil, 2024).

La sección 101.001 de la RDAC 101 excluye de su aplicación general las operaciones realizadas por entidades militares, policiales y aduaneras para el desarrollo de sus actividades. Sin embargo, establece una excepción cuando estas operaciones se efectúan en espacios aéreos controlados o cerca de aeródromos y puedan interferir o afectar la seguridad de la aviación civil tripulada. En tales circunstancias, las entidades militares deben cumplir las reglas de operación contenidas en el capítulo B de la regulación (RDAC 101: Sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS), 2024)

Esto es relevante para las pruebas en la ETFA, ya que el sitio en Latacunga podría estar cerca de la infraestructura aeronáutica. Antes de realizar vuelos al aire libre, se debe verificar si el área planificada está en una zona de restricción para aeronaves no tripuladas o cerca de un aeródromo. La autorización interna de la ETFA no reemplaza la coordinación necesaria con la autoridad del aeródromo y, cuando proceda, con la DGAC.

La sección 101.115 asigna al piloto a distancia la responsabilidad de verificar las condiciones meteorológicas, las restricciones del espacio aéreo, el estado técnico de la aeronave, la seguridad del lugar de despegue y aterrizaje, la disponibilidad energética y la confiabilidad del enlace de mando y control. También exige que el tiempo de vuelo no exceda la autonomía disponible y que se mantenga separación respecto de aeronaves tripuladas, personas y bienes (Dirección General de Aviación Civil, 2024). Para la investigación, estas obligaciones se traducen en la aplicación de una lista de inspección previa, el registro de cada prueba y la suspensión del ejercicio cuando no existan condiciones seguras.

El RDAC 101 establece una altura máxima de 122 m o 400 pies para operaciones en las categorías abierta y específica. El limite será considerado para las pruebas dentro de la ETFA debido a estar cerca del aeródromo “Aeropuerto Internacional Cotopaxi”. La altura igual dependerá de la experiencia del operador, las características del aérea, la presencia del spotter (operador visual) y las debidas autorizaciones. Adicional se deberá considerar el alcance del sistema EspressLRS (transmisor del video), asegurando igual la línea de visión, comunicación, calidad de imagen y el estado de la batería.

Condiciones normativas del vuelo FPV

La sección 101.130 de la RDAC 101 determinará que una operación se realice mediante un dispositivo de visualización en primera persona deberá contar con un observador visual capaz de identificar peligros situados fuera del campo de visión mostrado en el visor FPV. La sección 101.125 añade que el piloto y el observador deben mantenerse en comunicación efectiva, conocer la posición de la aeronave y vigilar el espacio aéreo para prevenir así colisiones. (Dirección General de Aviación Civil, 2024).

Las prácticas de vuelo del prototipo no deberán realizarse con alumnos usando los visores. Se requerirá un piloto y un observador visual. Un instructor con autoridad para interrumpir el vuelo en práctica de ser necesario. El observador no reemplaza al piloto y deberá

vigilar para poder dar aviso, ante situaciones de adversidad e inseguras. Las operaciones se efectuarán mayormente en el día teniendo mayor visibilidad.

El prototipo no está hecho para mantener una posición establecida o regresar de manera automática. La regulación prohíbe volar sobre personas no involucrada, excepto en excepciones específicas. En la ETFA se considera no volar sobre, alumnos, instructores, personal militar o terceras personas. El área deberá estar despejada y delimitada con zonas de vuelo para su precautelar la seguridad del establecimiento y personas.

Vuelos en edificaciones y habitaciones simuladas

La RDAC 101 incluye que las operaciones restringidas, salvo autorización especial, aquellas que se realicen en espacios cubiertos o delimitados. Ya que la norma contempla un debido tratamiento para las operaciones militares y exige el cumplimiento de sus reglas operacionales cuando exista riesgo de interferencia con la aviación civil. Esta normativa requiere una aplicación prudente y coordinada, debido a que un vuelo en espacios interiores puede encontrarse fuera del espacio aéreo utilizado por aeronaves tripuladas, pero mantiene riesgos significativos para las personas, la infraestructura y el propio prototipo.

Como tal, no se debe asumir que las prácticas futuras en salas simuladas estén autorizadas. Si se van a llevar a cabo, la ETFA debe tener un procedimiento interno definido y, si es necesario, consultar o coordinar con la DGAC en vista de la interpretación y ubicación de la actividad. El ejercicio debe comenzar en un entorno de entrenamiento desocupado y bien preparado, sin personal en el camino del dron y sin materiales inflamables, vidrios expuestos, municiones, armas, documentos sensibles o equipos que puedan verse afectados por el impacto.

El reconocimiento FPV se limitará a la primera observación visual de un recinto simulado y no implicará que la ETFA tenga permiso para ingresar al área ocupada ni que el prototipo tenga la capacidad de trabajar en situaciones de la vida real. Para presentar el uso del proyecto, debe describirse como una parte formativa del proceso de evaluación que ayudará a

los estudiantes a darse cuenta de las posibilidades, limitaciones y riesgos de una plataforma basada en FPV.

Registro, documentación y seguridad operacional

El prototipo deberá contar con certificado de registro, autorización de piloto a distancia, póliza de responsabilidad civil, bitácora de vuelo, registro de mantenimiento, manual institucional de operaciones ni autorización formal permanente para prácticas. La ausencia de estos documentos debe declararse como una limitación actual del proyecto y no interpretarse como evidencia de incumplimiento deliberado, debido a que se trata de un prototipo militar en fase académica cuya aplicabilidad regulatoria específica debe determinarse de acuerdo con la naturaleza y ubicación de cada operación.

El ETFA deberá definir, con asesoría legal, de acuerdo con la cual se deben crear documentos como controles internos antes de que se utilice sistemáticamente. Como mínimo, el sistema debe tener:

- Registro e inventario de todo el sistema.
- Hoja de vida técnica del prototipo.
- Registro de componentes, firmware y configuración.
- Libro de vuelos y horas de operación.
- Registro de carga, descarga y estado de las baterías.
- Historial de inspecciones, reparaciones y reemplazo de componentes.
- Lista de verificación para una inspección previa y posterior al vuelo.
- Debido procedimiento para el montaje, desmontaje y activación de motores
- Pasos a seguir de haber perdida de enlace o respuesta
- Formularios para la autorización institucional para cada sesión de prueba
- Definición de roles del piloto, observador visual, instructor y espectadores

El RDAC 101 indica verificar la aeronave y sus enlaces antes del vuelo, gestionar la energía disponible, mantener el sistema dentro de sus límites e informar cualquier novedad. Estos principios deben aplicarse como referentes de seguridad en las instalaciones de la ETFA, se determinara los tramites externos necesarios dependiendo el carácter militar para cada operación y su posible interacción con el espacio aéreo civil.

Modelo y Reglamento de Educación Militar de las Fuerzas Armadas

El Modelo Educativo de las Fuerzas Armadas encamina la formación militar mediante el desarrollo integral de conocimientos, habilidades, valores y capacidades profesionales. El aprendizaje debe relacionar la teoría con la práctica, emplear escenarios progresivos y evaluar el desempeño alcanzado por el alumno (Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas., 2025).

De tal manera, el dron FPV puede ser un recurso complementario para la formación de estudiantes de tropas de especialidades técnicas e Infantería Aérea. Puede ayudar en el aprendizaje práctico sobre sistemas mecatrónicos, seguridad operativa, pilotaje, observación aérea e incluso reconocimiento. Pero el recurso no es un sustituto de la doctrina, la orientación del instructor o los procedimientos institucionales.

Los Reglamentos de Educación Militar de las Fuerzas Armadas ofrecen el marco para la organización, ejecución, supervisión y evaluación de los procesos educativos(Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas., 2025). Así que para incorporar el prototipo en un plan académico que determine resultados de aprendizaje, requisitos de ingreso, horas teóricas y prácticas, ejercicios progresivos, criterios de evaluación y condiciones de seguridad.

Capítulo III

Metodología

Enfoque de investigación

La investigación se realizó sobre una base cuantitativa, experimental-evaluativa, considerando el diseño y rendimiento del prototipo basado en las mediciones y registros de inspecciones técnicas y pruebas de vuelo controladas. La parte cuantitativa se utilizó para medir la masa del sistema antes de la operación, el tiempo de operación, la distancia recorrida, la altura de vuelo aproximada, el número de pruebas realizadas y la frecuencia de problemas técnicos observados.

Los datos fueron subsanados con escalas de calificación para poder medir la estabilidad, enlace de controles y la condición estructural del prototipo. La parte experimental-evaluativa se realizó ejecutando maniobras predefinidas bajo condiciones que deberán ser controladas, manteniendo la configuración del prototipo y observando su respuesta en el despegue, movimientos hacia adelante, movimientos hacia atrás, giros, recuperación de control y retorno al punto de partida.

La metodología tomó como referencia los principios de inspección previa, condición segura para el vuelo, planificación operacional y gestión del riesgo desarrollados por la Federal Aviation Administration. La Circular de Asesoramiento AC 107-2A señala que, antes de cada operación, debe verificarse que el sistema de aeronave no tripulada se encuentre en condiciones seguras, considerando la estructura, los componentes, la fuente de energía, la estación de control y el enlace de comunicación (Federal Aviation Administration, 2021).

También se consideró la guía ASTM F3266-23, que describe el conocimiento, habilidades y capacidades requeridas para el desempeño del piloto remoto, particularmente en la planificación, inspección del sistema, operaciones de campo y control de la aeronave(ASTM International, 2023). Este norma se utilizó como referencia metodológica para organizar las

actividades de evaluación y capacitación del operador; no se utilizó como estándar de prueba estructural ni como mecanismo de certificación para el prototipo..

Tipo y diseño de investigación

El estudio fue descriptivo, de campo y aplicado. Fue descriptivo porque nos permitió caracterizar el estado estructural y operativo del prototipo FPV con referencia a la integridad del chasis, fijación de componentes, conexiones eléctricas, operación del motor, estabilidad, respuesta de control y duración operativa. Fue de campo y las pruebas se realizaron directamente en su ubicación para evaluar el prototipo. Los resultados describieron cómo se observó el comportamiento, pero no pudieron generalizarlo a otros modelos de drones o configuraciones diferentes.

La primera prueba se llevó a cabo en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE) en Ambato y se realizaron cinco pruebas de vuelo en el campo Ícaro de la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea en Latacunga. Este último espacio fue elegido ya que proporcionaba un área suficiente para maniobras básicas y separación de personas y obstáculos. Este diseño contiene dos partes complementarias:

Siendo la primera un diseño descriptivo no experimental compuestos por la revisión del prototipo antes y después de cada vuelo. No se aplicaron cargas a los brazos y no se realizaron pruebas destructivas al prototipo. El chasis, los tornillos, los motores, el cableado, las antenas, la soldadura y fijación de componentes serán probados visual y manualmente. La segunda fase tuvo un diseño experimental controlado con medidas repetidas.

Se mantuvo la configuración COTS (Commercial Off-The-Shelf, es decir, sin modificaciones respecto a los componentes adquiridos) del prototipo y se ejecutaron maniobras similares durante cinco vuelos realizados en la ETFA. Las condiciones controladas comprendieron horario diurno, ausencia de lluvia, viento estimado cualitativamente como moderado (sin medición instrumental), empleo del modo Acro (también denominado Rate,

donde las palancas controlan directamente las velocidades angulares), distancias limitadas, espacio delimitado y participación de un operador y un observador visual

Sus observaciones llevaron a la evaluación de los ajustes necesarios y la construcción de futuras pruebas. Los cinco vuelos realizados en ETFA fueron las pruebas principales para evaluar la repetición del rendimiento. El enfoque fue el siguiente: • Inspección técnica del prototipo y del equipo asociado.

- Verificación de la masa lista para el vuelo.
- Revisión del área, las condiciones ambientales y las distancias de seguridad.
- Encendido y establecimiento de enlaces de comunicación.
- Ejecución de las maniobras previstas en la tarjeta de prueba.
- Medición del tiempo y distancia alcanzada.
- Aterrizaje, desarmado y desconexión del sistema.
- Inspección posterior y registro de novedades.
- Organización y comparación de los resultados de los vuelos.

Finalmente, el vuelo que se realice durante la presentación de la tesis tendrá carácter demostrativo. Permitirá exponer la aplicación de la lista de chequeo y la secuencia segura de preparación, pero no formará parte de la muestra de vuelos analizados ni modificará los resultados obtenidos.

Población y muestra

La población técnica estuvo constituida por los sistemas (electrónicos, mecánicos y estructurales) que integran el prototipo FPV de bajo costo desarrollado para la ETFA: estructura de fibra de carbono, sistema de propulsión, controladora de vuelo, ESC, motores, hélices, batería LiPo, radiocontrol, receptor, cámara, transmisor de video, visor FPV, antenas y conexiones eléctricas.

La unidad de estudio correspondió a un prototipo FPV COTS ensamblado sobre un chasis de fibra de carbono, equipado con cuatro motores Racerstar RS2205 de 2300 KV, ESC SpeedyBee BLS 35A Mini V2, controladora SpeedyBee F405 Mini, batería Tattu FunFly 4S de 1550 mAh, enlace ExpressLRS de 2,4 GHz y transmisión analógica de video en 5,8 GHz.

Debido a que la investigación examinó un prototipo específico, no se aplicó un procedimiento estadístico para calcular una muestra de aeronaves. Se utilizó un muestreo intencional o por criterio técnico, seleccionando la totalidad del sistema disponible. Por consiguiente, la muestra material estuvo constituida por una unidad, correspondiente al prototipo ensamblado que será entregado a la ETFA.

La muestra de ensayos estuvo formada por seis registros:

- Una prueba piloto en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, en Ambato
- Se realizaron cinco pruebas de vuelo controladas en el campo Ícaro de la ETFA de Latacunga (cuatro vuelos se completaron sin ningún contratiempo y uno cayó y sobrevivió).

Para el análisis de repetibilidad, se utilizaron principalmente los cinco vuelos realizados en la ETFA para comparar y contrastar la misma ubicación, configuración general, equipo, piloto, observador, tiempo y maniobras, etc.

La prueba en Ambato se consideró una prueba de calibración y verificación inicial. La duración de las pruebas fue de alrededor de 25 minutos por sesión. El tiempo comenzaba con el despegue e incluía maniobras, caídas eventuales, recuperación física, reposicionamiento y continuación de la práctica. Por esta razón, el valor debe referirse como la duración operativa de la sesión y no necesariamente como autonomía aérea continua.

Para determinar más precisamente la autonomía de vuelo, el libro de registro diferenciará:

- Tiempo total de la sesión.
- Tiempo armado con motores.

- Tiempo efectivo en el aire.
- Tiempo dedicado a la recuperación o reposicionamiento.
- Tiempo hasta la decisión de aterrizaje.

Esta distinción significa que no contamos como autonomía aérea el período en que el prototipo permaneció en el suelo después de una caída o cuando fue reposicionado.

Técnica e instrumento

La técnica principal fue la observación de manera sistemática, que fue directa y estructurada. Involucró el estudio del prototipo antes, durante y después de cada vuelo. La observación fue directa porque los investigadores estuvieron involucrados en el desarrollo y operación del sistema y registraron observaciones de primera mano y encontraron anomalías no en el registro posterior, así como tuvieron que ser vistas y observadas cuando se utilizó el sistema; organizada porque se utilizaron criterios predefinidos en la lista de verificación y tarjetas de prueba de vuelo y se utilizaron tarjetas de prueba de vuelo detalladas en la investigación. Utilizamos dos instrumentos en el estudio:

- Una lista de verificación técnica en tierra (hélices, estado de la batería, integridad del chasis, fijación de componentes, enlaces de comunicación y condiciones del área de vuelo)
- Registro de vuelo con tarjetas de prueba, tarjetas de prueba de vuelo (para ver las maniobras realizadas, tiempos, observaciones cualitativas, así como cualquier incidente durante el vuelo).

Estos instrumentos han sido diseñados de acuerdo con la guía de preinspección y gestión de riesgos de la FAA y las áreas de competencia operativa propuestas en ASTM F3266-23 (Guía estándar para la capacitación y competencia de pilotos remotos de sistemas de aeronaves no tripuladas) que proporciona un marco para entrenar y evaluar a los pilotos

remotos. Los instrumentos fueron actualizados y confirmados durante la prueba piloto en Ambato.

Validación y confiabilidad del instrumento

La validez de contenido de la lista de chequeo y la bitácora de vuelo se establecerá mediante juicio de expertos. Los instrumentos serán revisados por profesionales con conocimientos relacionados con sistemas UAV, electrónica, mantenimiento aeronáutico, ingeniería mecatrónica, seguridad operacional o metodología de investigación.

Se deberá contar con mínimo tres expertos en el tema pudiendo así evaluar la claridad, relevancia y suficiencia de los criterios pudiendo hacer uso de formularios para su respectiva validación. Las observaciones que se obtengan serán usadas para corregir, eliminar e incorporar soluciones que podrían haber sido considerados inicialmente.

La participación de un ingeniero con experiencia en drones durante nuestra primera prueba en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea fue una revisión técnica preliminar del procedimiento. Sin embargo, no se presentará como validación formal del instrumento hasta que un formulario de juicio de expertos esté completamente completado y firmado. La fiabilidad se determinará por la respetabilidad. Se utilizará la misma lista de verificación y la misma estructura de tarjeta de vuelo en las cinco pruebas del ETFA.

Esto no solo ayudan a identificar tendencias, sino también a identificar las hipótesis para futuros estudios con un mayor número de ensayos.

Luego establecimos los siguientes criterios de evaluación iniciales:

- Inspección en tierra satisfactoria: cumplimiento de todos los criterios críticos antes de conectar la batería.
- Estabilidad satisfactoria: calificación 2 o 3 sin pérdida de control.
- Respuesta satisfactoria: realización de maniobras con calificación 2 o 3.
- Autonomía: tiempo de vuelo en aire y aterrizaje antes de que se registre condiciones críticas de energía.

- Una integridad considerable post-vuelo: sin fracturas, deformaciones, piezas sueltas, tornillería ausente o daños que pongan en riesgo o impidan el vuelo.
- Revisión de hélices dañadas, mal apretadas, cables sueltos, malas soldaduras, batería vieja, perdida de enlace o comunicación, personas que pueden estar presentes, problemas meteorológicos o cualquier otro factor.

Estos son criterios académicos propuestos para la evaluación del prototipo y no corresponden a la certificación aeronáutica.

Consideraciones éticas

El estudio se realizó para asegurar la seguridad de los participantes, las instalaciones y el prototipo. Las pruebas se llevarían a cabo solo a nivel institucional, durante el día y en condiciones controladas, con distancias específicas entre el operador, el dron y los espectadores, basadas en la experiencia del piloto. De acercarse una persona al área de pruebas será interrumpida de manera inmediata.

El equipo consintió de un piloto y un observador visual (spotter) mínimo con una formación básica. Antes de cada vuelo, se gestionarán los riesgos potenciales y se implementarán medidas de seguridad. Las baterías LiPo se manejaron cuidadosamente para evitar accidentes y se deberán cargar con supervisión y en una superficie no inflamable.

La evaluación estructural del prototipo se limitó a inspecciones visuales y no se realizaron pruebas destructivas debido a la singularidad del dispositivo. Se grabaron las pruebas para análisis académico, y el material audiovisual no podía divulgarse sin permiso. La investigación reconoció que los vuelos realizados no certifican completamente el prototipo, pero ofrecen evidencia inicial de su funcionamiento y posibles mejoras.

Capítulo IV

Análisis y discusión de los resultados

Resultados de las pruebas técnicas en tierra

Las inspecciones técnicas realizadas antes y después de las sesiones permitieron evaluar la condición estructural, mecánica y eléctrica del prototipo FPV. El peso preparado para el vuelo se documentó en la primera evaluación, alcanzando un valor cercano a 1,15 kg, que se sitúa dentro de la medida habitual para drones de este tipo (1.0-1.5 kg). Esto sirvió de base en las pruebas siguientes, ya que se conservó la misma disposición general del modelo.

En las revisiones iniciales, la estructura de fibra de carbono no presentó grietas, delaminaciones, daños aparentes ni pérdida de rigidez. Se colocaron los motores, el sistema de control de vuelo, el variador, el receptor, la cámara y el transmisor de video. Adicionalmente, se verificó que las hélices estuvieran correctamente fijadas y que los cables no obstaculizaran las partes móviles. Las pruebas de funcionamiento demostraron que los cuatro motores responden a las órdenes del mando a distancia y que los enlaces de control y video comenzaron a operar.

Sin embargo, durante las pruebas se observó a la luz dos problemas técnicos: los tornillos se iban soltando poco a poco por la vibración y los cables de uno de los motores se soltaron en el tercer vuelo porque el punto de soldadura se debilitó por las vibraciones y el movimiento constante. Las vibraciones de los motores y las hélices causaron cargas repetitivas en el chasis, por lo que algunas partes estaban sueltas.

Esto resalta la necesidad de revisar los tornillos antes y después de cada vuelo y de usar métodos seguros para el mantenimiento del prototipo. La desconexión eléctrica en el tercer vuelo ocurrió en la unión entre los cables del motor y el sistema de control electrónico. Para solucionar esto, se realizó una soldadura con estaño para fortalecer la conexión y confirmar la fiabilidad eléctrica y la respuesta del motor. Este evento muestra que la calidad de la soldadura es un factor importante, ya que una conexión aparentemente funcional en tierra

puede desprenderse durante el vuelo debido a la vibración, el movimiento de los cables o una unión mecánicamente débil.

En las inspecciones después de los diferentes choques, no hubo fracturas ni deformaciones significativas en el chasis de fibra de carbono. Los impactos visibles se debieron principalmente a rasguños en las hélices. Este comportamiento proporciona solo una primera impresión de que la estructura puede soportar las condiciones de prueba y, por lo tanto, no es útil para determinar la resistencia mecánica o la capacidad de la estructura para soportar impactos, ya que no se realizaron pruebas destructivas, mediciones de deformación o inspecciones interiores del laminado. Los resultados responden al primer objetivo específico, porque permitieron verificar el estado estructural, la fijación de los componentes, las conexiones eléctricas, la respuesta de los motores y la comunicación con el sistema de control. También demostraron que la inspección debe efectuarse de manera recurrente y no únicamente antes del primer vuelo.

Resultados de las pruebas controladas de vuelo

Se ejecutaron cinco sesiones de vuelo en la cancha del campo Ícaro de la ETFA. Cada sesión tuvo una duración operativa de aproximadamente 25 minutos (estimado visualmente, sin cronometraje preciso). El tiempo comenzaba con el despegue e incluía movimientos, lanzamientos, recuperación física del prototipo, su reposicionamiento y la práctica continua. Por lo tanto, los 25 minutos no son de autonomía aérea continua.

El resultado debe interpretarse como la duración operativa de cada sesión. Como el tiempo de vuelo efectivo y los períodos de recuperación en tierra no se registraron por separado, no fue posible determinar completamente la autonomía aérea de la batería 4S LiPo de 1550 mAh..

Tabla 1

Resultados de las pruebas de vuelo

Prueba	Duración operacional	Distancia aproximada	Resultado principal	Novedad
Vuelo 1	25 minutos	Hasta 75 m	Despegue y avance satisfactorios	Caídas y recuperación del prototipo
Vuelo 2	25 minutos	Hasta 68 m	Respuesta adecuada al avance	Caídas y revisión de hélices
Vuelo 3	25 minutos	Hasta 70 m	Funcionamiento inicial satisfactorio	Desconexión de cables de un motor y reparación
Vuelo 4	25 minutos	Hasta 72 m	Continuidad de las prácticas	Aflojamiento de tornillería por vibración
Vuelo 5	25 minutos	Hasta 75 m	Respuesta satisfactoria en maniobras practicadas	Caídas sin daño estructural visible

En las cinco pruebas, el prototipo respondió correctamente durante el despegue y el desplazamiento hacia adelante. El piloto consiguió elevar la aeronave por encima de un metro e iniciar el avance. Debido a la dificultad del modo Acro y a la experiencia práctica limitada del operador, la maniobra ejecutada con mayor frecuencia fue el desplazamiento frontal. Los giros, retrocesos, correcciones de actitud y retorno preciso al punto de partida tuvieron una práctica más limitada.

El modo Acro no proporciona autonivelación cuando el piloto libera las palancas. Por consiguiente, la aeronave conserva la velocidad angular o actitud comandada hasta recibir una corrección. Esto hizo que el control fuera más difícil y requiriera acción constante por parte de los operadores. Los accidentes no fueron causados por el sistema al no despegar o avanzar, sino más bien por la dificultad de mantener la aeronave apuntada y recuperarla cuando se aumentaba la distancia. La distancia máxima alcanzada fue de alrededor de 75 m.

Cuando la aeronave estaba a esta distancia y existía el riesgo de que permaneciera demasiado lejos, se tomó la decisión de reducir la potencia de la aeronave para permitir un

descenso controlado (al menos a veces esto no fue un aterrizaje fácil y la aeronave cayó desde alturas de hasta 5 m). El equipo fue recuperado y revisado y se movió de nuevo para iniciar la sesión. Este movimiento se realizó para que la aeronave se mantuviera en el área general cuando se realizara el vuelo, pero no debe considerarse un procedimiento de aterrizaje normal ni como una práctica para futuros vuelos. Durante las caídas, no se registraron fracturas en el chasis. Pero las hélices estaban principalmente rayadas y el prototipo seguía operando después de las inspecciones, excepto durante la interrupción causada por la desconexión del motor en el tercer vuelo. Los resultados indican que la estructura, al principio, aguantó bastante bien. Pero también dejan claro que los golpes pueden dañar las fijaciones, las soldaduras y otras partes, aunque no se vea ninguna grieta. El dron se manejaba a través de los controles de mando y video. No se detectó que debido al problema fuera la pérdida total de la señal ExpressLRS o que el video se cortara por completo, y que eso provocara el accidente.

El hecho de detener los recorridos aproximadamente a 75 metros demuestra que las pruebas no determinaron el alcance máximo de comunicación del sistema.

En términos de maniobrabilidad, el prototipo presentó una respuesta adecuada a las órdenes practicadas, particularmente durante el despegue y el avance. No obstante, los resultados no permiten afirmar que todas las maniobras previstas fueron dominadas de manera satisfactoria. La principal limitación estuvo relacionada con la experiencia del piloto y con la exigencia del modo Acro, más que con una ausencia de respuesta del prototipo.

Discusión integral del desempeño y aplicabilidad

Los resultados obtenidos muestran que el rendimiento del prototipo depende de la interacción de la estructura, las fijaciones, las conexiones eléctricas, el sistema de control y la habilidad del operador. Aunque el chasis no se rompió debido a caídas sin ningún signo, la vibración provocó el aflojamiento de tornillos y contribuyó a mostrar la vulnerabilidad de las conexiones eléctricas. Por lo tanto, la resistencia no significa que la estructura no deba ser mantenida e inspeccionada.

Esto está en línea con Rodríguez (2012), quien señaló que las propiedades generales de la fibra de carbono no nos dan el comportamiento final de una estructura y que esto depende de la calidad de las uniones, la integración de los componentes y las condiciones de operación. En el prototipo evaluado, el chasis permaneció en el ambiente exterior, pero los problemas estaban efectivamente en los tornillos y las soldaduras.

La desconexión ocurrida durante el tercer vuelo guarda relación con lo observado por Guamán Toapanta y Valdez Quiroga (2023), quienes identificaron fallas de sensores, comunicación y respuesta durante las primeras etapas de evaluación de su cuadricóptero. En ambos casos, se identificaron deficiencias que no se podían determinar solo con la revisión de las especificaciones comerciales de los componentes. La respuesta durante el despegue y el avance demuestra que el control, el sistema de propulsión y el enlace de mando funcionaron de manera coordinada. Sin embargo, esto evidencia que el rendimiento operativo no depende únicamente de la aeronave.

El nivel de entrenamiento del piloto es una variable decisiva, especialmente al usar el modo Acro.

Centeno-Alcívar et al. (2023) explican que la estabilidad y la capacidad de seguir trayectorias son condiciones necesarias para usar un UAV en vigilancia. En el estudio actual, el prototipo ejecutó movimientos básicos, pero aún necesita más práctica antes de ser utilizado en rutas cercanas a obstáculos o en habitaciones simuladas. Como referencia para actividades académicas, este estudio puede ayudar con los 25 minutos por sesión, pero no se puede comparar con los valores de autonomía continúa encontrados en otros estudios.

. Alarcón Calero y Reinoso Vaca (2024) encontraron autonomías efectivas de 25 a 45 minutos durante las operaciones de vuelo. En este caso, el tiempo de vuelo fue en tierra, por lo que no se pueden comparar los valores directamente. Como prototipo, es muy bueno para el aprendizaje como recurso para inspecciones, detección de fallas, trabajos de soldadura para corregir el problema, ajustes de sujeción, preparación del sistema FPV, despegue y

movimiento. Y los estudiantes pueden ver cómo pequeños defectos pueden afectar a toda la aeronave. Para el reconocimiento básico, todavía es condicional.

El sistema puede transmitir video y moverse dentro del entorno probado, pero la limitada experiencia del piloto, la dificultad del modo Acro, los choques recurrentes y la falta de una medición precisa de la autonomía harán necesario que se use solo en espacios pequeños y bajo supervisión cercana. El objetivo general se logró solo parcialmente. Ya hemos proporcionado evidencia inicial del prototipo y el rendimiento estructural y operativo del prototipo, la capacidad de despegar, avanzar y transmitir video, y se conocen sus límites en las sujeciones, soldadura de la electrónica, recuperación de control, experiencia del piloto y medición de autonomía.

Para realizar completamente el objetivo general, se requieren más pruebas con un piloto más experimentado en modo Acro, sujeciones y conexiones eléctricas más rápidas en el prototipo, y un mejor sistema de medición de autonomía.

Capítulo V

Conclusiones y recomendaciones

Conclusiones

El objetivo general se alcanzó parcialmente. Ya hemos tenido algunas pruebas iniciales de la estructura y funcionamiento del prototipo FPV de bajo costo, que puede despegar, avanzar y transmitir video dentro de un área específica. Pero se encontraron algunas limitaciones importantes en términos de la calidad de las conexiones eléctricas (desconexión de cables debido a la fatiga), la estabilidad de las fijaciones mecánicas (los tornillos se aflojan debido a la vibración), la dificultad para controlar en modo Acro porque el piloto tiene muy poca experiencia en ello, y la capacidad para medir la autonomía aérea continua. Sin ese conocimiento, el prototipo solo está disponible para espacios controlados y bajo supervisión cercana y aún no es una plataforma certificada para trabajar en el campo.

- Los enlaces de comando (ExpressLRS 2.4 GHz) y video (5.8 GHz) estaban funcionando en el rango de prueba, y no se reportó pérdida completa de enlace como causa de accidentes. Sin embargo, las maniobras avanzadas (giros, reversos, correcciones de actitud y retorno al punto de inicio) no fueron posibles en la práctica debido a la dificultad del modo Acro y la limitada experiencia del piloto (10 horas de tiempo en simulador).
- El tiempo de operación por sesión fue de 25 minutos, pero eso no contempla los periodos en tierra (recuperación del prototipo, reposicionamiento y revisiones posteriores a accidentes), por lo que no se trata de autonomía aérea continua. Debido a que el registro fue por separado el tiempo de vuelo efectivo y los periodos de recuperación, no se calculó la autonomía de la batería LiPo 4S de 1550 mAh.
- Con el prototipo siendo una herramienta de enseñanza en ETFA, permite inspecciones técnicas (una revisión estructural para detectar defectos estructurales, fijaciones y conexiones) junto con reparaciones (soldadura de cables, ajuste de tornillos), preparación del sistema FPV (configuración de enlaces, calibración de sensores) y vuelo básico (despegue,

movimiento hacia adelante y aterrizaje). Esta experiencia en el aula y en el campo ayuda a los estudiantes a ver cómo en el caso de un pequeño problema (un tornillo suelto o una mala soldadura) podría impactar el comportamiento de toda la aeronave; esta es una lección práctica muy útil sobre mantenimiento e integración de sistemas.

- El prototipo sigue siendo solo para reconocimiento básico. Puede transmitir video y moverse en el área de prueba (hasta 75 m de distancia de nosotros frente a la cámara) y se pueden ver áreas abiertas antes de ser entrenado en los principios de vuelo FPV. Sin embargo, la falta de experiencia del piloto en modo Acro, los repetidos accidentes, la falta de autonomía y la ausencia de sistemas de GPS, brújula y retorno automático significan que para el reconocimiento su uso en espacios restringidos, bajo supervisión y en presencia de otras personas no se puede hacer sin volar sobre ellos en tiempo real. Aún no es adecuado para misiones de reconocimiento táctico o habitaciones simuladas y los sistemas necesitan ser mejorados.

Recomendaciones

Para lograr el objetivo, recomendamos realizar más pruebas con un piloto más experimentado en modo Acro (al menos 20 horas adicionales de simulador), mejorar la fijación mecánica (usando fijadores de rosca o tuercas de inserción de nylon), fortalecer las conexiones eléctricas (soldadura de estaño de buena calidad y tubos termorretráctiles) y desarrollar un procedimiento sistemático de la autonomía aérea continua para separar claramente el tiempo de vuelo efectivo del tiempo en tierra.

- Se sugiere que los futuros pilotos tengan al menos 20 horas más de práctica en simulador FPV (en modo Acro) para volar con el prototipo y diseñar una rutina de maniobras (despegue, vuelo estacionario, movimiento hacia adelante, giros suaves, retroceso y retorno) de modo que en cada etapa del entrenamiento se evalúe la maniobra y se calcule el tiempo de respuesta y la precisión de cada movimiento.
- Para determinar la autonomía aérea continua sugerimos establecer un procedimiento sistemático del tiempo pasado en el aire (a) tiempo total de sesión, (b) tiempo con motores armados, (c) tiempo efectivo en el aire, (d) tiempo dedicado a la recuperación o reposicionamiento, y (e) tiempo dedicado a la decisión de aterrizaje. Para esto sugerimos usar un cronómetro y un registrador de telemetría (como el Blackbox de Betaflight) que pueda usarse para comparar el tiempo de vuelo con el consumo de corriente y el voltaje de la batería y establecer una velocidad de aterrizaje segura (3.3 V por celda, 13.2 V para una batería 4S).
- Integrar el prototipo en el plan de estudios de entrenamiento para estudiantes de tropas de Infantería Aérea y especialidades técnicas a través de un plan académico sólido: resultados de aprendizaje, prerrequisitos, contenido teórico y práctico, horas de práctica, responsabilidades del instructor y del estudiante, procedimientos de seguridad, escenarios de entrenamiento (desde vuelo estacionario hasta reconocimiento de obstáculos) y criterios de evaluación. También se sugiere crear un manual de prácticas para el ETFA. Este manual serviría como complemento al curso de 40 horas que imparte MrDRON e incluiría temas como

las regulaciones aeronáuticas (RDAC 101), meteorología básica, gestión de riesgos y factores humanos.

- Antes de empezar a usar el prototipo para reconocimientos en salas simuladas o espacios reducidos, se deberán hacer más pruebas de vuelo. Estos tendrían que ser en condiciones controladas, con un piloto que sepa bien del modo Acro. También, hay que mejorar cómo están fijas las conexiones eléctricas. Deberíamos tener un método claro para medir cuánto dura la batería y crear un protocolo específico para volar en interiores, considerando distancias cortas, obstáculos, la iluminación y posibles reflejos de las ondas de radio.
- Por otro lado, es importante hablar con la DGAC para saber qué vuelos dentro de edificios podrían requerir un permiso especial, según las RDAC 101. Y hay que tener claro que el reconocimiento FPV es solo para ver, no debe ser invasivo, ni tener contacto ni interferir con otras operaciones aéreas.

Referencias

Alarcón Calero , F. L., & Reinoso Vaca , M. A. (2024). *Optimización del empleo del equipo de reconocimiento técnico (UAV) en apoyo a las operaciones de vigilancia del sistema hidrocarburífero del Ecuador: Ruta Libertad–Pascuales (2024).* Sangolqui: Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Obtenido de https://repositorio.espe.edu.ec/handle/21000/51313

Alcívar Albán, A. A., & Chuchuca Suárez., J. L. (2021). *Diseño de un vehículo no tripulado para el apoyo de operaciones de seguridad y protección marítima de la Armada del Ecuador.* Guayaquil: ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DEL LITORAL. Obtenido de http://www.dspace.espol.edu.ec/handle/123456789/54697

Asamblea Constituyente del Ecuador. (2008). *Constitución de la República del Ecuador.* Quito.

ASTM International. (2023). *ASTM F3266-23: Standard guide for training for remote pilot in command of unmanned aircraft systems (UAS) endorsement.*

Aviones telediridgidos . (s.f.). *Aviones teledirigidos*. Obtenido de Motor 2205 2300KV: https://avionesteledirigidos.com/producto/motor-racerstar-2205-2300kv/

Betaflight. (s.f.). *Betaflight.* Obtenido de Failsafe: https://betaflight.com/docs/wiki/app/auxiliary-tab?

Centeno Alcívar, J. R., Reyes Contreras, E. W., Erazo Velasco, I. E., & Chere Quiñónez, B. F. (2023). Utilización de un cuadricóptero para mejorar la vigilancia aérea mediante control Lyapunov. *Ibero-American Journal of Engineering & Technology Studies.*, 2-10. doi:https://doi.org/10.56183/iberotecs.v3i2.627

Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas. (2025). *Modelo Educativo de las Fuerzas Armadas.*

Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas. (2025). *Modelo Educativo de las Fuerzas Armadas.* Obtenido de https://digedo.armada.mil.ec/documentospee?

Comando Conjunto de las Fuerzas Armadas. (2025). *Reglamento de Educación Militar de las Fuerzas Armadas.* Obtenido de https://digedo.armada.mil.ec/slides/slide/reglamento-de-educacion-militar-ffaa-2025-483?fullscreen=1&

Dirección General de Aviación Civil. (2024). *RDAC 101: Sistemas de aeronaves no tripuladas (UAS).*

Electro Store. (s.f.). *Electro Store*. Obtenido de BATERÍA LIPO 4S 14,8V 1550MAH TATTU FUNFLY 100C: https://www.grupoelectrostore.com/producto/bateria-lipo-4s-148v-1550mah-tattu-funfly-100c/

Federal Acquisition Regulation. (2026). *Acquisition.gov.* Obtenido de 2.101 Definitions.: https://www.acquisition.gov/far/2.101?utm_source

Federal Aviation Administration. (2021). *Advisory Circular 107-2A: Small unmanned aircraft system (small UAS).* U.S. Department of Transportation.

Garaicoa Ramírez , J. O., & Tello Arroyo , Á. J. (2025). *Elaborar el plan de operaciones de vuelo para la vigilancia aérea perimetral de la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea (ETFA).* Latacunga: Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Obtenido de https://repositorio.espe.edu.ec/handle/21000/59232

Guamán Toapanta , K. L., & Valdez Quiroga , J. E. (2023). *Diseño, construcción y control de un prototipo de cuadricóptero no tripulado para transporte de cargas ligeras.* Sangolqui: Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Obtenido de http://repositorio.espe.edu.ec/handle/21000/36113

Ingeniosos. (s.f.). *Ingeniosos*. Obtenido de Esfuerzos de tracción y compresión: https://lawebdeingeniosos.com/traccionycompresion/

Jara Olmedo, L. (2025). Aeronaves no tripuladas como nueva tecnología para mejorar las capacidades de las Fuerzas Armadas. *Revista Academia de Guerra del Ejército Ecuatoriano*, 140-182. Obtenido de https://journal.espe.edu.ec/ojs/index.php/Academia-de-guerra/en/issue/view/322/298

JOUAV. (10 de Julio de 2026). *JOUAV*. Obtenido de What Is an FPV Drone? The Complete Guide (2026): https://www.jouav.com/blog/what-is-an-fpv-drone.html

MrDRON. (2026). Curso de pilotos y armado de drones FPV. Ambato, Tungurahua, Ecuador.

Ordoñez Viteri, P. K., & Pilco Orozco, M. A. (2025). *Diseñar un manual de procedimientos y supervisión de drones para la Escuela Técnica de la Fuerza Aérea.* Latacunga: Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE. Obtenido de https://repositorio.espe.edu.ec/items/68abd439-63f0-41d1-b55b-5f5fa46670b0

QuadMcFly. (02 de 2020). *Drones and model aircrafts* . Obtenido de What is the advantage of a stretched-x frame over a true-x or squished-x design?: https://drones.stackexchange.com/questions/585/what-is-the-advantage-of-a-stretched-x-frame-over-a-true-x-or-squished-x-design

Quan, Q. (2017). *Introduction to Multicopter Design and Control*. doi:10.1007/978-981-10-2999-8

Rodriguez , E. S. (2012). Desarrollo de materiales compuestos avanzados basados en fibras de carbono para la industria aeroespacial. *Academia Nacional de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales*, 106-115.

Seybold, J. S. (2025). *Introcution to RF Propagation.* John Wiley & Sons.

Shutterstock. (2024). *Shutterstock*. Obtenido de Componentes de FPV Drone. Ilustración aislada: https://www.shutterstock.com/es/image-vector/fpv-drone-components-isometric-parts-isolated-2525739857?dd_referrer=https%3A%2F%2Fwww.google.com%2F

SpeedyBee. (28 de Agosto de 2026). *SpeedyBee.* Obtenido de SpeedyBee F405 Mini BLS 35A 20 × 20 stack: https://www.speedybee.com/speedybee-f405-mini-bls-35a-20x20-stack/?

Valavanis , K. P., & Vachtsevanos, G. J. (2015). *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles.* Springer Publishing.

Zona Ingenieria Civil. (24 de Junio de 2026). *Zona Ingenieria Civil*. Obtenido de ¿Qué es la deformación unitaria?: https://zonaingenieriacivil.com/que-es-la-deformacion-unitaria/

Apéndices