

Instituto Tecnológico de Costa Rica
Área Académica de Ingeniería Mecatrónica



**Diseño e implementación de un sistema aéreo no tripulado
(UAS) multirotor para aplicaciones fotogramétricas.**

Informe de Proyecto de Graduación para optar por el título de
Ingeniero en Mecatrónica con el grado académico de Licenciatura

Fernando Alberto Arias Núñez

Cartago, 1 de diciembre, 2017

Declaro que el presente Proyecto de Graduación ha sido realizado enteramente por mi persona, utilizando y aplicando literatura referente al tema e introduciendo conocimientos propios.

En los casos en que he utilizado bibliografía he procedido a indicar las fuentes mediante las respectivas citas bibliográficas. En consecuencia, asumo la responsabilidad total por el trabajo de graduación realizado y por el contenido del correspondiente informe final.

Fernando Alberto Arias Núñez

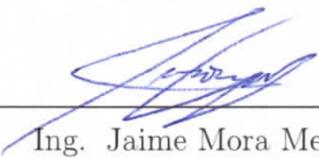
Cartago, 1 de diciembre de 2017

Céd: 1-1608-0287

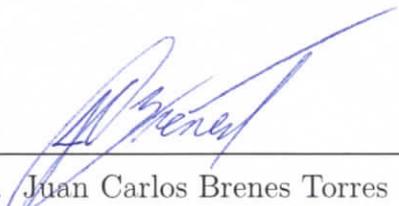
Instituto Tecnológico de Costa Rica
Área Académica de Ingeniería Mecatrónica
Proyecto de Graduación
Tribunal Evaluador

Proyecto de Graduación defendido ante el presente Tribunal Evaluador como requisito para optar por el título de Ingeniero en Mecatrónica con el grado académico de Licenciatura, del Instituto Tecnológico de Costa Rica.

Miembros del Tribunal



Ing. Jaime Mora Meléndez
Profesor Lector



Ing. Juan Carlos Brenes Torres
Profesor Lector



Ing. Sergio Arriola Valverde
Profesor Asesor

Los miembros de este Tribunal dan fe de que el presente trabajo de graduación ha sido aprobado y cumple con las normas establecidas por el Área académica de Ingeniería Mecatrónica.

Cartago, 1 de diciembre de 2017

Resumen

La fotogrametría es una técnica con un alto potencial para solucionar problemas de diferentes disciplinas mediante la toma de imágenes en diferentes regiones del espectro electromagnético. Mediante imágenes referenciadas es posible reconstruir superficies e identificar características localizadas de la zona bajo estudio.

El Laboratorio de Fotogrametría en la Escuela de Ingeniería Electrónica del Instituto Tecnológico de Costa Rica aprovecha el potencial de esta técnica para solucionar problemas en diversos campos de interés, en conjunto con otros departamentos e instituciones del país. Como ejemplo, en el área de agricultura de precisión, se trabajó a la mano del Laboratorio PRIAS del CeNAT (Centro Nacional de Alta Tecnología) para el modelado de procesos de la erosión de los suelos aprovechando la capacidad de vehículos aéreos no tripulados (UAV).

Sin embargo, se requieren sistemas con buena capacidad de carga, para poder transportar cámaras y sensores de alta resolución. Por esta razón, el presente proyecto desarrolla el diseño e implementación "a la medida" de un sistema aéreo no tripulado (UAS) el cual pueda cumplir con las necesidades de los investigadores del Laboratorio de Fotogrametría.

Se propone una solución de diseño a partir de componentes comerciales y un controlador de vuelo de código abierto debido a una relación de costo y flexibilidad positiva. Seguidamente se explica el diseño mecánico, electrónico y de control de la plataforma y la implementación final realizada.

Se realizaron pruebas exhaustivas para validar el funcionamiento del UAS. Se empezó por pruebas de laboratorio para validar los componentes esenciales antes de intentar volar la plataforma. Luego se realizaron pruebas en control manual para validar la capacidad de vuelo de la plataforma. Finalmente se realizaron pruebas de misiones automáticas en donde se demostró la funcionalidad de la plataforma con misiones automatizadas y levantamiento de datos fotogramétricos.

Palabras clave: fotogrametría, geoinformática, Sistema Aéreo no Tripulado (UAS), sensores remotos, Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV)

Abstract

Photogrammetry is a technique with a high potential to solve problems of different disciplines by taking images in different regions of the electromagnetic spectrum. Through referenced images it is possible to reconstruct surfaces and identify localized characteristics of the area under study.

The Photogrammetry Laboratory at the School of Electronic Engineering in the Technological Institute of Costa Rica takes the advantage of the potential of this technique to solve problems in various fields of interest, together with other departments and institutions in Costa Rica. As an example, in precision agriculture, the PRIAS Laboratory of the CeNAT (National Center for High Technology) worked on the modeling of soil erosion processes using the potential of unmanned aerial vehicles (UAV).

However, systems with good load capacity are required in order to transport cameras and high resolution sensors. For this reason, the present project develops the design and implementation "made to size" of an unmanned aerial system (UAS) which can meet the needs of the researchers of the Photogrammetry Laboratory.

A design solution is proposed using commercial components and an open source flight controller due to a positive cost and flexibility relationship. Next, the mechanical, electronic and control design of the platform and the final implementation carried out are explained.

Extensive tests were performed to validate the operation of the UAS. At first, laboratory tests were made to validate the essential components before attempting to fly the platform. Then, tests were carried out in manual control to validate the flight capacity of the platform. Finally, automatic missions tests were performed where the functionality of the platform was demonstrated with automated missions and photogrammetric data collection.

Keywords: Geoinformatics, photogrammetry, remote sensors, Unmanned Aerial System (UAS), Unmanned Aerial Vehicle (UAV).

Dedicatoria

A mi madre Deyanira Núñez Cajina y a mi padre Fabio Arias Cordoba por todos los años de formación hacia mi persona en distintos ámbitos de la vida. Por el amor, apoyo, consejos y motivación para lograr cada meta que me he puesto en mi vida.

A mi hermano Alvaro Arias Núñez, que siempre estuvo apoyándome en cualquier problema que tuviera y, aunque no lo demostraba, siempre estuvo pendiente de si necesitaba algo en todo momento.

A mis abuelos, abuelas, tíos, tías y primos, por sus constantes palabras de aliento y apoyo ante cualquier problema que surgiera. Los llevaré siempre en mi corazón.

A mis amigos Anthony Diaz, Timothy Bustillos, Jose Antonio Conejo, Francisco Bianchini y Eduardo Lizano, con los que he pasado tantos momentos juntos, con algunos desde la escuela y con otros desde el colegio o la universidad, que me han visto crecer como futuro profesional y me han brindado su cariño, afecto y amistad incondicional durante todo el tiempo en que nos hemos conocido.

A todos les dedico este trabajo, el cual culmina mi etapa de formación profesional en el Instituto Tecnológico de Costa Rica, cada meta que logre en mi vida siempre será gracias a ustedes y para ustedes.

Agradecimientos

Agradezco al Dr.-Ing. Renato Rímolo Donadío y al Ing. Sergio Arrielo Valverde, por brindarme la oportunidad de formar parte de este proyecto tan especial, y por la confianza que depositaron en mi persona durante todo este tiempo, además de la disponibilidad para atenderme, aconsejarme y guiarme para el desarrollo exitoso de mi proyecto de graduación.

A mis profesores lectores Ing. Jaime Mora Meléndez e Ing. Juan Carlos Brenes Torres, por sus aportes esta última etapa universitaria y de igual manera contribuir a mi formación profesional.

A los estudiantes Edgar Gutiérrez, Guillermo Castillo y Amit Ferencz, los cuales me estuvieron acompañando y ayudando durante todas las etapas de este proyecto de graduación, en el Laboratorio de Fotogrametría.

A mis amigos y compañeros que tuve en el Instituto Tecnológico de Costa Rica, Sergio Corrales, Timothy Bustillos, Allison Mendoza, Allan Rodriguez y demás amigos y compañeros de Mecatrónica, gracias por toda su compañía, amistad y apoyo durante toda la carrera.

Fernando Alberto Arias Núñez

Cartago, 29 de noviembre de 2017

Índice general

Índice de figuras	iv
Índice de tablas	vii
Lista de símbolos y abreviaciones	viii
1 Introducción	1
1.1 Objetivos y estructura del documento	3
2 Marco teórico	4
2.1 Fotogrametría	4
2.1.1 Tipos de fotogrametría	5
2.2 Sistemas UAV	6
2.2.1 Unidad de medición inercial (IMU)	8
2.2.2 Sistema Global de Navegación Satelital (GNSS)	10
2.2.3 Barómetro	10
2.2.4 Sistema de alimentación	10
2.2.5 Sistema de propulsión	11
2.2.6 Gímbal	12
2.2.7 Cámara para Vista en Primera Persona (FPV)	12
2.3 Sistemas de Estación en Tierra (GCS)	13
2.4 Enlaces de comunicación de datos	13
2.4.1 Protocolo de comunicación I^2C	14
2.4.2 Protocolo de comunicación SPI	14
2.4.3 Protocolo de comunicación UART	15
2.5 Sistemas Aéreos no Tripulados (UAS)	16
2.5.1 Aplicaciones de UAS	16
3 Diseño e implementación de una plataforma multirotor para fotogrametría	17
3.1 Análisis de propuestas y selección final de solución	18
3.1.1 Solución 1: UAS Comercial	18
3.1.2 Solución 2: UAS basado en componentes <i>open hardware</i> y <i>open source</i> comerciales	19
3.1.3 Solución 3: UAS diseñado a la medida	19
3.1.4 Comparación y selección de la solución	19

3.2	Desarrollo del concepto de diseño	21
3.2.1	Sistema mecánico	22
3.2.2	Sistema eléctrico	24
3.2.3	Implementación final de la solución	35
4	Resultados y análisis	36
4.1	Resultados del sistema implementado previo al primer vuelo	36
4.1.1	Pruebas enlace de radio control	36
4.1.2	Pruebas enlace de telemetría	38
4.1.3	Pruebas de sensores y GPS	38
4.1.4	Pruebas de <i>Electronic Speed Controller</i> (ESC)	40
4.1.5	Prueba de sistema FPV	41
4.1.6	Disparador de cámara	42
4.2	Resultados del sistema en vuelo manual	43
4.2.1	Vibraciones de la plataforma	44
4.2.2	Asistencia GPS	44
4.2.3	Altura constante	45
4.2.4	Autonomía	46
4.3	Resultados del sistema en vuelo automático	46
4.3.1	Resultados de ruta simple	46
4.3.2	Resultados de misión fotogramétrica simple	48
4.3.3	Resultados de misión fotogramétrica compleja	50
4.3.4	Resultados de misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura y número de <i>strips</i>	52
5	Conclusiones	56
5.1	Recomendaciones	57
	Bibliografía	59
A	Selección de hardware	62
B	Planos mecánicos de partes diseñadas a la medida	70
B.1	Placa puente para autopiloto	70
B.2	Montura para antenas de receptor FrSky D4R-II	71
C	Verificación de requerimientos	72
D	Validación de subsistemas	74
D.1	Especificaciones mecánicas	74
D.2	Especificaciones eléctricas	78
E	Tabla de costos	80
F	Videos de pruebas	81

F.1	Verificación de levantamiento de gimbal	81
F.2	Validación de motores y ESC	81
F.3	Validación de comunicación de telemetría	81
F.4	Verificación de funcionamiento de paro de emergencia	81
F.5	Validación de funcionamiento de sensores	82
F.6	Validación de funcionamiento de disparador de la cámara	82
F.7	Prueba de levantamiento de gimbal y sustituto de cámara	82
F.8	Prueba de misión fotogramétrica simple	82
F.9	Prueba de misión fotogramétrica compleja	82
G	Memoria de cálculos	83
G.1	Referencia de peso máximo de <i>frame</i> y corriente máxima de motores	83
G.2	Verificación de autonomía de 10 min para componentes seleccionados . . .	84

Índice de figuras

1.1	Levantamiento de un mapa mediante fotogrametría, utilizando un hexacóptero. Tomado de [4].	2
2.1	Mapa levantado con técnicas de fotogrametría para operaciones de movimiento de tierra durante construcción de carretera. Tomado de [8].	5
2.2	Categorías principales de los sistemas UAV.	7
2.3	Sensor IMU comercial. Tomado de [15].	8
2.4	Estructura general de funcionamiento de las baterías Li-Po. Adaptado de [21].	11
2.5	Esquema de diseño de BLDC motor. Adaptado de [22].	11
2.6	Diagrama ejemplo de enlace de telemetría.	13
2.7	Diagrama de interconexión para el protocolo I^2C . Adaptado de [27].	14
2.8	Diagrama de interconexión para el protocolo SPI para multiples esclavos. Adaptado de [28].	15
2.9	Diagrama de interconexión para el protocolo UART para comunicación en serie. Adaptado de [29].	16
3.1	<i>frame</i> Tarot 680 Pro implementado.	22
3.2	Diagrama del sistema eléctrico del UAV.	24
3.3	Diagrama del sistema de comunicaciones del UAS.	25
3.4	Fotografía de Pixhawk2.1 implementado.	26
3.5	Fotografía de GPS Here GNSS implementado.	27
3.6	Fotografía de batería Multistar implementada.	28
3.7	Fotografías de sistema de radio control. (a) Módulo receptor de señal y sostenedor de antena. (b) Control remoto.	29
3.8	Fotografías de sistema de telemetría implementado. (a) Módulo del UAV. (b) Módulo del GCS	30
3.9	(a) Motor Tarot 4006 con 620 KV. (b) Propela de 13" con inclinación de 5.5"	31
3.10	Fotografía de un ESC implementado.	31
3.11	Fotografía del disparador de Sony Nex5T a utilizar.	32
3.12	Fotografías del sistema FPV implementado. (a) Cámara FPV. (b) Transmisor de video. (c) Pantalla Receptora de video.	34
3.13	Diagrama del sistema de control del UAV.	34

3.14	Implementación final del UAV.	35
4.1	Prueba de salida PPM del receptor a (a) <i>throttle</i> mínimo, (b) <i>throttle</i> máximo.	37
4.2	Enlace de telemetría entre UAV y GCS mediante el software Mission Planner.	38
4.3	Resultado de calibración de magnetómetros.	39
4.4	Prueba de la orientación medida. (a) Foto de la plataforma inclinada cerca de 90 grados. (b) Orientación resultante según sensores por medio de telemetría.	39
4.5	Prueba de salida PWM del Pixhawk2.1 a ESC. (a) Vehículo desarmado, (b) <i>throttle</i> mínimo, (c) <i>throttle</i> máximo.	41
4.6	Prueba de funcionamiento de sistema FPV. (a) Imagen desde perspectiva sobre la cámara, (b) Imagen recibida en la pantalla receptora.	42
4.7	Resultado prueba de disparador de cámara infrarrojo. (a) PWM de control no activado (b) PWM de control activado.	43
4.8	Plataforma realizando su primer vuelo.	43
4.9	Registro de vibraciones en UAV. Aceleración vs Tiempo de vuelo	44
4.10	Registro de velocidades sobre latitud y sobre longitud deseadas vs actuales. Velocidad vs Tiempo de vuelo	45
4.11	Registro de altura deseada vs actual. Altura vs Tiempo de vuelo	45
4.12	Resultado de posición en primera misión automatizada. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth.	47
4.13	Resultado de altura en primera misión automatizada y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo	48
4.14	Resultado de posición en misión fotogramétrica simple. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth	49
4.15	Resultado de altura en primera misión de carácter fotogramétrico y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo	50
4.16	Resultado de altura en misión fotogramétrica compleja y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo	50
4.17	Resultado de posición en misión fotogramétrica compleja. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth	51
4.18	Resultado de posición en misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth	52
4.19	Resultado de altura en misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo	53
4.20	Resultado de posición en misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth	54

4.21	Resultado de altura en misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo	55
B.1	Planos mecánicos de la placa puente utilizada para el controlador de vuelo.	70
B.2	Planos mecánicos de la montura para las antenas del receptor FrSky D4R-II.	71
D.1	Plataforma de vuelo implementada.	74
D.2	Motor y ESC montados sobre brazo de plataforma.	74
D.3	Placa principal del <i>frame</i>	75
D.4	Riel de montura con batería y gimbal.	75
D.5	Receptor de radio control sujetado con velcro adhesivo implementado. . . .	75
D.6	Batería implementada y sujeta con fajas con velcro.	76
D.7	Sostenedor de antena implementado.	76
D.8	Placa puente y montura del Pixhawk2.1 implementados.	77
D.9	Montura plegable del módulo GPS implementada.	77
D.10	Validación de la orientación medida. (a) Foto de la plataforma inclinada cerca de 90 grados. (b) Orientación resultante según sensores por medio de telemetría.	78

Índice de tablas

2.1	Comparación de pros y contras de los UAV existentes. Tomado de [8].	7
3.1	Requerimientos y planes de verificación	17
3.2	Especificaciones mecánicas	23
3.3	Especificaciones eléctricas	32
4.1	Comparación de medición de GPS con referencia de geolocalización del ITCR.	39
4.2	Medición de autonomía en tres vuelos diferentes utilizando la batería hasta un 20%.	46
4.3	Configuración de alturas en primera misión automatizada.	47
A.1	Especificaciones de armazones comerciales.	63
A.2	Especificaciones de autopilotos comerciales.	64
A.3	Especificaciones de receptores de radio control comerciales.	65
A.4	Especificaciones de motores comerciales.	66
A.5	Especificaciones de propelas comerciales.	67
A.6	Especificaciones de ESC comerciales.	68
C.1	Medición de autonomía de vuelo en la plataforma.	72
C.2	Dimensiones finales de la plataforma de vuelo.	73
D.1	Validación de medición del módulo GPS comparada con la referencia del ITCR.	78
E.1	Tabla de costos del UAS propuesto.	80

Lista de símbolos y abreviaciones

Abreviaciones

I^2C	Inter-Integrated Circuit
BLDC	Brushless DC motor
BLDC	Brushless DC
CCD	Charge Coupled Device
DC	Direct Current
ESC	Electronic Speed Controller
FPV	First Person View
GCS	Ground Control Station
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
IMU	Inertial Measurement Unit
ITCR	Instituto Tecnológico de Costa Rica
MEMS	Micro Electromechanical Systems
PPM	Modulación de posición de pulso
PWM	Modulación de ancho de pulso
SPI	Serial Peripheral Interface
UART	Universal asynchronous receiver/transmitter
UAS	Unmanned Aerial System
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

Capítulo 1

Introducción

La fotogrametría es una técnica con una gran cantidad de aplicaciones. Esta técnica consiste en obtener la forma, las dimensiones y la posición de un objeto o de un lugar por medio de fotografías con una alta precisión, y estas fotografías no son solo del espectro visible, sino también en otros espectros como el infrarrojo o ultravioleta, por ejemplo. Al utilizar fotografías para obtener información espacial del objetivo, distintas disciplinas han recurrido a la utilización de la fotogrametría como herramienta, desde aplicaciones médicas hasta arquitectura. [1]

Como menciona [1], el proceso fotogramétrico posee un gran reto principalmente debido a la conversión de un objeto de tres dimensiones (realidad) a dos dimensiones (imágenes fotogramétricas). La posición de la cámara relativo al objeto a medir, es una de las variables mas importantes del proceso, por lo tanto, un mal manejo de esta variable infunde errores de imprecisión y exactitud en los modelos digitalizados.

La fotogrametría aérea permite el análisis de grandes áreas de manera rápida, logrando determinar las relaciones espaciales entre diferentes objetos en el área bajo estudio [2]. Debido a la necesidad de realizar vuelos a baja altura, lo cual se traduce en una buena resolución espacial en la toma de imágenes, y a la necesidad de reducir costos, surge la fotogrametría UAS, una herramienta que permite montar en una plataforma controlada remotamente un sistema de medición para fotogrametría, como se representa en la Fig. 1.1 para el ejemplo de un UAV con una cámara mapeando un campo de minería. Esto permite obtener un rastreo preciso del posicionamiento y orientación de las cámaras y del UAV, además de ventajas como utilización en situaciones de alto riesgo, difícil acceso, o también cuando se desea realizar el proceso de manera autónoma simplemente. [3].

Por la utilidad de este tipo de plataformas, así como también del alcance que tiene la fotogrametría, el ITCR ha incursionado en el uso de Fotogrametría UAV para solucionar problemas en diversos campos. Actualmente se han realizado algunos proyectos de investigación a través de este método, el más reciente: *“Cuantificación de la erosión hídrica en función de diferentes técnicas de mecanización mediante vehículos aéreos no tripulados (UAV’s) en la Parte Alta de la Cuenca del Río Reventazón”*.

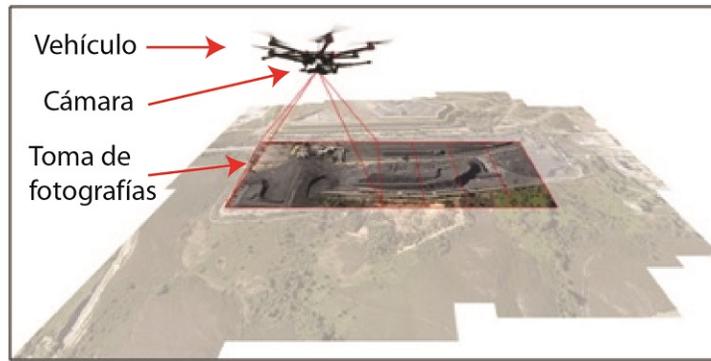


Figura 1.1: Levantamiento de un mapa mediante fotogrametría, utilizando un hexacóptero. Tomado de [4].

Dicho proyecto se realizó en colaboración entre el Laboratorio de Fotogrametría de la Escuela de Ingeniería Electrónica y el Laboratorio PRIAS del CeNAT. Entre los proyectos realizados anteriormente en este campo, se puede revisar en [5] sobre la selección de un controlador de vuelo para misiones de fotogrametría, en [6] sobre el diseño de un sistema para adquisición de datos y en [7] sobre la generación de mapas tridimensionales para fotogrametría.

Trabajos previos del Laboratorio de Fotogrametría han apuntado a la necesidad de contar con plataformas de vuelo flexibles capaces de cargar sensores con pesos superiores al kilogramo para obtener mayor información y precisión a partir de las fotografías. Dado esto, se requiere de una plataforma UAS configurable para poder realizar los procesos adecuados de fotogrametría. Por esta razón, el desarrollo del presente trabajo final de graduación se enfocará en el diseño e implementación de un desarrollo a la medida de un Sistema Aéreo no Tripulado que sea capaz de ejecutar técnicas fotogramétricas.

Este Sistema Aéreo no Tripulado (UAS) será capaz de realizar misiones automatizadas de manera precisa, logrando elevar un sensor a una altura deseada y seguidamente siendo capaz de seguir una ruta programada para lograr realizar las tomas de fotos necesarias. En el caso de control remoto, la plataforma deberá ser capaz de interconectar con un control remoto mediante radio frecuencia; en el caso de vuelos automatizados, la plataforma deberá ser capaz de realizar una conexión con una estación en tierra desde donde se podrá programar la ruta a seguir y de manera paralela al vuelo del UAV, se deberá poder observar en la estación información en tiempo real sobre la plataforma.

En primera instancia una solución comercial parecería la mejor; sin embargo, hay tres características que hacen a la solución comercial no adecuada para este proyecto. La flexibilidad de una solución de hardware abierto permite modificaciones a futuro, como todos los componentes son reemplazables esto permite que se puedan ejecutar reparaciones o cambios de cualquier componente para introducir mejoras en vez de utilizar solo lo que el fabricante ofrece. El software abierto permite la introducción de algoritmos personalizados dentro la plataforma. Finalmente, los costos de plataformas comerciales llegan a ser elevados.

1.1 Objetivos y estructura del documento

El objetivo principal es diseñar e implementar un sistema de vuelo tipo multirotor que sea apto para aplicaciones fotogramétricas y que, además, esta plataforma pueda realizar misiones de vuelo automatizadas. Lo anterior se entiende como una plataforma versátil que sea capaz de transportar diversos sensores para fotogrametría, como cámaras, multi-espectrales, infrarrojos, térmicas y otros sensores como un LIDAR (Detector de luz y de rango).

Para lograr el diseño e implementación de un Sistema Aéreo no Tripulado multirotor, en primera instancia se diseñará el sistema electromecánico de la plataforma de vuelo, tal que sea capaz de una autonomía de diez minutos mínimo. Seguidamente, se implementará el sistema electrónico, de acuerdo al diseño, en conjunto con un sistema de control automático para que la plataforma logre retener una altura deseada y pueda seguir una ruta programada con una tolerancia de ± 2 metros. Finalmente, se validará la plataforma de vuelo con pruebas de campo que aseguren el correcto funcionamiento de los sistemas de control y posicionamiento.

La estructura de este documento es la siguiente: el capítulo 2 presenta todos los conceptos teóricos necesarios para comprender el desarrollo de la solución. En el capítulo 3 se presenta el desarrollo del diseño mecánico y eléctrico de la plataforma de vuelo, así como también, el desarrollo del sistema de control automático para el UAV. El capítulo 4 se presenta en detalle la validación y el análisis de toda la plataforma funcional y del sistema de misiones automatizadas. Finalmente, las conclusiones y recomendaciones para trabajos a futuro se sitúan en el capítulo 5.

Capítulo 2

Marco teórico

Esta sección abarca distintos conceptos y términos referentes a Sistemas Aéreos no Tripulados (UAS), desde los componentes que son necesarios para la construcción y funcionamiento de las plataformas en los sistemas hasta los protocolos de comunicación necesarios para completar el sistema UAS; así también, se abarcan conceptos y términos de fotogrametría, los cuales permitirán al lector comprender la terminología que se utiliza a lo largo del informe.

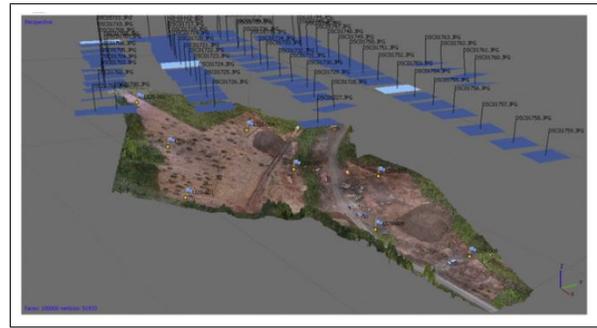
2.1 Fotogrametría

La fotogrametría, según [2], es una tecnología que se basa en la utilización de diferentes fotografías para analizar algún objeto o espacio físico de tal manera que se obtenga información bidimensional y tridimensional georeferenciada confiable. Esto se logra combinando fotografías bidimensionales por medio de diferentes algoritmos, y agregando otras fuentes de información (posición y orientación del sensor de toma de imágenes) para complementar la información real sobre el objeto o espacio trabajado.

En lo que respecta a la fotogrametría, existen dos áreas: fotogrametría métrica y fotogrametría interpretativa [2]. La primera se basa en realizar análisis sistemáticos para poder identificar objetos por medio de la fotografía. Por otro lado, la fotogrametría métrica se basa en la realización de mediciones precisas con base en una foto en conjunto con otra información obtenida por medio de otras fuentes, esto permite realizar una serie de aplicaciones, desde construir un modelo virtual de un objeto, así como levantar un mapa topográfico. En la Fig. 2.1 se observa un ejemplo de un sitio de construcción al que se le aplicó fotogrametría para lograr una planificación adecuada de una construcción de carretera.



(a) Fotografía del sitio de construcción.



(b) Modelo digital del sitio de construcción.

Figura 2.1: Mapa levantado con técnicas de fotogrametría para operaciones de movimiento de tierra durante construcción de carretera. Tomado de [8].

2.1.1 Tipos de fotogrametría

Las técnicas de fotogrametría han ido progresando con el paso del tiempo, y junto a estas, el equipo que se utiliza para realizar procesos de fotogrametría. El avance y la creación de nuevas tecnologías han dado paso a nuevas maneras de tomar fotografías lo cual permite ampliar el rango de aplicaciones en donde se aprovecha la fotogrametría, en donde originalmente solo existían trípodes convencionales para las cámaras, hoy en día satélites pueden tomar fotos desde el espacio. De acuerdo con [2], existen dos tipos de fotogrametría según el punto de vista desde donde se realiza la captura de imagen: (1) Aéreo y (2) Terrestre.

Fotogrametría Terrestre

En este tipo de fotogrametría se realizan las mediciones con imágenes obtenidas desde la superficie terrestre, mediante cámaras y sensores apoyados sobre el terreno. La posición y la orientación de las cámaras pueden ser medidas de manera directa en el momento de las tomas de imágenes. Este tipo de fotogrametría fue el primer método existente en esta disciplina.[2]

Fotogrametría Aérea

La fotogrametría aérea consta de montar sensores en un soporte en el aire de tal manera que este pueda obtener imágenes verticales u oblicuas del espacio u objeto que se quiere analizar. Ya que este método permite cubrir mayores áreas, se utiliza frecuentemente para realizar mapeos de áreas.

Los Sistemas Aéreos no Tripulados (UAS) se han vuelto de los sistemas más populares en el campo de fotogrametría aérea, inclusive incorporando un nuevo término: Fotogrametría UAV. Según [3], esto se debe a cinco razones principales en comparación a los vehículos tripulados:

- Seguridad. Estos sistemas pueden ser utilizados en zonas de alto riesgo sin peligro para el ser humano
- Acceso a zonas no permitidas para vehículos tripulados
- Capacidad de aplicación aun en climas nublados
- No hay necesidad un piloto humano el cual es costoso y tiene limitaciones fisiológicas
- Costos de fabricación y de operación son menores

Estas plataformas aéreas son una herramienta de medición fotogramétrica ideal ya que se pueden equipar con cámaras de video, térmicas, infrarrojas, cámaras lineales, o hasta una combinación de estas, y pueden ser controladas remotamente, ser semi-autónomas o inclusive completamente autónomas.[3]

2.2 Sistemas UAV

Un UAV se entiende por un vehículo aéreo no tripulado, a esto se refiere con que es un vehículo que puede elevarse a cierta altura y puede ser controlado remotamente ya sea autonomamente mediante una computadora que dirige el vuelo o bien, un operador o piloto de respaldo responsable de dirigir el vuelo mediante un control remoto [3].

Estos vehículos estan conformados por varios componentes que le permiten realizar los vuelos a la plataforma. Primero que todo están los motores y la estructura mecánica, seguidamente el sistema de navegación los cuales cuentan con sensores, el controlador de vuelo que le permitirá controlar los motores adecuadamente para realizar los vuelos, equipo de telemetría para transmitir información a la estación en tierra, transmisores de radio digital y para video, así como también otros equipos necesarios para realizar la tarea que se le imponga. Un ejemplo de equipo para UAV es algún tipo de cámara, tanto de sensor tipo carga acoplada (CCD) o infrarrojas. [9]

Los UAV se dividen en cuatro categorías principales segun su estructura y sus capacidades. En primera instancia estan los UAV helicópteros, los cuales poseen un rotor en la cola para balancear la rotación del vehículo y el rotor principal el cual permite la elevación. Luego están los multirotor, estos cuentan con varios rotores en su estructura con los que se logra elevar, mover, girar, y estabilizar su posición. Con otro tipo de principio se encuentran los de ala fija, estos UAV cuentan con un solo rotor de propulsión y se basan en el principio de los aviones. La cuarta categoría hace mención a los UAV tipo dirigibles [8]. La Fig. 2.2a, Fig. 2.2b, Fig. 2.2c y Fig. 2.2d ilustra ejemplos de las cuatro categorías respectivamente. Finalmente en la tabla 2.1 se resumen las cuatro categorías haciendo una comparación entre los pros y contras de ellas.



(a) Helicóptero. Tomado de [10].



(b) Multirotor. Tomado de [11].



(c) Ala Fija. Tomado de [12].



(d) Dirigible. Tomado de [13].

Figura 2.2: Categorías principales de los sistemas UAV.**Tabla 2.1:** Comparación de pros y contras de los UAV existentes. Tomado de [8].

Tipo	Eficiencia y rango	Flexibilidad y maniobrabilidad	Dependencia al clima	Carga	Seguridad	Complejidad	Costos	Tiempo de preparación
Dirigibles	Excelente	Promedio	Pobre	Excelente	Bueno	Bueno	Pobre	Pobre
Ala Fija	Excelente	Pobre	Bueno	Bueno	Promedio	Promedio	Promedio	Promedio
Helicópteros	Promedio	Excelente	Bueno	Excelente	Pobre	Pobre	Promedio	Bueno
Multirotos	Pobre	Excelente	Bueno	Promedio	Promedio	Bueno	Excelente	Excelente

Cada tipo de plataforma tiene sus pros y contras y depende del tipo de aplicación que se desea para saber cual tipo es más útil. Si se requiere de una plataforma que pueda realizar misiones duraderas, como vigilancia, UAV tipo ala fija o dirigibles son más apropiados. Por otro lado, un ala fija permite realizar misiones con mayor rapidez que un dirigible; sin embargo, el dirigible permite transportar carga más pesada que cualquier otro tipo de UAV con un coste similar. Los helicópteros y multicópteros, por otro lado, permiten misiones en espacios pequeños así como grandes al ser más maniobrables y flexibles lo cual es su mayor ventaja para aplicaciones de fotogrametría ya que permite la toma de fotos en un amplio rango de alturas y velocidades. Los multicópteros, a pesar de no tener tanta carga útil como los helicópteros, son más seguros en cuanto a sus vuelos, aterrizajes y despegues, por ende son ideales para misiones automatizadas.

2.2.1 Unidad de medición inercial (IMU)

Estos dispositivos combinan diferentes sensores para realizar estimaciones sobre las variables de posición, orientación, velocidad lineal y angular de la unidad. Estos dispositivos pueden ser mecánicos, eléctricos o una combinación de ambos, según se requiera.

En principio las unidades de medición inercial mecánicas proveían de la mayor precisión; sin embargo, debido a la necesidad de ser compactos y gracias a los avances en dispositivos microelectromecánicos (MEMS), los IMU electrónicos en forma de chips, como el ejemplo en la Fig. 2.3, cuentan con sensores de alta precisión y redundancia. [14]

Los sensores IMU tienden a estar compuestos de los siguientes sensores:

- Acelerómetro.
- Giroscopio.
- Magnetómetro.



Figura 2.3: Sensor IMU comercial. Tomado de [15].

Acelerómetro

El acelerómetro mide las aceleraciones a las que está sujeto el sensor ya sea en una, dos o tres dimensiones espaciales (X, Y, Z). Generalmente, los acelerómetros consisten de una masa con propiedades conocidas, que se suspende de una viga cuya constante de resorte y constante de amortiguamiento se conocen. Conociendo estas características y la aceleración causada por la gravedad, se logra obtener la aceleración del sensor mediante las fuerzas a las que está sujeto [16].

Las arquitecturas de los acelerómetros varían conforme nuevas soluciones han surgido en el campo de MEMS. según [14], algunas configuraciones utilizadas comúnmente son las siguientes:

- Dispositivo piezoeléctrico: el material piezoeléctrico se utiliza como contacto con la masa de prueba, donde al moverse genera presión sobre estos contactos y esto genera una señal proporcional a la aceleración.
- Dispositivo capacitivo: Utiliza el principio de capacitancia entre dos placas de tal forma que una de ellas esta atada a la masa de prueba la cual puede moverse, y al hacerlo, la capacitancia entre placas varía según la aceleración del sistema.
- Dispositivo capacitivo multiple: Utiliza el principio de la configuración anterior pero con multiples sensores.

Giroscopios

Los giroscopios micromaquinados se basan en su mayoría en el principio de vibración en el que sus componentes se ven sujetos y permiten obtener las mediciones de las velocidades angulares a los que esté sujeto el sensor en uno, dos o tres dimensiones espaciales. Estos giroscopios de vibración utilizan la transferencia de energía que hay entre dos modos de vibración en la estructura causados por el efecto de la aceleración de Coriolis [16].

Las arquitecturas comunes en los giroscopios de vibración micromaquinados son, según [14], los siguientes:

- Sensor de tasa de rotación: Esta configuración utiliza imán permanente en conjunto con ocho lazos de corriente. El sensor mide el diferencial de tensión eléctrica generada por la interacción entre la corriente y el campo magnético de acuerdo a los giros del sensor.
- Sensor basado en masa vibratoria: Se fundamenta en las fuerzas opuestas entre dos acelerómetros que se encuentran ubicados en dos masas que puede vibrar y están acopladas una de la otra, y las dos están acopladas a un marco sólido mediante resortes.
- Sensor Tenedor sintonizador: Esta configuración se basa en aprovechar la torsión generada por las fuerzas opuestas de Coriolis y la señal generada debido a la presión en la estructura piezoeléctrica.

Magnetómetro

El magnetómetro es un sensor que utiliza el campo magnético y la medición de su intensidad en las tres dimensiones espaciales (X, Y, Z) por medio de magneto-resistencias que cambian su valor conforme el campo magnético pasa a través de ellos. Usando tecnología MEMS, se puede lograr conseguir lo que sería equivalente a tres brújulas con lo que se puede obtener el ángulo de azimut, el cual nos provee de la orientación física del vehículo con respecto al norte. [17]

2.2.2 Sistema Global de Navegación Satelital (GNSS)

El GNSS es un dispositivo electrónico que permite obtener la posición de el mismo en el planeta mediante tres datos diferentes: la altura, longitud y latitud. El término incluye los sistemas: GPS de U.S.A, GLONASS de Rusia y Galileo de la Unión Europea.

El protocolo que utilizan los dispositivos permite definir requerimientos de señal eléctrica, protocolos de comunicación, modo de sincronización y formato de sentencia necesarios para funcionar. [18]

Los módulos pueden tener precisión desde el nivel de metros hasta de milímetros si se utilizan sistemas de corrección mediante una referencia adicional en tierra. Esto se logra mediante una red de satélites que orbitan sobre el globo cuyas trayectorias están sincronizadas. Para obtener la posición en un momento dado, se necesitan mínimo tres satélites en la red.

El dispositivo recibe las señales de los satélites, esta señal indica la posición y el tiempo de reloj de cada satélite y, con base a esta información, el dispositivo calcula el retraso de las señales y las compara con su propio tiempo de reloj, consiguiendo de esta manera la distancia hacia cada satélite. Con esta posición relativa del módulo hacia cada satélite y conociendo la posición absoluta de cada satélite, el dispositivo realiza una triangulación para calcular la posición absoluta a la que el mismo se encuentra en el planeta. [19]

2.2.3 Barómetro

Utilizando tecnología micro electromecánica, estos sensores son capaces de realizar mediciones precisas de la presión relativa del aire. La presión disminuye conforme se aumenta la elevación del dispositivo por lo que la presión medida es inversamente proporcional a la altitud del dispositivo y, de esta manera, indirectamente se puede medir la altura a la que se encuentra el sensor utilizando la *formula barométrica internacional*. [20]

2.2.4 Sistema de alimentación

Para alimentar los UAV se requiere de una fuente de alimentación portátil, con alto almacenamiento de energía y que pueda proveer altas corrientes de manera continua. Debido a estos requerimientos, se utilizan baterías tipo Li-Po con varias celdas comúnmente en sistemas UAV ya que su método de fabricación es más barato, las baterías son livianas y poseen la capacidad de entregar corrientes altas [21].

Estas baterías consisten de dos electrodos los cuales estan separados por un electrolito como se ilustra en la Fig. 2.4. Las baterías de esta categoría se denomina Li-Po debido al uso de litio como conductor y un gel polímero como electrolito para la reacción química. [21]

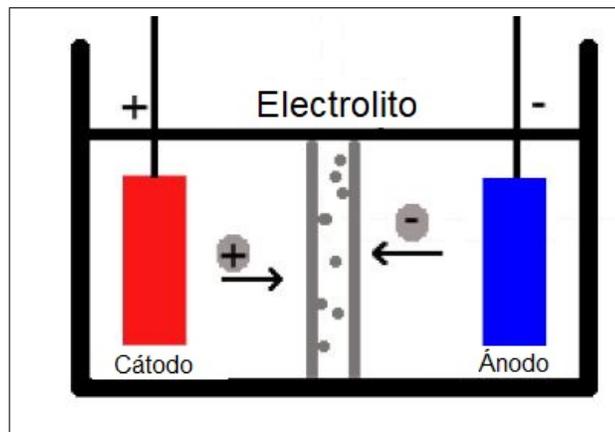


Figura 2.4: Estructura general de funcionamiento de las baterías Li-Po. Adaptado de [21].

2.2.5 Sistema de propulsión

Motores

Estos sistemas convierten la energía eléctrica, proveída por las baterías, en energía mecánica capaz de, con la ayuda de propelas, empujar el aire de una dirección a otra y así poder elevarse y volar.

Los motores que se utilizan en los UAV son los motores de corriente directa sin escobillas comúnmente. Estos motores no poseen escobillas sino que utilizan un diseño de tres fases que permite la polarización en el motor para así generar el movimiento. Esto permite alcanzar mayores velocidades y eficiencia al no necesitar de escobillas; sin embargo, para lograr esto se requiere de un circuito conmutador (normalmente llamado Controlador de velocidad o ESC) el cual se encarga de realizar el cambio de polarización en las tres fases [22]. En la Fig. 2.5, se puede observar un diagrama de un motor BLDC en donde el rotor es el que contiene los imanes permanentes y el estator contiene las bobinas.

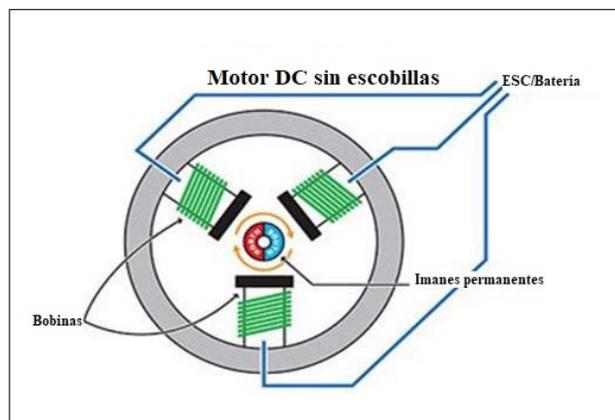


Figura 2.5: Esquema de diseño de BLDC motor. Adaptado de [22].

Controlador de velocidad electrónico (ESC)

Los controladores de velocidad son un dispositivo electrónico dedicado al cambio de polarización de los motores sin escobillas. Estos dispositivos convierten la fuente de corriente continua en conjunto con una señal PWM, en una salida de corriente trifásica.

Para que un motor sin escobillas funcione se necesitan de dos fases alimentadas en cualquier momento, por lo que el ESC aplica una secuencia de control sobre las fases del motor. Además, estos ESC también cuentan con sistemas de control integrados de tal forma que pueden adaptarse a las cargas que detecten en los motores para así suministrar la correcta potencia necesaria para que el motor se mueva. [22]

Propelas

Las propelas tienen el propósito de utilizar la energía mecánica dada por los motores del UAV para impulsar el aire y así mover la plataforma. Estas propelas se miden mediante dos parámetros los cuales son dados por los fabricantes, el diámetro de la propela, la inclinación de la hoja (esto indica cuanto se eleva una propela por cada revolución) y el material el cual comúnmente es: Fibra de carbono, plástico compuesto o nylon. [23]

Estos parámetros afectan el contacto que tiene la propela con el aire y así, su fuerza de empuje. Por ende, con estos parámetros se controla la fuerza de empuje que puede lograr el vehículo y la velocidad que puede alcanzar el vehículo. Cuanto mayor sea el diámetro y la inclinación de la propela, mayor fuerza de empuje tendrá el vehículo al tener mas área de contacto con el aire. [23]

2.2.6 Gímbal

El propósito de un gímbal (en un UAV) es el de estabilizar la imagen de una cámara montada en la plataforma al remover los efectos de vibraciones y el movimiento generado por otros factores en el ambiente. Usualmente estos gímbals están compuestos por motores de corriente directa sin escobillas como actuadores, controladores, y sensores tipo IMU con los cuales se logra un lazo de control cerrado para poder, por medio de los motores, mantener el objeto en el gímbal en una posición y orientación deseada. [24]

2.2.7 Cámara para Vista en Primera Persona (FPV)

La vista en primera persona se le denomina al subsistema dentro de los UAVs para la transmisión de video en tiempo real [25]. La cámara encargada de dicha transmisión se tiende a colocar en la parte frontal del vehículo, de tal manera que se pueda transmitir "lo que el UAV ve" simulando la vista en primera persona. Estos sistemas tienden a utilizar como método de transmisión, modulación analógica o digital de radio frecuencia, comúnmente en la banda de 5.8 GHz. [9]

2.3 Sistemas de Estación en Tierra (GCS)

Las estaciones en tierra proveen de la interfaz entre el UAV y el usuario, al permitir tanto el control del vehículo, como el despliegue de información sobre el vehículo en tiempo real. Esto se logra mediante enlaces de comunicación, normalmente entre dos módulos, uno en la estación y el otro en la plataforma UAV. Comúnmente se utiliza modulación en radio frecuencia para la transmisión de datos entre módulos, usualmente bandas de 433 MHz, 915 MHz, 2.4 GHz o 5.8 GHz. [26]

Estos sistemas son dispositivos ya sean de posición fija o transportables y, aunque el nombre GCS viene de Ground Control Station en inglés, estos dispositivos no se limitan a estar en tierra sino que también se utilizan sobre lagos y mares o en el aire.

A través de las estaciones en tierra se logra realizar misiones automatizadas y monitorear el estado del UAV durante un vuelo, ya sea sobre su integridad física, carga de la batería, datos de los sensores, eventuales errores en la plataforma, así como los resultados de otros periféricos anexados. Estas estaciones pueden variar desde consolas de gran tamaño en donde se necesitan de varias personas para operar el equipo hasta dispositivos como computadores personales. [26]

2.4 Enlaces de comunicación de datos

La comunicación entre la plataforma y la estación en tierra permite recibir información de la plataforma así como también comandar la plataforma de manera remota. A manera de ejemplo, en la Fig. 2.6 se puede observar un enlace entre la Estación de Control en Tierra con la plataforma de vuelo UAV para la transmisión de información de telemetría, para obtener información sobre el estado en tiempo real del UAV.

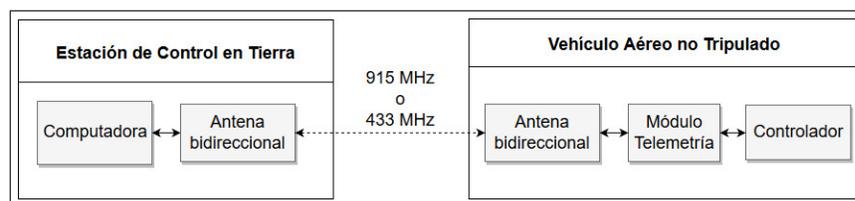


Figura 2.6: Diagrama ejemplo de enlace de telemetría.

Son necesarios varios enlaces para transmitir toda la información relevante entre la plataforma y una o más Estaciones de Control en Tierra. En [9], se describe que un Sistema Aéreo no Tripulado puede utilizar los siguientes enlaces de comunicación:

- Radio control. Este permite la conexión entre un control remoto y el Vehículo Aéreo no Tripulado para transmitir señales que permitan controlar manualmente la plataforma de vuelo.
- Telemetría. Este enlace permite comunicar la Estación de Control en Tierra con la plataforma de vuelo y así obtener información en tiempo real sobre el estado de la

plataforma durante su vuelo.

- Transmisión de video. Para un mejor control de un vehículo aéreo se utilizan cámaras y un enlace de comunicación para transmitir, en tiempo real, las imágenes que los sensores van obteniendo.

En Sistemas Aéreos no Tripulados, lo más común para los enlaces de comunicación es utilizar radiofrecuencia, ya sea analógico o digital. Las tecnologías de telecomunicaciones con mayor uso, según [26], son:

- 433MHz o 915MHz para obtener altas penetraciones y alcance de señal.
- 2.4GHz o 5.8GHz analógico o digital(Wi-Fi), esta permite una mayor velocidad a costa de la penetración.

La comunicación de datos dentro del sistema electrónico utiliza los siguientes tres protocolos para transmitir información de un componente a otro. Esto se presenta, por ejemplo, cuando existe un controlador de vuelo y un módulo GPS externo en un Vehículo Aéreo no Tripulado.

2.4.1 Protocolo de comunicación I^2C

El protocolo I^2C está basado en el formato de que existe un maestro y uno o más esclavos con los cuales transmite información. En la Fig. 2.7 se ilustra el sistema utilizando dos conexiones en serie, uno para transmitir la data y el segundo para transmitir el reloj de sincronización del maestro.

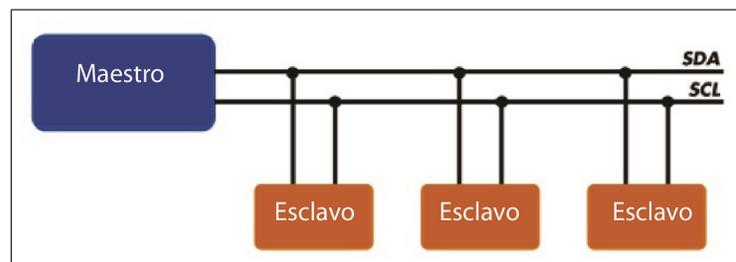


Figura 2.7: Diagrama de interconexión para el protocolo I^2C . Adaptado de [27].

El maestro es aquel dispositivo que inicia la comunicación mediante un sistema de direcciones al utilizar la dirección del slave con el que desea iniciar una transacción de datos, esto lo realiza generando una señal de reloj a través de la conexión de clock en el sistema lo cual sincroniza emisor con receptor. [27]

2.4.2 Protocolo de comunicación SPI

El protocolo SPI funciona como un sistema *full dúplex* y, de manera similar al protocolo I^2C , maneja una relación maestro-esclavo, en donde el maestro es el que inicia la transmisión de datos con uno o más esclavos enviando una señal por la conexión de esclavos.

Sin embargo, este protocolo utiliza cuatro conexiones en vez de las dos de I^2C . Tres de las conexiones se comparten entre todos los esclavos y el maestro: la señal de reloj, la señal de salida maestro-entrada esclavo y la señal de entrada maestro-salida esclavo con las cuales se logra la comunicación bidireccional; la cuarta conexión corresponde a la selección de esclavos, y existe una por cada esclavo interconectado, un diagrama de ejemplo con multiples esclavos se puede observar en el diagrama de la Fig. 2.8. [28]

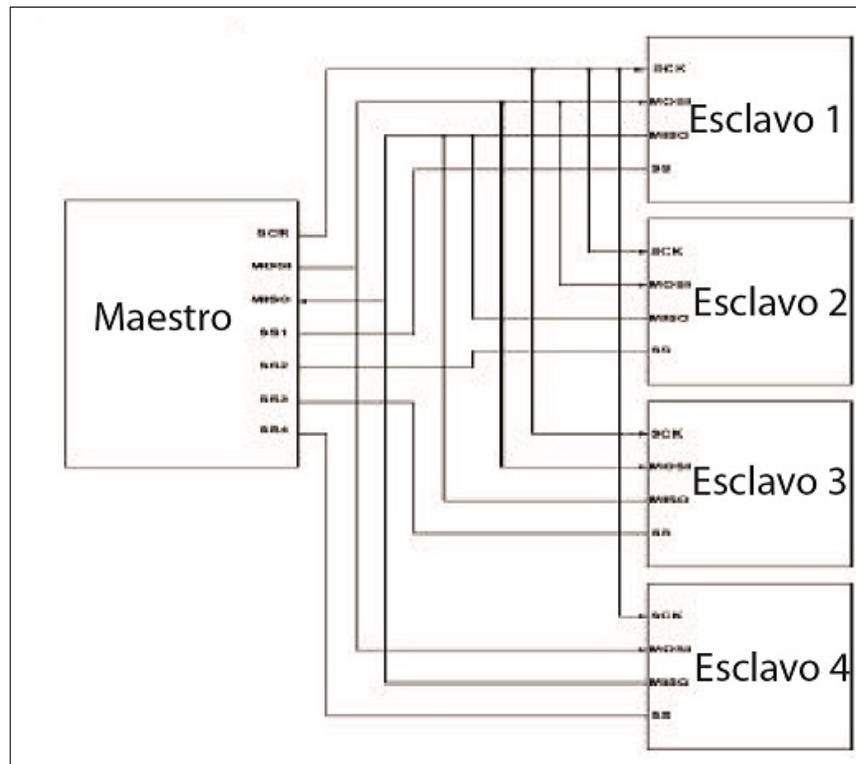


Figura 2.8: Diagrama de interconexión para el protocolo SPI para múltiples esclavos. Adaptado de [28].

2.4.3 Protocolo de comunicación UART

El protocolo UART funciona como sistema full duplex y a diferencia de los protocolos SPI y I^2C , este funciona de manera asíncrona de tal modo que no se requiere una conexión entre emisor y receptor para una señal de reloj. La sincronización se logra por medio de la misma señal de datos al utilizar bits de control los cuales avisan cuando se iniciará la comunicación.

Como se puede observar en la Fig. 2.9 sobre el diagrama de una comunicación en serie, el sistema UART utiliza una conexión de transmisión y otra de recepción con la que maneja los datos; sin embargo, además de estos controles, el sistema UART se compone también del generador de velocidad de baudios, el cual se encargará de generar el reloj que se ajuste a la configuración deseada. [29]

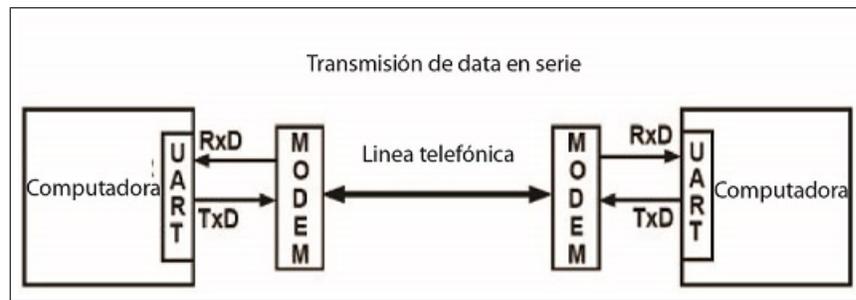


Figura 2.9: Diagrama de interconexión para el protocolo UART para comunicación en serie. Adaptado de [29].

2.5 Sistemas Aéreos no Tripulados (UAS)

Un sistema UAS es el conjunto de los tres sistemas mencionados anteriormente: el Vehículo Aéreo no Tripulado (UAV) el cual es la plataforma de vuelo que cargará el equipo para realizar la tarea necesaria, la Estación de Control en Tierra (GCS) la cual se encargará de controlar y monitorear remotamente dicho vehículo y el enlace de comunicación de datos el cual será el medio encargado de enlazar y permitir el flujo de datos entre el GCS y el UAV. [26]

2.5.1 Aplicaciones de UAS

Debido al auge de estas plataformas y las constantes mejoras tecnológicas de los componentes involucrados, estas plataformas se han convertido en una herramienta para diversas disciplinas. A continuación se mencionan a varios campos en los que se utilizan los UAS:

- Ingeniería civil. Estos sistemas la modulación 3D de edificios en la ciudad para poder obtener información geométrica y de texturas. [8]
- Agricultura de precisión. Generar mapas y modelos 3D de campos de agricultura para obtener información de manera ágil para optimización de cultivos. [7]
- Ambiental. Toma de fotografías de manera rápida y segura sobre distintos animales para detectar diversas especies en un ambiente. [26]
- Geología. La utilización de estos sistemas para el análisis de potenciales fracturas tectónicas en una zona montañosa.
- Vigilancia y seguridad. Observación aérea sobre espacios que requieren de monitoreo de peligros. [26]
- Científico. Mediciones de radiación en el aire, mapeo costero, química atmosférica, entre otras. [26]

Capítulo 3

Diseño e implementación de una plataforma multirotor para fotogrametría

Esta sección abordará el proceso de diseño, la selección de hardware, de software y respecto a la implementación del sistema UAS en su totalidad; esto incluirá la propuesta mecánica, eléctrica, el método de control y la estación en tierra a utilizar. Para iniciar el proyecto se procedió a analizar los diferentes requerimientos que se solicitaban para la plataforma.

En la tabla 3.1 se muestra la compilación de requerimientos del proyecto, así mismo, se encuentra asignado a cada requerimiento el método de verificación con el fin de planear de que manera se concluirá que cada requerimiento se cumple en el proyecto.

Tabla 3.1: Requerimientos y planes de verificación

Requerimiento	Plan de verificación
Autonomía de mínimo 10 minutos de la plataforma sin contar el gimbal y una cámara.	Medición de tiempo de vuelo útil (antes que la batería baje a menos de 20%)
Capacidad de control manual mediante control remoto.	Video de plataforma respondiendo a comandos del control remoto.
Capacidad de vuelo a altura deseada.	Análisis de resultados de vuelo de la plataforma indicando ± 3 m de error máximo.
Capacidad de seguir rutas de vuelo de manera autónoma.	Análisis de resultados sobre comparación de plan de vuelo con resultado de seguimiento de plan de vuelo.
Capacidad de transportar en vuelo una cámara junto al gimbal, cuyo peso total máximo sea de 0.98 kg.	Instalación de gimbal junto a peso extra que simule la cámara.

Plataforma con dimensiones máximas de 1 m de alto, largo y ancho.	Resultado de medición del alto, largo y ancho de la plataforma.
Sistema debe poseer un sistema de paro de emergencia de motores.	Accionamiento mediante la interfaz gráfica de la Estación de Control en Tierra.
El costo total de la plataforma no debe superar los \$1500	Costo del sistema implementado.
La plataforma debe ser capaz de disparar remotamente un disparador LED infrarrojo para control de la cámara.	Accionamiento mediante señal PWM.

3.1 Análisis de propuestas y selección final de solución

A continuación se presentan las tres propuestas realizadas para la solución del problema. En esta sección se describe de qué consiste cada propuesta y se analiza el valor y las desventajas de cada una. Finalmente se hace una comparación entre cada una de las propuestas para explicar la selección de candidato realizada.

3.1.1 Solución 1: UAS Comercial

La solución comercial posee una gran ventaja, la gran confiabilidad y robustez del diseño ya que estas plataformas han sido probadas estrictamente antes de venderlas. El problema de las soluciones comerciales radican en dos puntos: el alto costo y que son sistemas cerrados. El primer punto se demuestra con plataformas como la Matrice 600 de DJI la cual cumpliría los requerimientos de este proyecto; sin embargo, su costo es de \$5000 aproximadamente en su versión básica. El segundo punto se refiere a la falta de flexibilidad para realizar modificaciones al hardware o software del sistema por lo que vuelve limitado el sistema al quitarle la escalabilidad y diversificación de la plataforma.

3.1.2 Solución 2: UAS basado en componentes *open hardware* y *open source* comerciales

Esta solución propone realizar un diseño a base de componentes ya disponibles en el mercado de tipo *open hardware*. Esto trae una serie de ventajas como la de mejorar el costo del sistema UAS ya que cada componente por separado presenta un costo menor; además, se puede realizar un diseño a la medida a lo requerido ya que se puede seleccionar solo los componentes necesarios y en la combinación que se considere pertinente y efectivo.

El *open source software* permite la vinculación del sistema UAS con otros dispositivos en el mercado para uso de estación de tierra y esto también permite el uso de código de bajo nivel personalizado que se quiera utilizar en la misión de fotogrametría.

3.1.3 Solución 3: UAS diseñado a la medida

Esta propuesta se centra en el diseño de un sistema UAS desde las etapa del armazón y la electrónica necesaria para satisfacer los requerimientos del proyecto. Se trabajarían los planos mecánicos necesarios para el maquinado del cuerpo de la plataforma la cual satisfice las necesidades de un UAV. Seguidamente se diseñaría el sistema electrónico mediante circuitos integrados disponibles en el mercado de tal manera que permitan el control de los motores y la comunicación con una estación en tierra, además de permitir realizar rutas automáticas.

Respecto al desarrollo de *software*, se diseñarían todos los algoritmos necesarios para inicializar el *hardware* de la plataforma UAV e implementar el sistema de control necesario para la estabilidad de la plataforma y el control simplificado de la misma.

Esta propuesta de solución permitiría una mayor flexibilidad y un diseño completamente a la medida. Se lograría una mayor eficiencia en el comportamiento del UAV respecto a la relación de potencia, peso, consumo. Sin embargo, el tiempo de diseño e implementación son demasiado altos ya que se deben realizar etapas de diseño, maquinado, ensamble, e implementación de *software* las cuales podrían requerir del doble del tiempo que se posee para este proyecto.

3.1.4 Comparación y selección de la solución

Debido a las limitantes de costos (presupuesto máximo de \$ 1500) y tiempo de implementación (5 meses) en el proyecto, se seleccionó la propuesta de solución 2: UAS basado en componentes *open hardware* y *open source* comerciales. Esta solución permitirá la implementación rápida de un sistema UAS en un punto intermedio entre libertad de diseño a la medida y costos, lo cual da la flexibilidad necesaria para los investigadores del Laboratorio de Fotogrametría.

Con esta solución seleccionada, es necesario definir como se diseñará la plataforma UAV tal que se adecue más a los requerimientos del proyecto. Por esta razón, a continuación se discuten las tres propuestas de tipos de solución (los datos mencionados en las propuestas se relacionan a plataformas con presupuestos similares investigados).

Tipo de solución 1: Cuadricóptero

La primera propuesta de solución consiste de un cuadricóptero, esta plataforma utiliza cuatro motores para propulsarse y volar. Al poseer menos motores poseen autonomía alta, fácilmente 30 min de vuelo; sin embargo, la carga útil que pueden levantar es baja, menos de 1 kg normalmente. Estos vehículos poseen bajos costos de fabricación ya que requieren solo de cuatro motores, poseen gran maniobrabilidad y estas plataformas son mas compactas por lo que funcionan en espacios limitados. La estabilidad de estas plataformas se ven comprometidas con corrientes de viento cercanas a 28 km/h.

Tipo de solución 2: Hexacóptero

Esta segunda propuesta de solución consta de utilizar seis motores en lugar de cuatro. En temas de empuje, el hexacóptero posee mayor capacidad de carga, normalmente de 2 kg o 3kg. Otra ventaja es el tema de la estabilidad y seguridad, al tener un motor cada 120 grados (con la misma dirección de giro) permite un mayor control de posición contra corrientes de viento mayores a 28 km/h; así también, en caso que un motor falle inclusive la plataforma tiene la capacidad de mantener vuelo lo suficiente como para aterrizarlo de manera segura.

Las desventajas recaen en la necesidad de mayor tamaño de plataforma para poder alojar seis motores lo cual incrementa sus dimensiones físicas y evita su uso en espacios limitados, y debido a la necesidad de dos motores mas, un controlador mas robusto y dos controladores de velocidad más el precio se incrementa.

Tipo de solución 3: Octocóptero

La tercera propuesta consta de una plataforma con ocho motores. Esto refuerza el empuje que esta plataforma puede realizar dando capacidad a altas cargas, normalmente 7 kg. El hecho de tener los motores con misma dirección de giro separados por 90 grados le proporciona más estabilidad y control de vuelo a la plataforma respecto al hexacóptero. Los ocho motores también permiten el fallo de dos o tres motores inclusive antes de perder estabilidad (esto depende, eso sí, de la carga que lleve el vehículo y de cuales motores fallen).

Los contras con estos multirrotos radican en que el tamaño incrementa aun más que el de un hexacóptero y el precio también se eleva en gran medida.

Comparación y selección del tipo de solución

A partir de las propuestas de tipo de solución planteadas, se realiza un análisis comparativo el cual ayudará a determinar cual de las opciones es la mejor respecto a los requerimientos y necesidades del proyecto planteado.

En primera instancia se discute sobre el tema de autonomía, esto se refiere al tiempo de vuelo por carga de batería. Entre las tres propuestas, el cuadricóptero es el que mayores tiempos de vuelo logra. De esta manera, esta versión podría proveer mejores resultados para aplicaciones en campos espacios muy amplios.

El segundo aspecto a evaluar es el costo. Debido al uso solo de cuatro motores, el cuadricóptero es la variante mas barata entre las opciones de multirrotos. Por otro lado un octocóptero es mucho mas costoso.

Sobre la carga útil el cuadricóptero se queda atrás debido a la poca potencia al tener pocos motores mientras que opciones como el hexacóptero y el octocóptero poseen bastante potencia lo que les permite levantar una mayor carga útil.

En cuanto a la estabilidad, las opciones como el hexacóptero, el octocóptero son bastante resistentes a perturbaciones en vuelo y poseen buenos sistemas de control de vuelo lo que permite un mejor balance en el aire, mientras que la solución 1 es menos resistente.

Según la comparativa realizada, se decidió utilizar la solución 2: el hexacóptero. Esta variante, a pesar de no ser excelente en cada característica, es buena en todas, a diferencia del cuadricóptero u octocóptero que son excelentes en uno o dos características pero muy malas en otra. De esta manera, al ser un punto intermedio, se eligió el hexacóptero.

3.2 Desarrollo del concepto de diseño

En esta sección se explicará el concepto de diseño de la propuesta seleccionada anteriormente así como las especificaciones finales y se describirá cada segmento del sistema que conformarán el UAS.

Este sistema se divide en cuatro segmentos que corresponden a: el sistema mecánico, sistema eléctrico, sistema de control de la plataforma y, finalmente, el sistema de comunicación del UAS. Cada segmento se divide en una serie de módulos los cuales conforman diferentes componentes dentro del sistema multirrotor y así mismo, estos módulos se detallarán respecto a su relación con el sistema, tanto sus entradas como sus salidas, así como el objetivo de cada uno.

Cada especificación asignada al desarrollo del diseño ha tenido una discusión previa la cual puede ser consultada para más información en el Anexo A. En dicha sección se justifica la razón de selección de cada componente a usar en el UAS en comparación a otros componentes similares.

El procedimiento de ensamble mecánico, la instalación eléctrica y mecánica de los diferentes componentes, así como del proceso de calibración de cada pieza del UAS se pueden revisar para mayor información en el manual en [30] en donde vienen dichas explicaciones de detalladamente.

3.2.1 Sistema mecánico

Esta sección representa la parte mecánica del UAS, lo cual corresponde exclusivamente al UAV. Además, al final de la sección se encuentran las especificaciones mecánicas en la tabla 3.2 así como también una breve descripción de su función y como se pretende validar dicha función.

El *frame* Tarot 680 Pro, permite cumplir el requerimiento de levantar una carga de 0.98 kg ya que la carga máxima recomendada por el fabricante es de 2.5 kg, esto inclusive indica un factor de seguridad de 2.5 por encima de lo recomendado. Además, considerando esta carga útil, en conjunto con el peso del *frame* y los componentes electromecánicos, que suman un peso total de 3.8 kg, el Tarot 680 Pro es capaz de cumplir su rol para obtener una autonomía mínima de 10 min. Los cálculos que demuestran la autonomía mínima de 10 min se pueden observar en el apéndice G.2.

El *frame* posee montura de motores en los brazos con dimensiones de 111 mm x 43 mm, ideal para los motores Tarot 4006 con diámetro de 40.6 mm. La placa principal, con sus dimensiones de 195 mm x 215 mm, permite alojar componentes electrónicos como el Pixhawk2 de 100 mm x 50 mm o la montura de GPS de 30 mm x 30 mm. Finalmente, el *frame* posee montura de batería con lo que se puede colocar la batería Li-Po de 10 Ah y 4 celdas con dimensiones de 160 mm x 65 mm x 36 mm. En la Fig. 3.1 se muestra la implementación final de la plataforma en el *frame* Tarot 680 Pro.



Figura 3.1: *frame* Tarot 680 Pro implementado.

Otros accesorios a incluir en la plataforma sirven para montar los diferentes componentes del UAV. Segmentos de adhesivo 3M permite la sujeción del módulo gps con un segmento de 30 mm de diámetro y del autopiloto a sus monturas con segmentos de (20 x 20) mm, estas absorben las vibraciones generadas por el movimiento del UAV y de fuerzas como el viento. También se utilizan velcros adhesivos a la medida para asegurar los receptores de señales (segmentos de (20 x 20) mm) y la batería (segmento de (100 x 50) mm). Finalmente se utilizan amarres 3M de 203 mm y 2 mm de grosor para ordenar los cables.

Tabla 3.2: Especificaciones mecánicas

Especificación	Funcionalidad	Plan de validación
Tren de aterrizaje Tarot 680 Pro	Permitir un despegue y aterrizaje seguro. Permite mantener la plataforma de pie sobre el suelo	Foto de plataforma de pie de manera estable.
Brazos cilíndricos Tarot 680 Pro	Montar y sostener de manera fija los motores y ESC del UAV	Foto de motores y ESC montados en posición fija
Montura de motores y ESC Tarot 680 Pro		
Placas principales Tarot 680 Pro	Completar el cuerpo del UAV y montar componentes	Foto de componentes montados y estructura armada
Riel de montura de batería y gimbal	Montaje de gimbal y de batería	Foto de batería y potencial gimbal a utilizar montados
Velcros adhesivos	Sujetar la batería y módulos de comunicación.	Foto de componentes sujetos
Fajas con velcro de 20 mm ancho y 300 mm de largo	Sujetar la batería a la plataforma.	Foto de batería sujeta.
Montura plegable para módulo GPS	Sostener el módulo GPS	Foto de GPS en posición estable en la plataforma.
Montura de antenas para receptor (Ver apéndice B.2)	Sostener las antenas en posición fija.	Foto de antenas fijas en la plataforma.
Foam Adhesivo 3M	Sujetar el Pixhawk2.1 y/o el módulo GPS 'here' a la plataforma y aislar vibraciones.	Fotos de controlador y módulo gps sujetos.
Placa puente de acrílico (Ver apéndice B.1)		
Montura amortiguadora para controlador de vuelo.		

3.2.2 Sistema eléctrico

Como se puede observar en la Fig. 3.2, el sistema eléctrico está conformado por un bloque principal que representa al Pixhawk2.1 y a este se conectan la mayoría de componentes de la plataforma. Además, al final de esta sección se encuentran las especificaciones asignadas al sistema eléctrico, así como una descripción breve de su función y su plan de validación se presenta en la tabla 3.3.

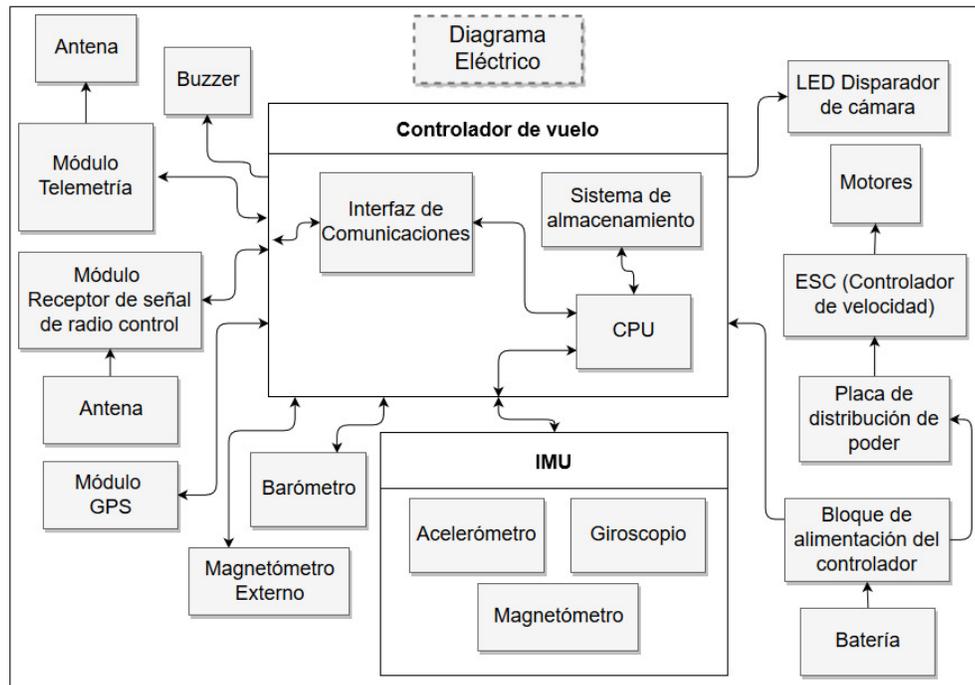


Figura 3.2: Diagrama del sistema eléctrico del UAV.

En la Fig. 3.3 se representa en otro diagrama de bloques como está conformado el sistema de comunicaciones entre el UAV y el GCS de tal forma que se logre completar el UAS. Este sistema está compuesto por dos enlaces de comunicación.

- Enlace radio control. Transmisión de comandos del control remoto a 2.4 GHz mediante modulación PWM.
- Enlace de telemetría. Comunicación de datos entre la GCS y el autopiloto mediante radio frecuencia a 433 MHz.

A continuación se detallan los diferentes módulos del sistema eléctrico y del sistema de comunicaciones del UAS.

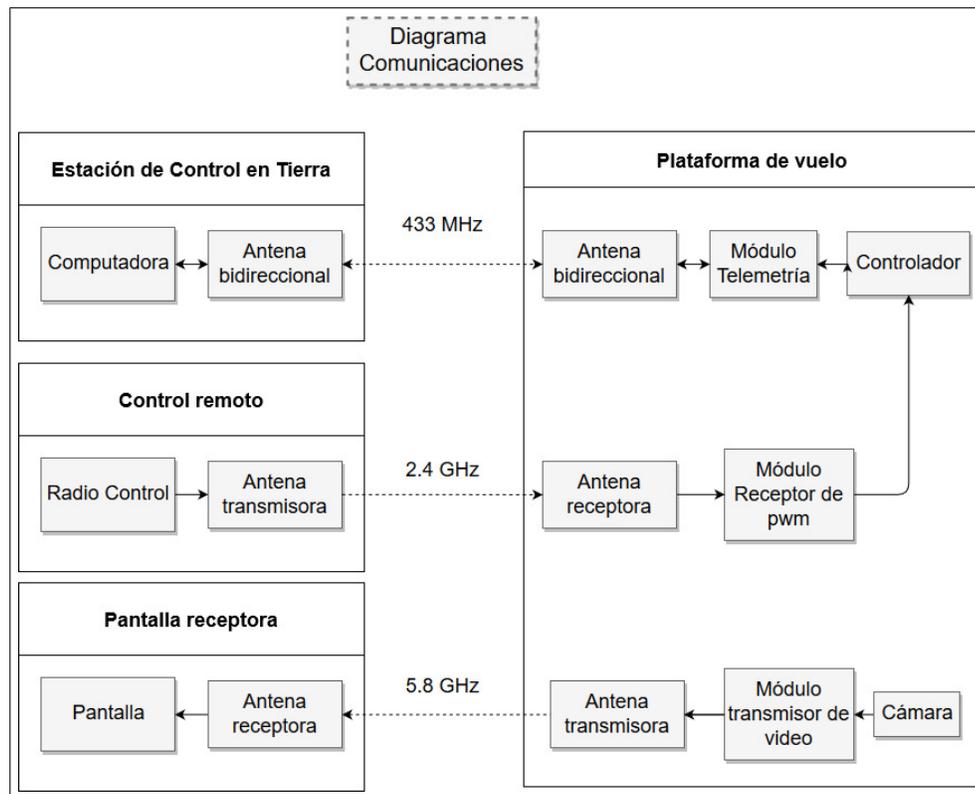


Figura 3.3: Diagrama del sistema de comunicaciones del UAS.

Módulo del controlador de vuelo

El controlador de vuelo tiene el propósito de ser el computador principal del UAV, también llamado *autopilot*. Este componente, además de poseer una CPU, sistema de almacenamiento y una interfaz de comunicaciones para enlazar información mediante protocolos de comunicación con otros módulos, posee sensores tipo IMUs y barómetros.

Con estos sensores logra hacer las medidas del estado actual del vehículo y así realiza los procesamientos necesarios para mantener estable el vuelo de la plataforma UAV tanto en control manual como en modo autónomo.

El autopiloto no solo es el encargado de realizar los cálculos de control de la plataforma sino que también se encarga de comunicar las señales respectivas a los ESC para el control de los motores en la forma de pulsos PWM de 1 ms a 2 ms. Adicionalmente, este módulo controla otros accesorios como el disparador remoto de la cámara para tomar fotografías.

El controlador de vuelo elegido fue el Pixhawk 2.1, el cual se muestra en la Fig. 3.4. Sus especificaciones pueden ser revisadas en [31]. Este autopiloto es bastante robusto en cuanto a sus sensores debido a que posee triple redundancia en sus IMUs y magnetómetros además de doble barómetro. Además, posee compatibilidad con los otros componentes del UAV y, en combinación con el *software* Mission Planner, permite un fácil uso del dispositivo, desde las configuraciones iniciales, calibraciones de diferentes componentes del UAV, hasta la planeación de misiones automatizadas.

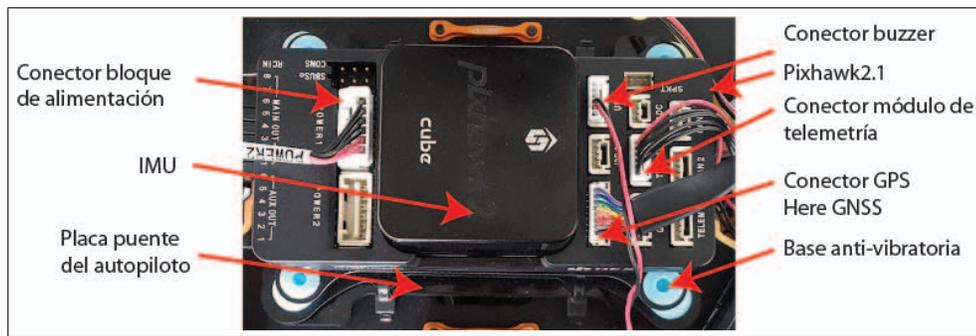


Figura 3.4: Fotografía de Pixhawk2.1 implementado.

Objetivo

- Controlar el estado actual del UAV, procesar el control de los motores, establecer comunicación con otros módulos y controlar el disparador remoto de cámara.

Entradas

- Mediciones de posicionamiento y de orientación provenientes del GPS y del IMU.
- Tensión constante de 5 V por parte del bloque de alimentación.
- Señal PPM del receptor de radio frecuencia la cual contiene información de comandos del control remoto.
- Señal proveniente del módulo de telemetría para comunicación en serie con la GCS.

Salidas

- Señales PWM de control de motores hacia los ESC.
- Señal hacia módulo de telemetría para comunicación en serie con la GCS.
- Señal tipo relay hacia el disparador remoto de cámara.

Módulo GPS, magnetómetro, IMU y Barómetro

Para lograr el vuelo de un UAV, que este sea seguro y la plataforma pueda permanecer suspendida en el aire con la menor intervención humana posible, y por ende para lograr misiones automatizadas, es necesario contar con cierta cantidad de sensores suficientes para medir la orientación, posición espacial, velocidad y aceleración actual de la plataforma tal que permita retroalimentación en los lazos de control de vuelo.

Objetivo

- Realizar mediciones y proveer de retroalimentación al sistema de control del controlador de vuelo.

Entradas

- Señales de orientación, velocidad, posición y aceleración en los ejes coordenados (X, Y, Z).
- Señales de control dadas por el controlador de vuelo.

Salidas

- Trama de datos con la información medida por los acelerómetros, barómetros, magnetómetros, giroscopios y el módulo GPS.

Los módulos de sensores seleccionados para el UAV están dados por dos dispositivos: el Pixhawk 2.1 y el GPS Here GNSS, el cual se observa en la Fig. 3.5. En el Pixhawk 2.1 se encuentra una gama de sensores que proveen de redundancia triple en cuanto a sus acelerómetros, giroscopios y magnetómetros y una redundancia doble en cuanto a sus barómetros; más información sobre estos sensores así como los modelos de estos se pueden revisar en [31]. El GPS Here GNSS provee de doble redundancia de magnetómetros y de recepción de hasta tres GNSS (GPS, Galileo, GLOBASS, BeiDou).

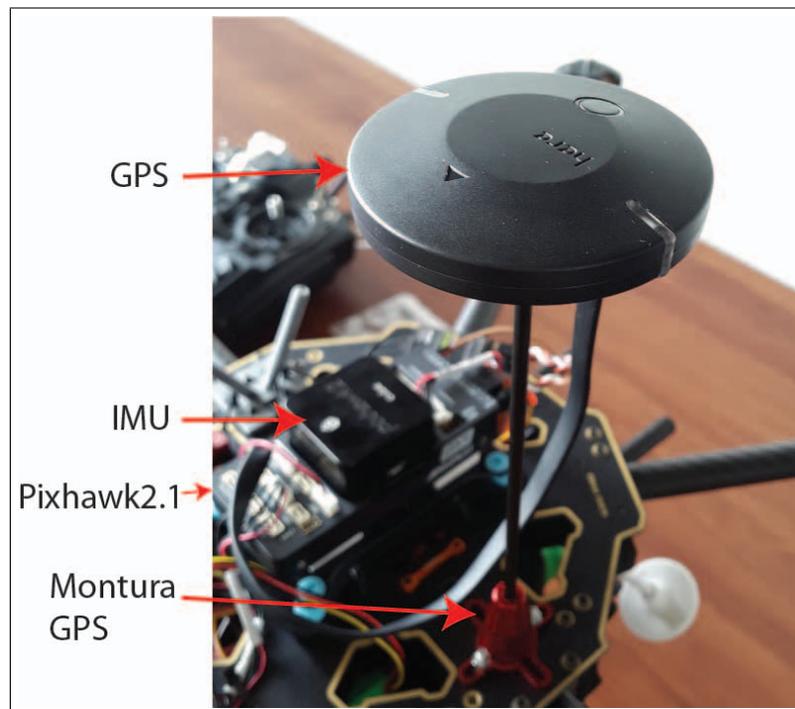


Figura 3.5: Fotografía de GPS Here GNSS implementado.

Sistema de alimentación

Debido al tipo de plataforma (hexacóptero) y la carga que debe llevar, 0.98 kg, se seleccionó una batería de cuatro celdas y 10 000 mAh marca Multistar la cual debe proveer de suficiente energía para un vuelo de mínimo 10 min como se demuestra en el apéndice G.2. En la Fig. 3.6 se puede observar su implementación. Es importante tomar en cuenta que estas baterías no deben de bajar a menos de 20% de su capacidad máxima para que esta no se dañe, esto significa que de las cuatro celdas ninguna puede bajar de 3.8 V.

La placa de distribución de poder del Tarot 680 Pro permite distribuir la corriente desde una terminal tipo XT60 de la batería hacia cada controlador de velocidad. Pero además, es necesario alimentar el autopiloto Pixhawk 2.1 con la misma batería Li-Po para evitar el uso de otra fuente de energía. Para esto es necesario utilizar un bloque de alimentación que se conecte a la batería y provea de una tensión constante de 5 V al Pixhawk2. El bloque de alimentación *Power Brick Mini*, además de cumplir este requerimiento, posee un sensor para la medición de tensión de la batería y así enviar esta información por telemetría.

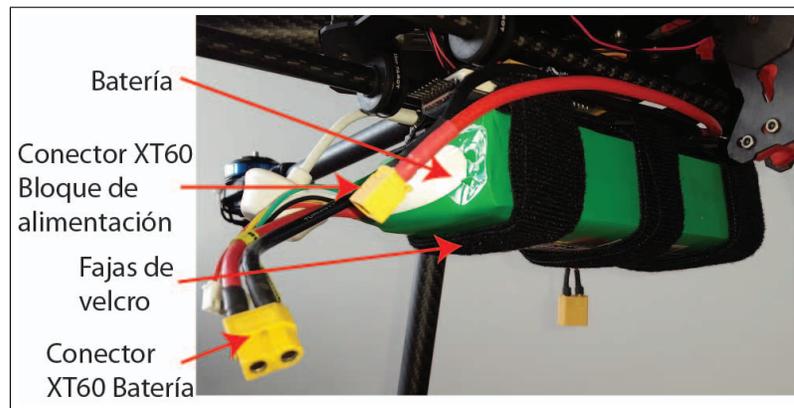


Figura 3.6: Fotografía de batería Multistar implementada.

Objetivo

- Alimentar la plataforma UAV en su totalidad al energizar los ESC y el autopiloto Pixhawk 2.1.

Entradas

- Energía de batería a bloque distribuidor de alimentación.
- Energía de bloque distribuidor de alimentación a placas de distribución de poder.

Salidas

- Alimentación constante de 5 V del bloque de alimentación al Pixhawk 2.1.
- Alimentación de batería a placa de distribución de poder.

Módulo de comunicación por Radio Frecuencia

Para lograr un control manual sobre el UAV es necesario un receptor que pueda recibir la señal por radio frecuencia del control remoto la cual viene modulada mediante PWM a 2.4 GHz. Es necesaria convertir dicha señal a modulación PPM, que es lo que el Pixhawk traduce en canales que indican los comandos enviados. Para este sistema aéreo, se eligió el receptor FrSky D4R-II el cual cumple con estas características y, además, es 100% compatible con el transmisor FrSky DJT que los investigadores poseen en su laboratorio. Además, y como se observa en la Fig. 3.7, se diseñó un sostenedor para fijar las antenas de este módulo.

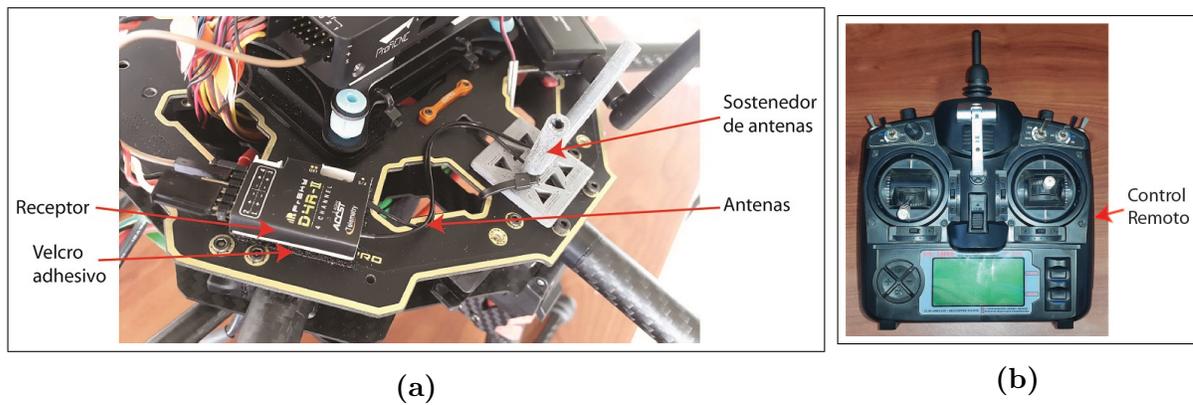


Figura 3.7: Fotografías de sistema de radio control. (a) Módulo receptor de señal y sostenedor de antena. (b) Control remoto.

Objetivo

- Recibir y procesar señal PWM proveniente del transmisor en el control remoto.

Entradas

- Señal de radio frecuencia modulada a PWM proveniente del radio control.
- Corriente de alimentación por parte del Pixhawk 2.1.

Salidas

- Señal modulada a PPM hacia el receptor de datos del Pixhawk 2.1.

Módulo telemetría

Cuando la plataforma UAV se encuentra en el aire, es importante realizar un monitoreo constante de los parámetros de la plataforma. Esto se logra por medio de la información de telemetría que provee el Pixhawk 2.1, en donde se pueden revisar variables como por ejemplo, la tensión de la batería, cuantos satélites se encuentran cerca del UAV, la calidad de la triangulación de posicionamiento por medio del GPS, entre otras.

Con esta conexión entre el Vehículo Aéreo no Tripulado y la Estación de Control en Tierra es que se logra completar el Sistema Aéreo no Tripulado. Para este proyecto se eligió una pareja de módulos (el módulo en tierra de la estación y el módulo en aire para el vehículo) a una frecuencia de 433 MHz, priorizando la penetración y distancia de la señal a la velocidad de transmisión. Estos módulos implementados se pueden observar en la Fig. 3.8.

Objetivo

- Establecer enlace de comunicación entre la GCS y el UAV para comunicar telemetría y poder tener control de la plataforma.

Entradas

- Señal de radio frecuencia a 433 MHz proveniente del GCS.
- Corriente de alimentación por parte del Pixhawk 2.1.

Salidas

- Trama de datos con información enviada desde el GCS hacia el Pixhawk 2.1.

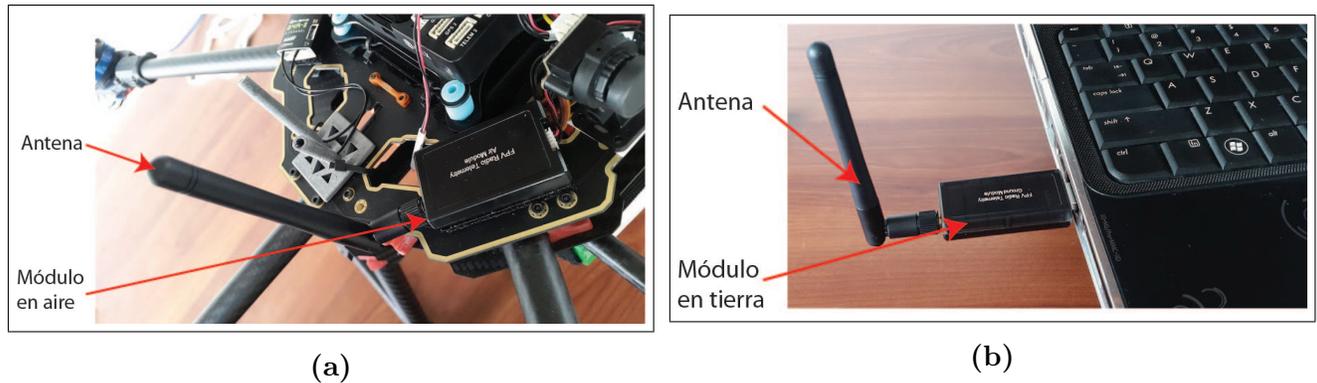


Figura 3.8: Fotografías de sistema de telemetría implementado. (a) Módulo del UAV. (b) Módulo del GCS

Sistema de propulsión

Se seleccionaron los motores Tarot 4006 con 620 KV, como el que se observa en la Fig. 3.9a. Estos motores sin escobillas cuentan con veinticuatro polos y con propelas de 13" pueden llegar a levantar una carga de hasta 1.58 kg cada uno, los cuales funcionan perfectamente para la aplicación con una carga total aproximada de 4 kg.

Se cumple con la recomendación de fabricante de motores de utilizar un factor de seguridad de 2 mínimo para tener buen margen de seguridad en la carga útil de un motor.

Las propelas seleccionadas son Tarot 680 Pro 1355 de fibra de carbono. Como el que se observa en la Fig. 3.9b. Estas propelas son de 13" de diámetro y poseen una inclinación de 5.5". El diámetro y el *pitch* utilizados permiten generar alto torque y mantener un buen manejo del viento.

Objetivo

- Generar fuerzas y momentos sobre el aire para hacer volar la plataforma.

Entradas

- Tensión controlada y corriente de alimentación proveniente del ESC.

Salidas

- Fuerzas y momentos mecánicos sobre el aire y la plataforma.



Figura 3.9: (a) Motor Tarot 4006 con 620 KV. (b) Propela de 13" con inclinación de 5.5"

Electronic Speed Controller (ESC)

Los ESC permiten el simple control de los motores trifásicos sin escobillas utilizando solamente una señal PWM de entrada, este se encarga de controlar la corriente y la modulación de la tensión a partir de la batería hacia el motor. Los ESC seleccionados fueron Platinum 30 A Pro. Como el que se observa en la Fig. 3.10. Estos son recomendados por el fabricante de los motores seleccionados y efectivamente protegen del máximo de corriente de los motores que es de 17.5 A aparte de un factor de seguridad de 1.7 para proteger de picos de corriente de los motores.

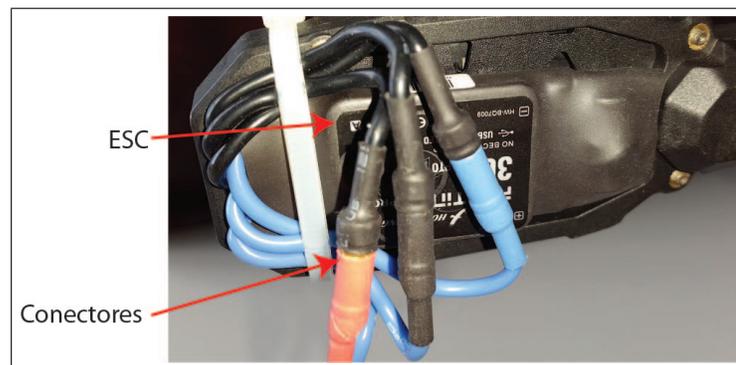


Figura 3.10: Fotografía de un ESC implementado.

Objetivo

- Controlar la velocidad de los motores.

Entradas

- Señal PWM proveniente del Pixhawk 2.1
- Corriente de alimentación proveniente de la placa de distribución de poder.

Salidas

- PWM modulado para el control de las tres fases del motor conectado.

LED Disparador de cámara

El disparador remoto permite al Pixhawk 2.1 tomar fotografías programadas según la misión a realizar. Para activar remotamente la cámara Sony Nex 5 se utilizó el disparador Flytron sLED el cual utiliza un LED infrarrojo controlado por pulsos. Este se observa en la Fig. 3.11

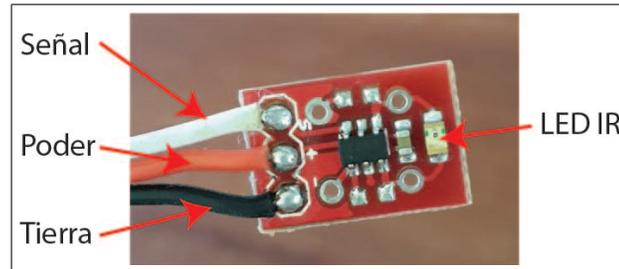


Figura 3.11: Fotografía del disparador de Sony Nex5T a utilizar.

Objetivo

- Obturar remotamente la cámara Sony Nex-5T

Entradas

- Pulso proveniente del Pixhawk 2.1.

Salidas

- Luz en el espectro infrarrojo.

Sistema FPV

El sistema FPV seleccionado es el Flysight, el cual funciona a 5.8 GHz y está compuesto de una cámara, un transmisor de video y un pantalla receptora de video, los cuales se observan en la Fig. 3.12. Este sistema permite a los operarios de la plataforma UAV observar en tiempo real imágenes con punto de vista desde la plataforma.

Tabla 3.3: Especificaciones eléctricas

Especificación	Funcionalidad	Plan de validación
Motores Tarot 4006 620 KV TL68PO2	Generar empuje sobre el aire para que el UAV vuele.	Accionamiento de elevación de UAV a una altura deseada con un error máximo de ± 3 m.
Propelas Tarot 680 Pro TL2829T series 1355 Carbon Fiber		

Controlador Pixhawk2.1 "The Cube"	Controlar la trayectoria de la plataforma ya sea de manera automática o según comandos de un control remoto.	Comparación sobre plan de vuelo planeado y resultado de misión realizada con desviación máxima de ± 2 m.
ESC Hobbyking Platinum-30 A Pro	Controlar la velocidad de los motores según el controlador demande.	Medición de señal PWM de entrada en los ESC para el vehículo desarmado, <i>throttle</i> en mínimo y en máximo, con pulsos de 1 ms hasta 2 ms.
Batería Li-Po 4S 10 000 mAh	Energizar el UAV, tanto motores como controlador, el cual energiza los otros componentes.	Validación de otros componentes eléctricos.
Bloque de alimentación de 5 V de Pixhawk2.1: Power Brick Mini	Distribuir corriente a 5 V desde la batería al Pixhawk2.1.	
Placas principales Tarot 680 Pro	Realizar la distribución de poder de la batería a los ESC.	
Módulo GPS Here GNSS	Recibir información de satélites y triangular posición absoluta en la Tierra.	Comparar medición de posición según el módulo con referencia conocida.
	Medir orientación del módulo respecto a polos magnéticos de la Tierra.	Comparar medición de orientación según módulo con referencia conocida.
Led Disparador de cámara sLED flytron	Disparar de manera remota la cámara Sony Nex-5T.	Video de cámara siendo disparada remotamente.
Módulo de telemetría y antena bidireccional de 433 MHz	Interconectar por radio frecuencia UAV con GCS y además transmitir información de telemetría.	Video de plataforma transmitiendo información de telemetría al Mission Planner inalámbricamente.
Receptor FrSky D4R-II, 2.4 GHz	Recibir datos por radio frecuencia de controles remotos para control manual del UAV.	Medición de señal PPM de salida del receptor para <i>throttle</i> mínimo y máximo.

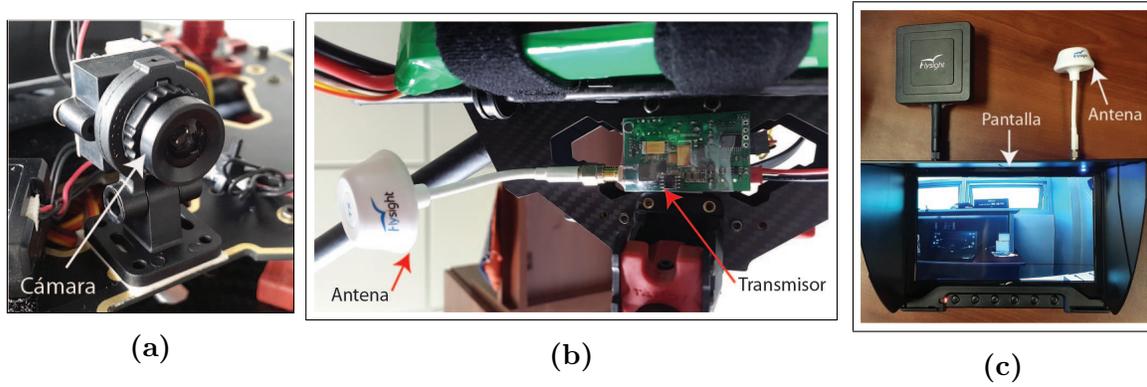


Figura 3.12: Fotografías del sistema FPV implementado. (a) Cámara FPV. (b) Transmisor de video. (c) Pantalla Receptora de video.

Sistema de control

El sistema de control permite a la plataforma mantenerse a una altura, posición y orientación deseada; así también permiten a la plataforma moverse con una velocidad y aceleración deseada. En la Fig. 3.13 se observa un diagrama que muestra el panorama de como funciona el sistema de control.

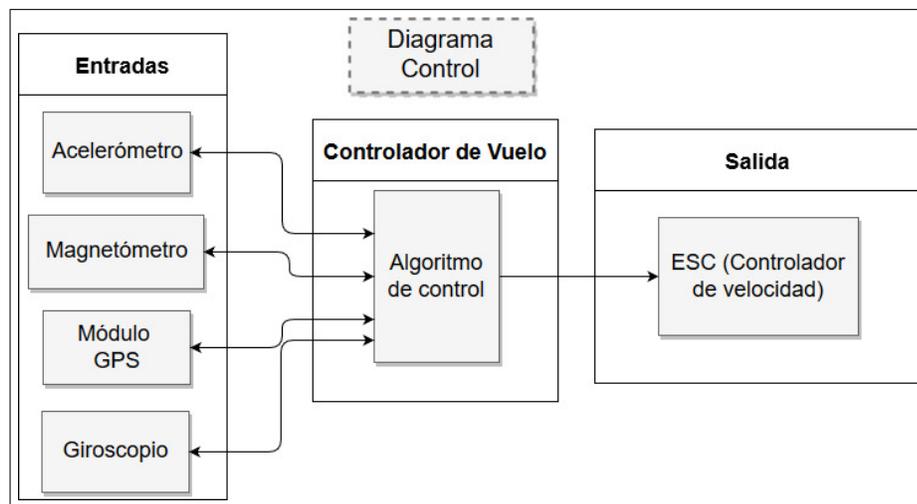


Figura 3.13: Diagrama del sistema de control del UAV.

El Pixhawk 2.1 se encarga de realizar el control del vuelo del UAV, para esto, el utiliza el control PID. Para lograr este sistema en el modo de misión automática se requieren de los siguientes lazos cerrados de control, para los cuales, se utilizan los diferentes sensores en el Pixhawk 2.1 y también en el GPS Here GNSS.

- Control de plano horizontal, ejes espaciales X, Y
- Control de altura, eje espacial Z
- Control de velocidad

- Control de aceleración
- Control de verificación de metas en la misión

Seguidamente, mediante estos lazos de control, el autopiloto calcula la trayectoria necesaria para llegar al punto deseado en el espacio a la velocidad y aceleración deseada. Finalmente, el Pixhawk 2.1 traduce este cálculo en los pulsos PWM necesarios para controlar la velocidad de los motores por medio de los ESC.

3.2.3 Implementación final de la solución

A continuación, en la Fig. 3.14, se muestra una imagen de la plataforma UAV una vez que el sistema mecánico y el sistema eléctrico fueron implementados.



Figura 3.14: Implementación final del UAV.

Capítulo 4

Resultados y análisis

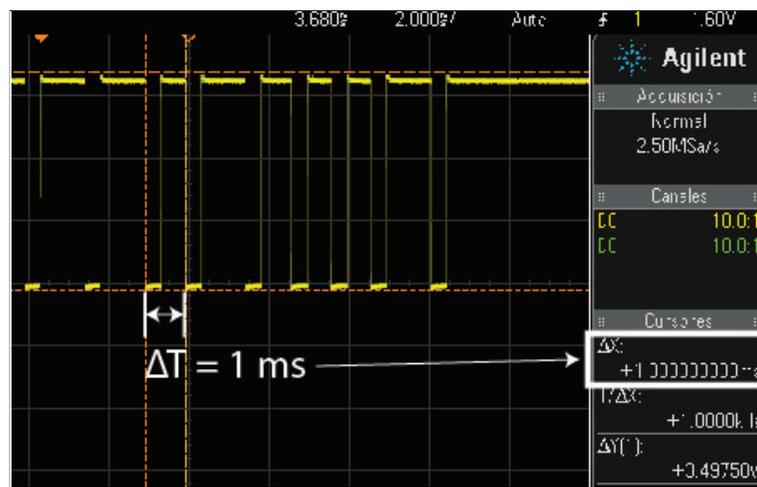
Esta sección muestra los resultados obtenidos durante las pruebas del sistema implementado, cuyo proceso de implementación se puede revisar con más detalle en [30]. Las primeras pruebas buscan la funcionalidad del sistema previo a realizar un vuelo. Las siguientes pruebas se encargan de validar la capacidad de vuelo de la plataforma, así como su capacidad de manejo asistido. Finalmente, las últimas pruebas a realizar validan la funcionalidad de las misiones automáticas.

4.1 Resultados del sistema implementado previo al primer vuelo

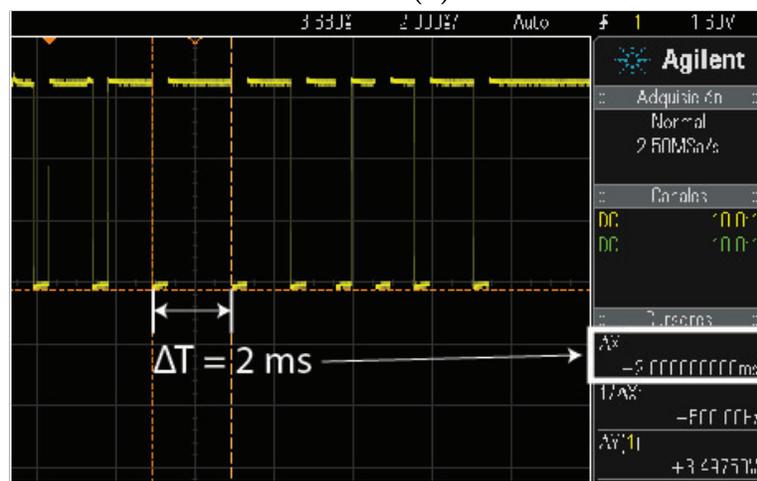
Antes de volar el UAV se verificó el funcionamiento de la plataforma, los enlaces de comunicación y la estación en tierra. Por ende se realizaron pruebas sobre los sensores y el gps de la plataforma, el disparador de cámara, los motores y ESC, y los enlaces de comunicación.

4.1.1 Pruebas enlace de radio control

Se realizaron mediciones sobre las señales de salida del receptor D4R-II que se dirigen hacia el Pixhawk2.1. Utilizando el canal tres (*throttle*) del enlace entre el control remoto y el receptor como ejemplo, se capturó el pulso resultante para el comando de *throttle* en mínimo y *throttle* en máximo. En la Fig. 4.1 se observa la señal obtenida mediante la medición de la señal de salida número 3 del receptor de radio control mediante un osciloscopio mientras el Pixhawk2.1 alimentaba el receptor FrkSky.



(a)



(b)

Figura 4.1: Prueba de salida PPM del receptor a (a) *throttle* mínimo, (b) *throttle* máximo.

La Fig. 4.1 muestra como el receptor transmite la señal recibida a partir de las señales que envía el transmisor. La sección enmarcada entre los cursores de la gráfica se refieren al pulso que corresponde al canal tres de la señal el cual contiene el comando de *throttle*.

Se observa como efectivamente el canal tres aumenta conforme aumenta el *throttle* en el control remoto. Los tamaños de pulsos aumentan de 1 ms a 2 ms. Estos valores corresponden al mínimo y máximo que el Pixhawk2 utiliza para mapear el comando recibido de cada canal. En este caso, para la Fig. 4.1a, el pixhawk2 interpreta el *throttle* deseado como 0%, y para la Fig. 4.1b, el pixhawk2 interpreta el *throttle* deseado como 100%. Adicionalmente, en el apéndice F.2 se puede observar los motores siendo controlados manualmente.

4.1.2 Pruebas enlace de telemetría

Este enlace se probó utilizando los módulos de telemetría en el UAV y en la GCS. Utilizando una velocidad de comunicación de 57600 baudios se realiza la conexión entre sistemas. En la Fig. 4.2 se observa el resultado de interconectar ambos sistemas mediante enlace de telemetría. Proceso que se valida en el apéndice F.3.



Figura 4.2: Enlace de telemetría entre UAV y GCS mediante el software Mission Planner.

En la Fig. 4.2 se observa la interfaz de Mission Planner con el UAV y efectivamente se aprecian datos como el conteo de satélites detectados por el GPS, la calidad de la triangulación de geolocalización, modo de vuelo, entre otros datos. Teniendo la plataforma a 1 m de distancia se percibió un 99% de fuerza de señal, mientras que a 340 m con línea de visión se percibió pérdida de conexión. Adicionalmente, en el apéndice F.4 se aprecia el funcionamiento de paro de emergencia siendo accionado utilizando el enlace de telemetría.

4.1.3 Pruebas de sensores y GPS

Se realizaron varias pruebas tras hacer las calibraciones de los acelerómetros y de los magnetómetros. El proceso para dichas calibraciones se puede revisar en [30]. En la Fig. 4.3 se observan las compensaciones en los tres ejes espaciales (X, Y, Z) para los magnetómetros del UAV.

Utilizando los magnetómetros ya calibrados, se realizó una prueba de la medición de la orientación según el UAV, utilizando el enlace de telemetría. Para esta prueba se inclinó la plataforma aproximadamente 90 grados hacia la derecha respecto a su posición de descanso y luego se observó el giro percibido por los sensores en la interfaz del Mission Planner. En la Fig. 4.4 se observa la medida resultante en (b) de acuerdo al giro del UAV en (a).

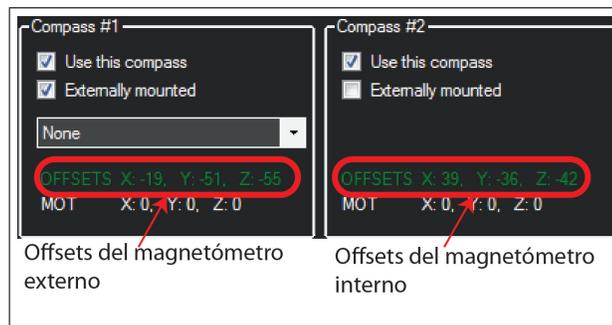
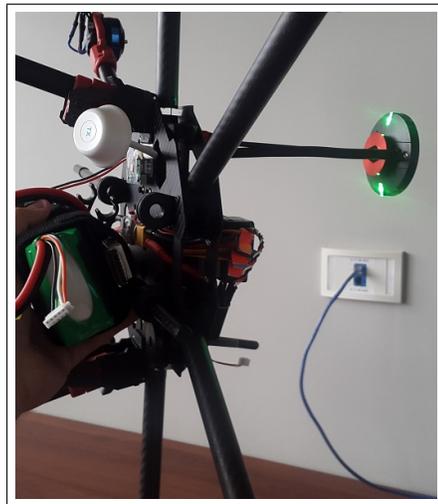
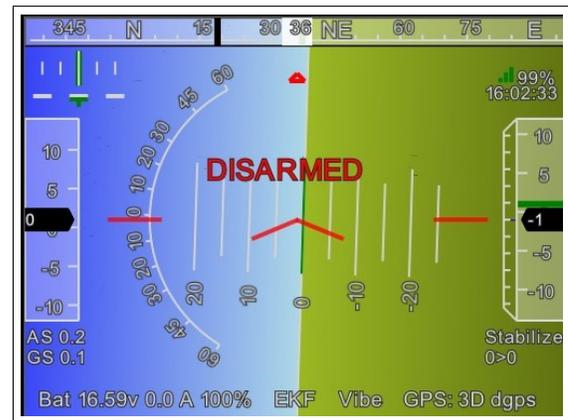


Figura 4.3: Resultado de calibración de magnetómetros.



(a)



(b)

Figura 4.4: Prueba de la orientación medida. (a) Foto de la plataforma inclinada cerca de 90 grados. (b) Orientación resultante según sensores por medio de telemetría.

De esta prueba se observa que los sensores si responden al movimiento de la plataforma. Esta prueba se realizó también con giros en sus otros dos ejes (Yaw y Pitch); dichas pruebas se pueden revisar en el apéndice F.5. Esto demuestra el funcionamiento de los giroscopios, acelerómetros y magnetómetros.

Para probar el módulo GPS se decidió utilizar la referencia de geolocalización que posee el ITCR, Mojon 3, como punto de comparación. En la tabla 4.1 se observan los resultados de la medición hecha por el UAV vs las coordenadas de la referencia de la universidad.

Tabla 4.1: Comparación de medición de GPS con referencia de geolocalización del ITCR.

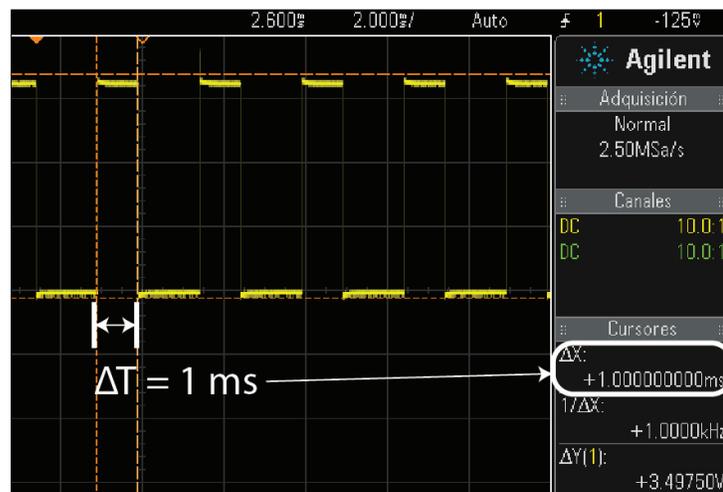
	Medición GPS	Referencia del ITCR	Error (%)
Latitud	9.854598	9.854580	0.000183
Longitud	-83.908457	-83.908450	0.000000834
GPS HDOP	0.69	NA	NA
Altura	0.44 m	NA	NA

De los porcentajes de error en la tabla 4.1 se concluye que el posicionamiento GPS del UAV es bueno al poseer un error promedio de 0.0009154%, qué, comprobando la distancia en metros con Google Earth, se obtiene una diferencia de 1.08 m, lo cual se encuentra dentro de la tolerancia permitida de ± 2 m. Además, el GPS HDOP indica la calidad de la triangulación, si el dato es menor a 1.5 (según fabricante de GPS Here) se considera que el GPS realiza buenas mediciones, por ende el resultado de 0.69 se considera bueno al estar 2 veces por debajo del límite. Por otro lado se encuentra la altura medida que indica la altura relativa a donde el vehículo se inicializó. El dato es menor a 0.5 m, donde debería ser 0 m, pero se encuentra entre la tolerancia de ± 3 m requerida, por lo que se considera una medición aceptable.

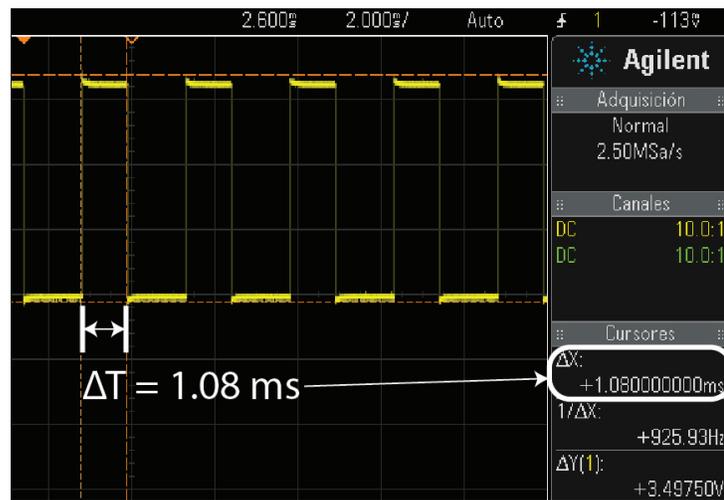
4.1.4 Pruebas de *Electronic Speed Controller* (ESC)

Para verificar el funcionamiento correcto se decidió utilizar un osciloscopio para medir la señal de salida de los pines del Pixhawk2.1 que conectarían al ESC del motor número 1. La salida esperada es una señal PWM que indica la regulación de velocidad que se desea en el motor. En la Fig. 4.5 se observan las señales medidas al tener el UAV desarmado, al tener el *throttle* al mínimo en el control remoto y al elevarlo al máximo.

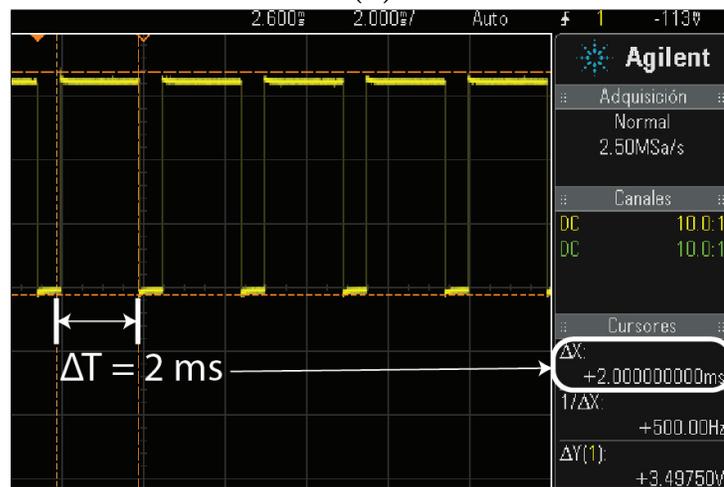
En el Pixhawk2.1 se configuró que los pulsos de la señal de salida cuando la plataforma estuviera desarmada fuera de 1 ms, que al armarla y con *throttle* al mínimo, esta fuera de 1.08 ms ya que se encontró mediante pruebas que esto es lo mínimo necesario para que todos los motores logren romper la inercia, finalmente que con *throttle* al máximo los pulsos fueran de 2 ms. Las señales resultantes en la Fig. 4.5 comprueban que efectivamente el autopiloto está enviando la señal PWM modulada correctamente a los ESC. Además, en el apéndice F.2 se puede apreciar una prueba realizada para los motores y ESC en donde se valida su funcionamiento.



(a)



(b)



(c)

Figura 4.5: Prueba de salida PWM del Pixhawk2.1 a ESC. (a) Vehículo desarmado, (b) *throttle* mínimo, (c) *throttle* máximo.

4.1.5 Prueba de sistema FPV

Conectando el transmisor de video a una batería Li-Po de 2250 mAh se probó en tierra la recepción de imagen. En la Fig. 4.6 se observan los resultados obtenidos en el laboratorio para la transmisión de video de la cámara hasta la pantalla receptora.

En la Fig. 4.6b se observa una fotografía de la pantalla con la imagen recibida por parte de la cámara y su transmisor de video en el UAV, cuya perspectiva se observa en la fotografía de la Fig. 4.6a. La imagen resultante obtenida en la pantalla posee una buena calidad. Se probó movilizándolo dentro de un edificio y la señal se perdió al estar a 30 m de distancia y con paredes obstaculizando la señal, tomando en cuenta la frecuencia de transmisión de 5.8 GHz, la cual no posee buena penetración, se tomó como buen indicador del alcance de la señal con línea de vista directa.

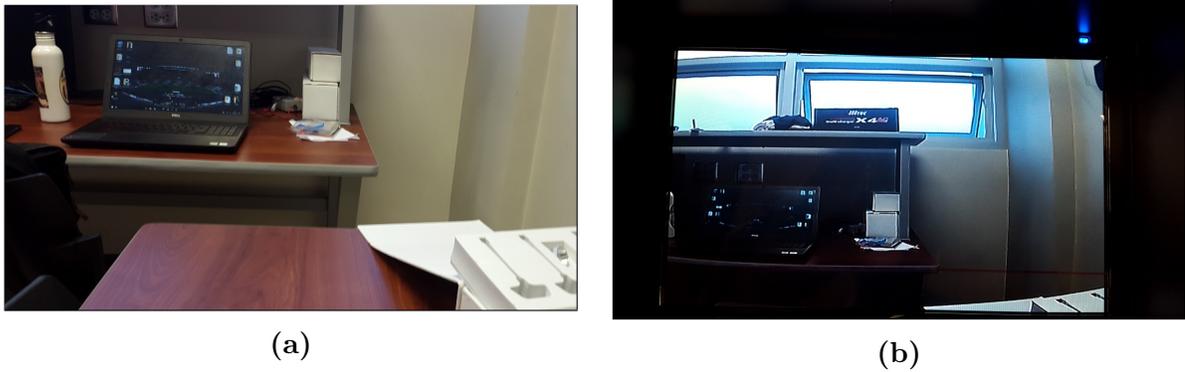
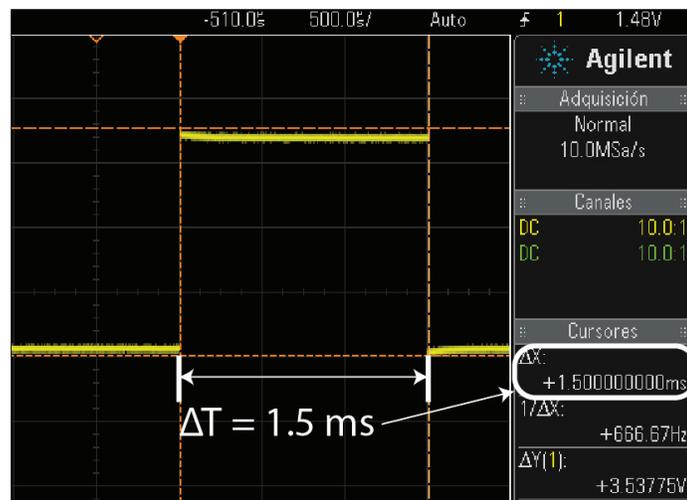


Figura 4.6: Prueba de funcionamiento de sistema FPV. (a) Imagen desde perspectiva sobre la cámara, (b) Imagen recibida en la pantalla receptora.

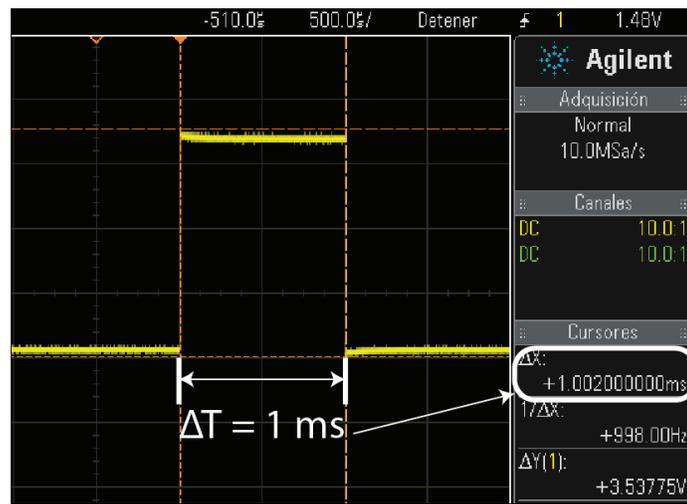
4.1.6 Disparador de cámara

Para comprobar el funcionamiento de este obturador, se utilizó un osciloscopio para medir la señal de salida del Pixhawk2.1 hacia el disparador. En la Fig. 4.7 se observa el resultado de salida de un comando de disparo de cámara, el cual se configuró para estar activado durante 1 s, mediante un PWM.

De la Fig. 4.7 se observa que el Pixhawk2.1 efectivamente manda la señal PWM programada de 1.5 ms de ancho de pulso en estado de reposo y 1 ms para accionar el obturador. Además, en el apéndice F.6 se puede observar una prueba realizada con el disparador y la cámara donde se comprueba su funcionamiento.



(a)



(b)

Figura 4.7: Resultado prueba de disparador de cámara infrarrojo. (a) PWM de control no activado (b) PWM de control activado.

4.2 Resultados del sistema en vuelo manual

Estas pruebas fueron realizadas con el fin de comprobar el funcionamiento del sistema UAS una vez que la plataforma UAV es puesta a realizar un vuelo. Se utilizó el modo de vuelo llamado *loiter*, en este modo el autopiloto asiste la retención de posición en sus tres ejes espaciales (X, Y, Z). En la Fig. 4.8, se muestra un instante de la plataforma realizando su primer vuelo.



Figura 4.8: Plataforma realizando su primer vuelo.

4.2.1 Vibraciones de la plataforma

Dado a que los sensores de tipo MEMS son sensibles a las vibraciones se desea analizar los resultados obtenidos a partir del Pixhawk2.1. Y así comprobar que el sistema amortiguador implementado realmente esta trabajando de manera correcta y es suficiente para asegurar la calidad de las mediciones de los sensores. En la Fig. 4.9 se observan los resultados de las vibraciones medidas por los mismos sensores en el Pixhawk2.1.

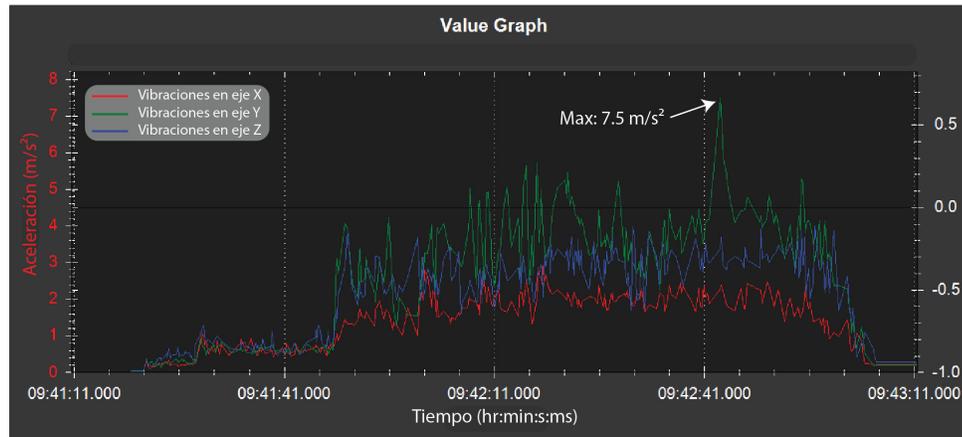


Figura 4.9: Registro de vibraciones en UAV. Aceleración vs Tiempo de vuelo

Sobre los resultados de la Fig. 4.9 sobre el primer vuelo manual, se puede observar que el Pixhawk2.1 grafica un cálculo relacionado a las desviaciones en las medidas con sus sensores y lo expresa por medio de los tres parámetros (VibeX, VibeY, VibeZ) para los tres ejes espaciales (X, Y, Z). El fabricante de los sensores que utiliza el Pixhawk2.1 recomienda que las vibraciones no sobrepasen de 100 m/s^2 y, como se aprecia en la Fig. 4.9, el máximo valor que se obtiene es de la curva VIBE.VibeY (color verde) y es de 7.5 m/s^2 lo cual representa apenas un 7.5% del límite de 100 m/s^2 .

4.2.2 Asistencia GPS

El Pixhawk2.1 registra mediciones relacionadas a la navegación mediante el parámetro NTUN y, en la Fig. 4.10, se pueden observar los resultados obtenidos en el cual se registraron las velocidades de respuesta para poder mantener la posición deseada durante un segmento de vuelo en donde se mantuvo el UAV sustentado sobre una misma posición.

De la Fig. 4.10 se aprecia que durante la retención de posición del UAV, durante un segmento de tiempo de 15 s la velocidad deseada en el eje Y (DVelY, curva color azul) posee máximos de 44 cm/s y mínimos de hasta -52 cm/s . Se puede observar también que la desviación máxima de la velocidad real en Y (VelY, curva color naranja) contra la deseada alcanza valores hasta de 70 cm/s . Considerando que el rango de velocidades oscila entre 61 cm/s y -82 cm/s , una diferencia de 70 cm/s de velocidad entre la deseada y la real, indica que la plataforma tuvo problemas para retener la posición.

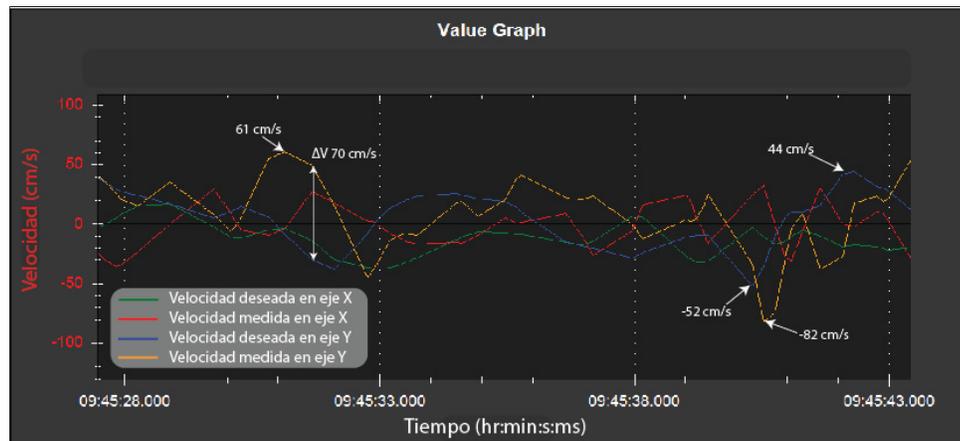


Figura 4.10: Registro de velocidades sobre latitud y sobre longitud deseadas vs actuales. Velocidad vs Tiempo de vuelo

4.2.3 Altura constante

En la Fig. 4.11, se puede observar el resultado obtenido por el Pixhawk2.1 acerca de la retención de altura en un período de tiempo en el que se mantuvo la plataforma en altura constante y se utilizó solo el *roll* y el *pitch* como comandos de entrada.

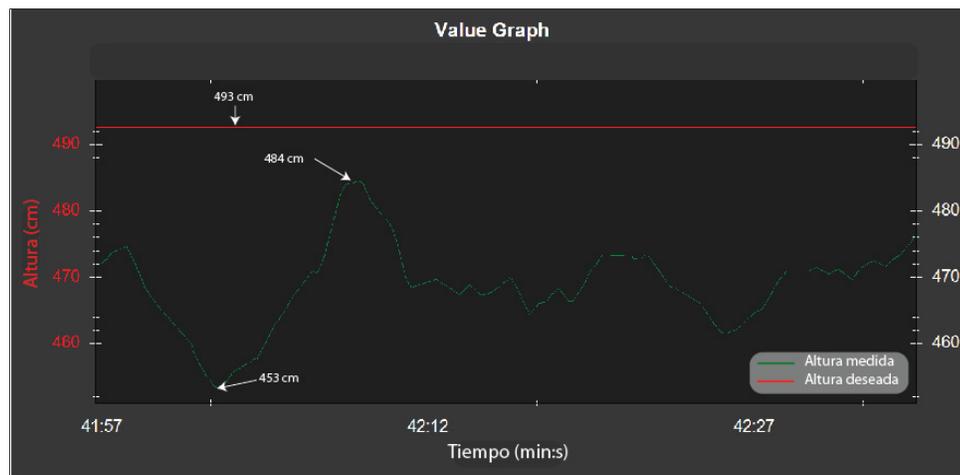


Figura 4.11: Registro de altura deseada vs actual. Altura vs Tiempo de vuelo

De las mediciones hechas por el Pixhawk2.1 sobre los parámetros CTUN.Alt (altitud real, curva verde) y CTUN.DAlt (altitud deseada, curva roja) que se muestran en la Fig. 4.11, se puede observar como la plataforma realizó cambios muy pequeños de altura en el período de tiempo de 20 s, variando de 453 cm a 484 cm aproximadamente. Además, la altura real respecto a la deseada posee una desviación máxima de 40 cm durante el lapso de tiempo de 20 s, lo cual es aceptable ya que se encuentra dentro de la tolerancia de ± 3 m de los requerimientos.

4.2.4 Autonomía

Para comprobar la autonomía se utilizaron las tres baterías cargadas al máximo. Con el cargador balanceador de celdas, las baterías alcanzan un máximo de 97%. Utilizando estas baterías se realizaron vuelos hasta llevarlas a 20% aproximadamente y se tomaron los tiempos de vuelo con cada batería. En la tabla 4.2, se observan los resultados obtenidos en los vuelos.

Tabla 4.2: Medición de autonomía en tres vuelos diferentes utilizando la batería hasta un 20%.

Medición 1 (min)	Medición 2 (min)	Medición 3 (min)	Promedio (min)
10.3	11.9	11.3	11.2

Con el promedio obtenido de 11.2 min que se observa en la tabla 4.2, se comprueba que efectivamente la plataforma UAV cumple con el requisito de autonomía de mínimo 10 min y por ende, es capaz de realizar misiones automatizadas.

4.3 Resultados del sistema en vuelo automático

Una vez comprobado que el sistema UAS se comporta de la manera adecuada al volar y que responde de manera adecuada a los comandos de control remoto, se empezaron a realizar las misiones automatizadas para comprobar la funcionalidad autónoma que posee la plataforma al asignarse le una misión a ser ejecutada.

4.3.1 Resultados de ruta simple

Se realizó una misión simple para verificar el comportamiento de la plataforma durante el vuelo. Se planeó una ruta de vuelo con cuatro puntos de trayectoria que varían entre 10 m y 15 m de altura, un despegue en donde la plataforma se eleva a 10 m y un regreso a casa en donde la plataforma se eleva a 10 m para movilizarse al *home* y luego descender. En la Fig. 4.12 se observa tanto la ruta planeada para la prueba como la ruta ejecutada.

De la misión realizada, se observa en la Fig. 4.12, que la plataforma siguió la mayoría de la ruta, con una desviación máxima en “D1” de 1.67 m; sin embargo, en “D2” la plataforma no llega al punto de trayectoria sino que realizó una curva, desviándose aproximadamente 3.45 m. Se encontró que, el radio de aceptación programado para dar por alcanzado un punto de la trayectoria era de 5 m, por lo que se sugiere como causa de que el UAV realizara dicha desviación y por tanto, en la siguiente prueba se hizo un cambio sobre este parámetro.

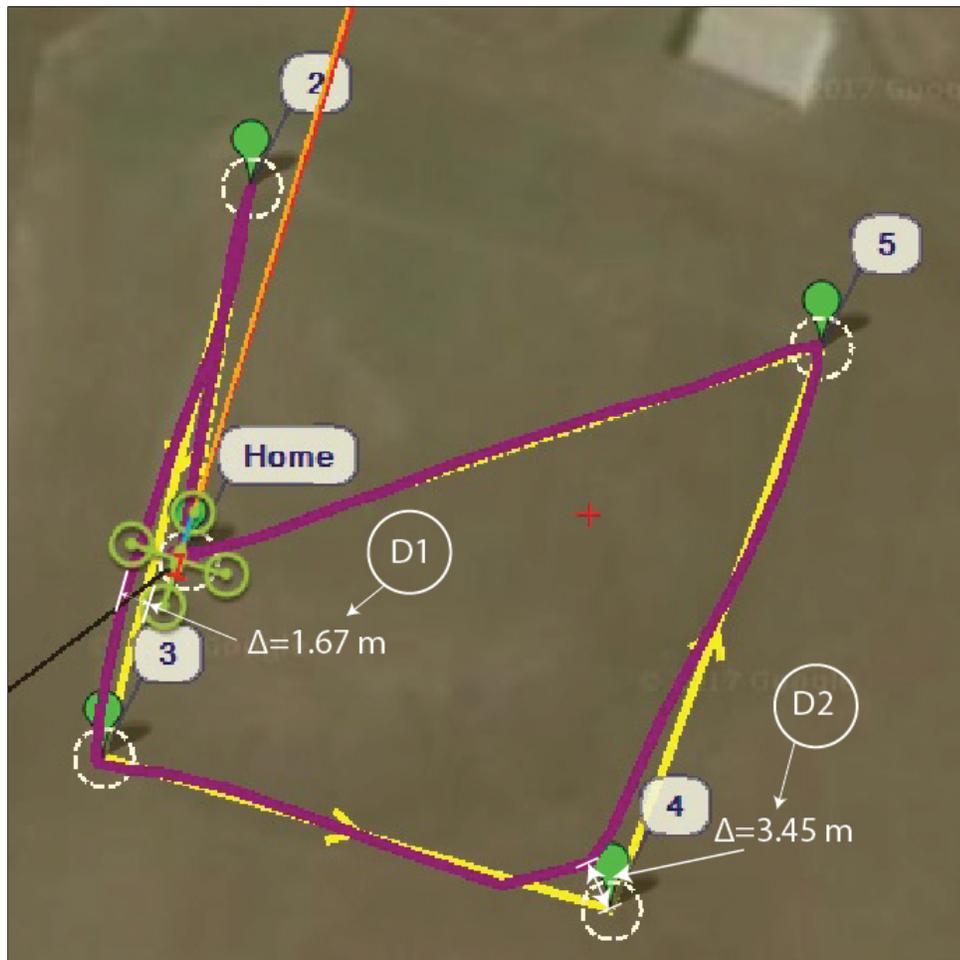


Figura 4.12: Resultado de posición en primera misión automatizada. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth.

Una vez analizada la posición, se analizaron los resultados sobre el seguimiento de altura deseado. En esta misión se configuró con las alturas según la tabla 4.3. De esta manera la plataforma ascenderá o descenderá conforme se mueva hacia cada punto para alcanzar en dicho punto la altura deseada. En la Fig. 4.13 se muestran los resultados que se obtuvieron sobre la diferencia de altura deseada contra altura real a lo largo de la misión para la plataforma de vuelo.

Tabla 4.3: Configuración de alturas en primera misión automatizada.

Despegue (m)	Punto 2 (m)	Punto 3 (m)	Punto 4 (m)	Punto 5 (m)	Regreso a casa (m)
10	15	10	15	15	15

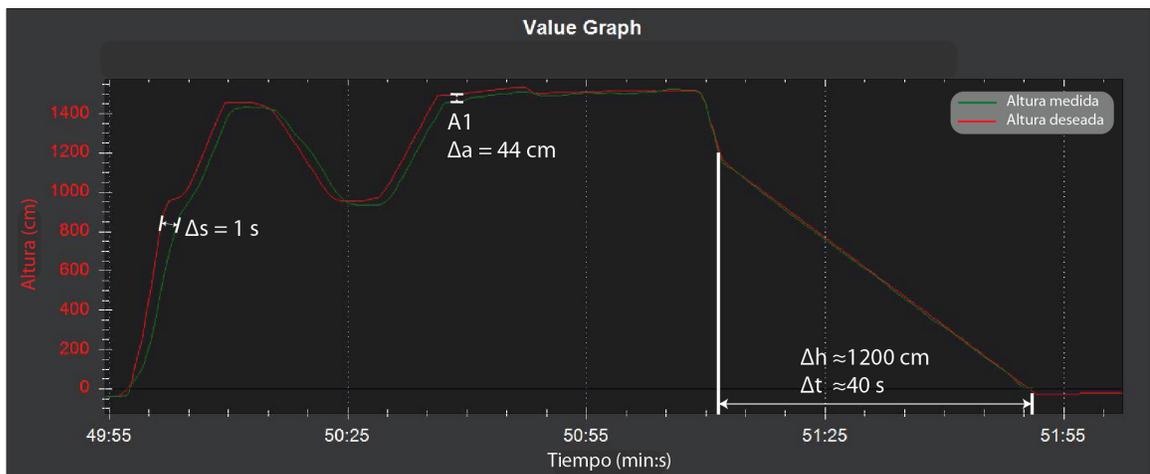


Figura 4.13: Resultado de altura en primera misión automatizada y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo

De la gráfica de la Fig. 4.13, se encontró que la altura real de la plataforma siguió, con un desfase máximo de aproximadamente 1s, la altura deseada. Además, la altura real se mantuvo con una desviación máxima, en “A1”, de 0.44 m aproximadamente de la altura deseada, lo cual es aceptable al estar en el rango de ± 3 m de los requerimientos.

En cuanto al comando de “regreso a casa”, los resultados entre el minuto 51:11 y 51:51, revelan que la plataforma realiza su descenso automático con una velocidad aproximada de 30 cm/s tal y como se programó; además, el aterrizaje resultó sin ningún inconveniente, esto se debe al sistema de control, el cual posee buena velocidad de procesamiento, además del tren de aterrizaje el cual amortigua la fuerza de reacción del suelo.

4.3.2 Resultados de misión fotogramétrica simple

Se realizó una misión con cualidades fotogramétricas en el sentido que se programa la toma de fotografías de acuerdo a las características de una cámara, en este caso, una Sony Nex-5T con un lente de 16 mm. Esta misión se realiza iniciando a 30 m de altura y luego se mantiene a 10 m. Además, se disminuyó el radio en que se consideran alcanzados los puntos de trayectoria a 1 m según la observación que se realizó en la prueba anterior.

En la Fig. 4.14 se ilustran los resultados de posicionamiento a lo largo de la misión (morado) en comparación con la ruta diseñada (amarillo). En la Fig. 4.15 se muestra una gráfica con los resultados de alturas deseadas respecto a las alturas reales alcanzadas. En el apéndice F.8 se puede revisar con más detalle la prueba realizada.

De la figura 4.14 se analizaron los puntos “D1” y “D2” al ser los puntos con mayor desviación en la misión. En cuanto al seguimiento de rectas en los *strips*, se observa en “D1” que la desviación máxima es de 2.7 m, mientras que en el punto de trayectoria “D2”, la desviación es de 3.75 m. Estos valores se salen de la tolerancia de ± 2 m de los requerimientos por 186% y 135%.

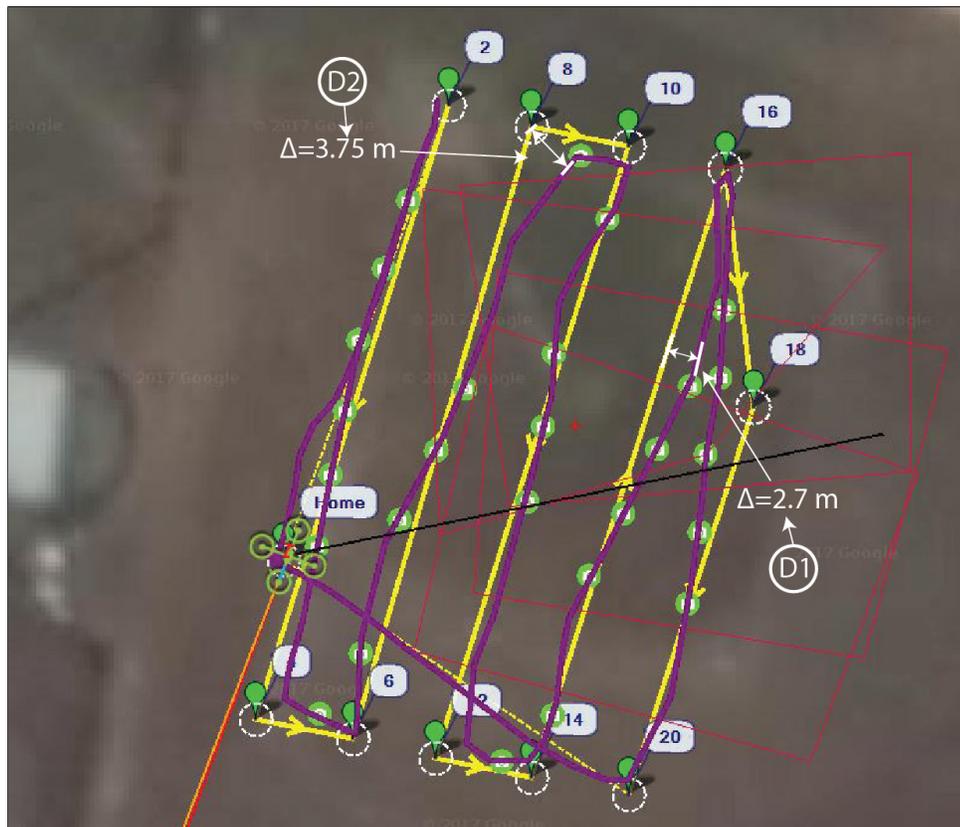


Figura 4.14: Resultado de posición en misión fotogramétrica simple. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth

Entre las observaciones realizadas del seguimiento de ruta, se sugirió que las desviaciones existentes en los resultados de vuelo se deben a corrientes de viento espontáneas que surgieron durante la prueba, esto se analizó tras revisar la estación meteorológica del ITCR con reportes de corrientes de viento de hasta 37 km/h.

En la Fig.4.15 se encontraron resultados aceptables acerca de la altura real mantenida por la plataforma. Se analizó que una vez alcanzado los 10 m de altura, la plataforma tuvo una desviación máxima de 1.9 m. Por esta razón, se concluye que la plataforma puede completar una misión simple con carácter fotogramétrico de forma adecuada al mantenerse en el rango de ± 3 m. Respecto a la altura deseada siendo diferente a 10 m, se sugiere que se debe a la necesidad de hacer *pitch* y *roll* por lo que el lazo de control de altura no puede ser estricto.

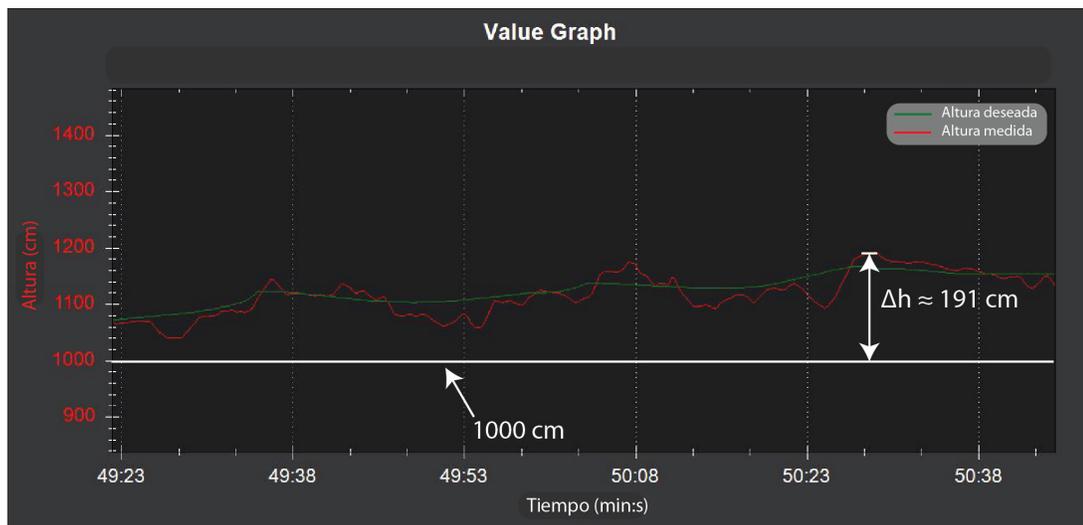


Figura 4.15: Resultado de altura en primera misión de carácter fotogramétrico y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo

4.3.3 Resultados de misión fotogramétrica compleja

Se realizó una prueba con un nivel mayor de complejidad. Esta misión se diseñó para cubrir una distancia de 310 m a una altura de 30 m y a una velocidad de 5 m/s para una cámara Sony Nex-5T con lente de 16 mm.

En la Fig. 4.16 se grafican los datos resultantes de la altura deseada contra la altura real obtenida durante la misión, en la Fig.4.17 se muestra el resultado de telemetría del vuelo realizado. En el apéndice F.9 se puede revisar con mayor detalle la prueba. Esta prueba se realizó con una velocidad de viento máxima de 28.6 km/h, para verificar y evitar los errores obtenidos en la prueba anterior.

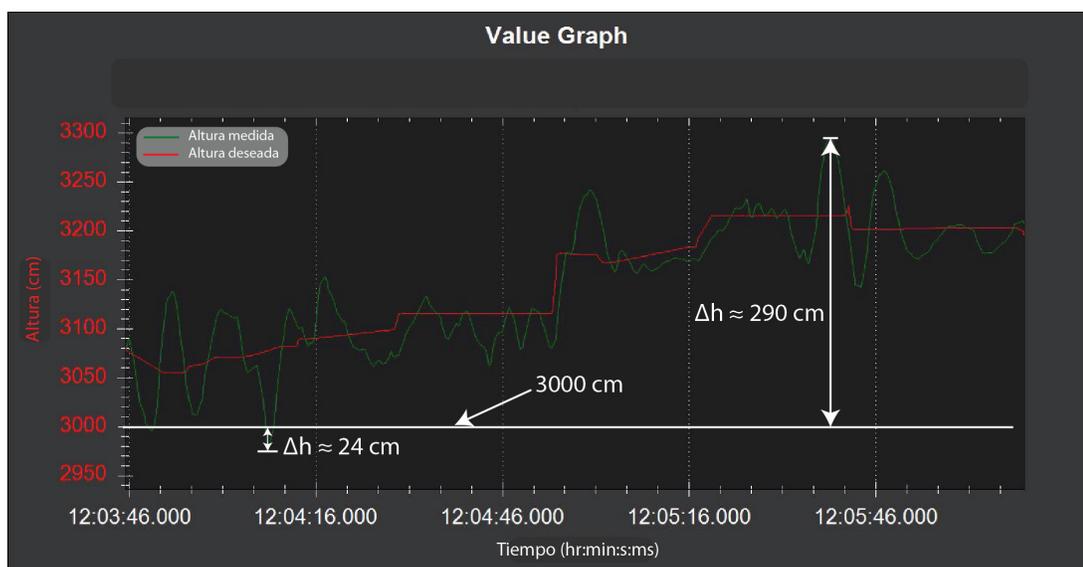


Figura 4.16: Resultado de altura en misión fotogramétrica compleja y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo

Respecto a los resultados obtenidos sobre la medición de altura de la plataforma durante la misión, una vez que esta alcanza el primer punto de trayectoria, se nota una oscilación a lo largo de toda la misión al alcanzar los 30 m de altura; sin embargo, la desviación máxima es de aproximadamente 2.9 m hacia arriba y 0.24 m hacia abajo. A pesar de la desviación superior alta, la plataforma logra mantenerse en el rango aceptable de ± 3 m.

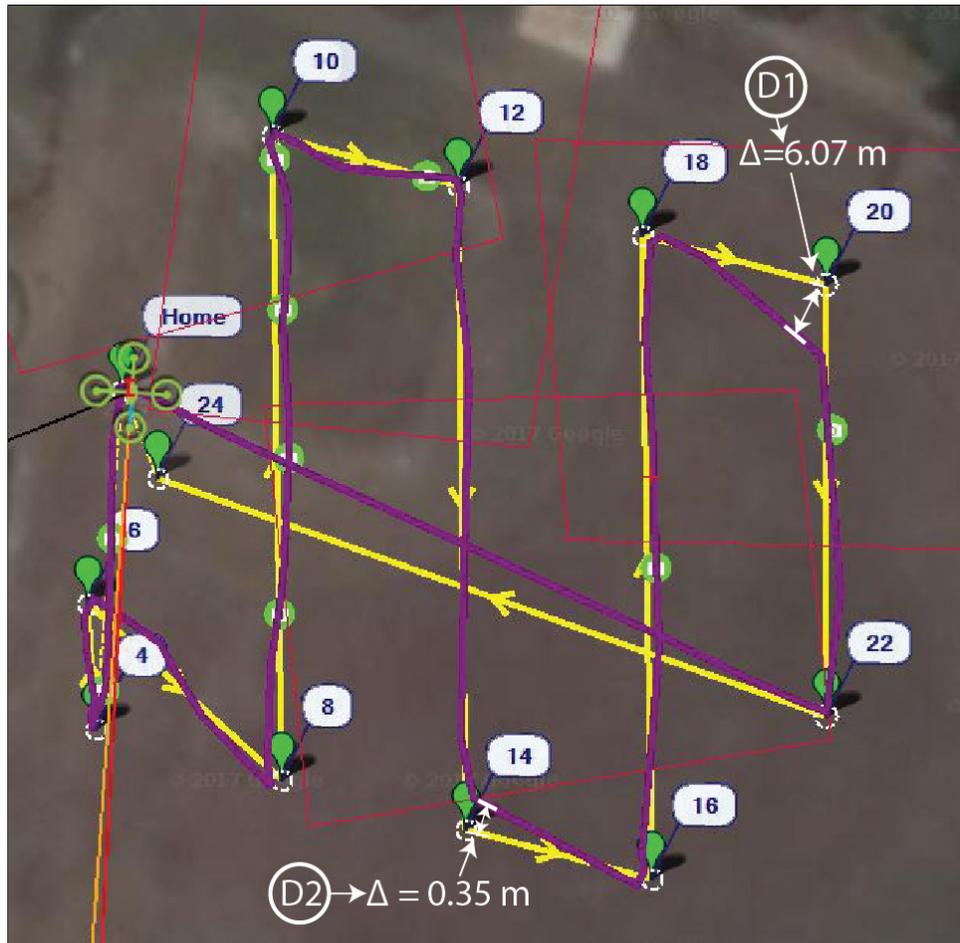


Figura 4.17: Resultado de posición en misión fotogramétrica compleja. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth

Se percibió una mejoría respecto al seguimiento de ruta, un error máximo aproximado de 0.35 m en “D2”. Si bien, a mayor altura, mayor la velocidad del viento, al encontrarse mas alejado del suelo las interferencias magnéticas disminuyen y el GPS se encuentra a una mejor distancia para captar las señales satelitales, esto mejora las mediciones realizadas.

Sin embargo, en “D1” se encontró una desviación de hasta 6.07 m; comparando con las pruebas pasadas, se observó que la mayor desviación siempre ocurrió sobre un punto de trayectoria y, a su vez, la desviación ocurre en una línea como si estuviese omitiendo el punto deliberadamente. Por esta razón se sugirió que los parámetros de la misión han causado problemas con el desempeño del UAV.

4.3.4 Resultados de misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura y número de *strips*

La prueba se planteó con el fin de comprobar la funcionalidad del UAS sobre mayores áreas de cobertura para validar la capacidad de recorrer una serie de *strips*, en este caso de 7 *strips* sobre un recorrido de 450 m. Se configuró una velocidad menor a la de la prueba anterior, pasando de 5 m/s a 3 m/s ya que la velocidad del UAV posee un efecto directo sobre llegar a los puntos de trayectoria de acuerdo con Mission Planner. Además, se configuró que la plataforma no hiciera giros sobre su eje *yaw* durante el seguimiento de la ruta ya que al realizar un levantamiento fotogramétrico se desea que todas las imágenes queden orientadas de la misma manera.

En la Fig.4.18 se muestra el resultado de telemetría del vuelo realizado, y en la Fig. 4.19 se grafican los datos resultantes de la altura deseada contra la altura real obtenida durante la misión.



Figura 4.18: Resultado de posición en misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth

De la figura 4.18 se analizaron los puntos “D1” y “D2” al ser los puntos con mayor desviación en la misión. En cuanto al seguimiento de rectas en los *strips*, se observa la desviación máxima de 1.08 m en “D1”, este resultado es mayor al obtenido en la prueba anterior; sin embargo, esta desviación se encuentra dentro del rango aceptable de ± 2 m. En “D2” hubo una desviación de 10.06 m, casi 10 veces mayor a “D1”, y en una línea recta, lo cual se asemeja al problema existente en las pruebas anteriores alrededor de puntos de trayectoria. Se concluye la necesidad de revisar con mayor profundidad los parámetros configurables en una misión automatizada en Mission Planner.

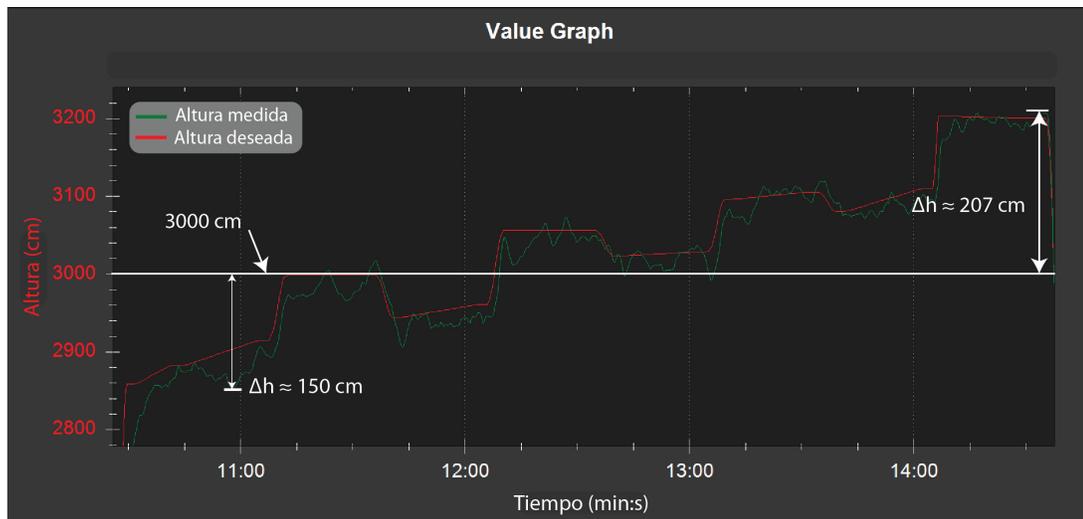


Figura 4.19: Resultado de altura en misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo

Respecto al manejo de altura, en la Fig. 4.19 se ilustran las desviaciones máximas respecto a la altura programa de 30 m una vez que la plataforma alcanza el primer punto de trayectoria. Sobre el nivel deseado, se obtuvo una desviación de 2.07 m y de 1.5 m por debajo del nivel deseado, las cuales se encuentran por debajo del límite aceptable de ± 3 m y resultó menor a la prueba anterior, dándole validez al seguimiento de altura en una misión automatizada.

Segunda prueba de la misión fotogramétrica para la validación de cambios realizados

Con el fin de corregir la problemática sobre el mal alcance de puntos de trayectoria, se encontró en la documentación de Mission Planner acerca de la posibilidad de utilizar tiempos de retardo de mínimo 1 s sobre cada punto de trayectoria para así asegurar que la plataforma complete cada *strip* sin omitir algún punto deliberadamente.

En la Fig.4.20 se muestra el resultado de telemetría del vuelo realizado, y en la Fig. 4.21 se grafican los datos resultantes de la altura deseada contra la altura real obtenida durante la misión.

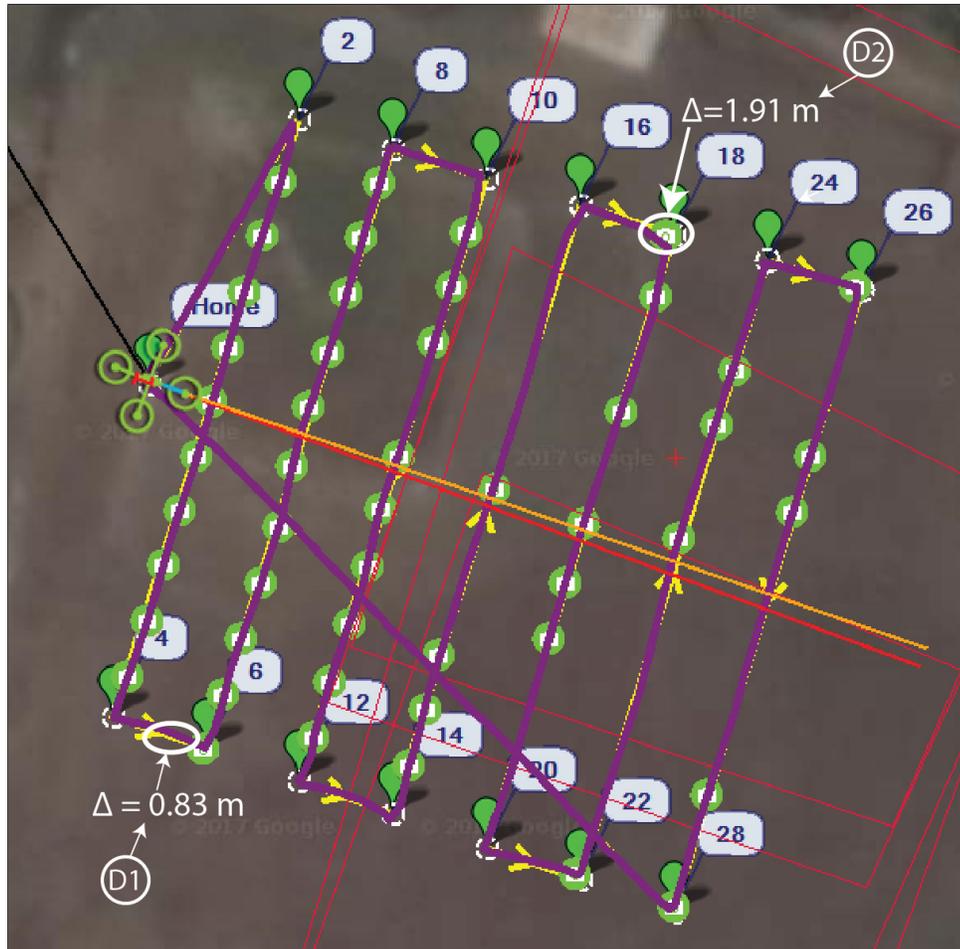


Figura 4.20: Resultado de posición en misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura. Ruta planeada (amarilla) vs ruta resultante (morada). Mediciones obtenidas con Mission Planner sobre mapas de Google Earth

De la Fig. 4.20, se observa el mejoramiento significativo sobre el desempeño de la misión; con una desviación máxima durante el seguimiento de ruta en “D1” de 0.83 m, menor a la prueba anterior, y cabe rescatar que en este segmento corto no se toma imágenes por lo que la desviación no afectaría eventualmente el levantamiento. Respecto al alcance de puntos de trayectoria, en “D2” se observa la mayor desviación de 1.91 m, aproximadamente 5 veces menor a la prueba anterior. Además, esta prueba logró finalmente mantener las desviaciones dentro del rango de lo aceptable de ± 2 m, por lo que se valida el sistema de seguimiento de rutas.

Respecto al seguimiento de altura, la Fig. 4.21 deja en evidencia el manejo aceptable de las desviaciones una vez que se alcanza el primer punto de trayectoria, obteniendo un máximo de 2.23 m por encima de la altura programa de 30 m y 1.4 m por debajo de esta, lo cual se encuentra dentro del rango de tolerancia de ± 3 m. De esta manera se valida la funcionalidad del seguimiento de altura según los comandos del Pixhawk2.1 para misiones automatizadas.

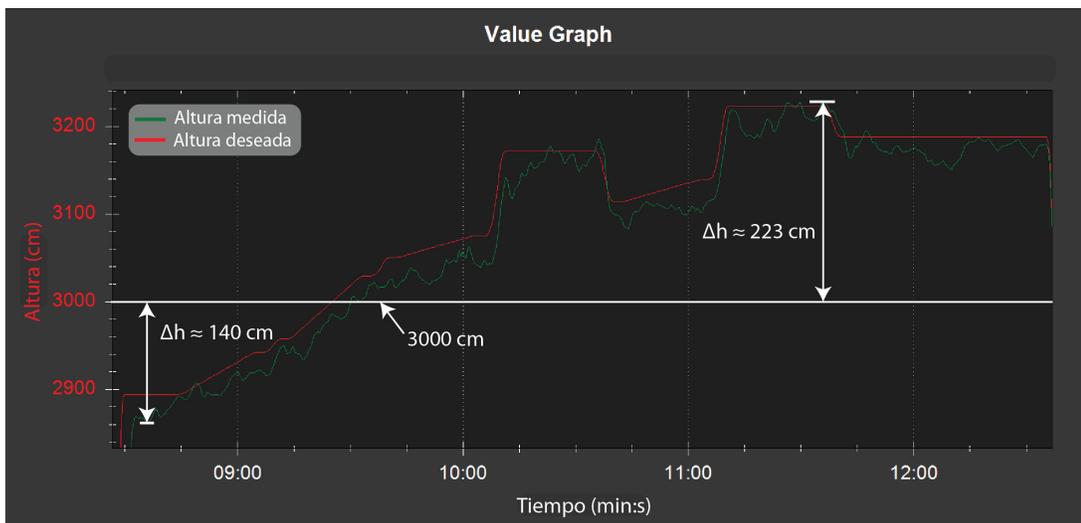


Figura 4.21: Resultado de altura en misión fotogramétrica compleja con mayor área de cobertura y comparación entre altura deseada y altura real, altura vs tiempo de vuelo

Mediante este cambio, se realizó la última prueba de la plataforma UAS. Según los resultados obtenidos y analizados en esta sección y, en conjunto con las pruebas de validación y verificación, las cuales se pueden revisar en el apéndice D y en el apéndice C respectivamente, se demostró el cumplimiento de los requerimientos planteados por los investigadores para este proyecto. Además, la funcionalidad adecuada quedó validada mediante los resultados en este capítulo.

Capítulo 5

Conclusiones

En este trabajo se implementó un sistema UAS el cual cumple con la funcionalidad para aplicaciones de fotogrametría, diseñado a la medida con una plataforma abierta extendible que sea capaz de cargar y realizar vuelos con cargas de aproximadamente un kilogramo, como por ejemplo, una la cámara Sony Nex-5T y su gimbal.

Se diseñó el sistema electromecánico con la capacidad de cargar los componentes necesarios para el control y comunicación del Vehículo Aéreo no Tripulado. Se logró una autonomía de mínimo diez minutos.

Se implementó el Sistema Aéreo no Tripulado mediante el ensamble y calibración adecuada del UAV y conexión con la plataforma Mission Planner en la Estación de Control en Tierra. Esta interfaz resultó flexible y potente mediante la gama de comandos que posee para ser ejecutados en una misión de forma autónoma.

Además, se logró validar la desviación máxima en cuanto a retención de altura deseada con una desviación máxima de 2.23 metros sobre la tolerancia de ± 3 metros. Respecto a la tolerancia sobre el seguimiento de ruta, la desviación máxima final logró estar dentro de los límites requeridos de ± 2 metros, al poseer un desvío máximo de 1.91 m.

Se logró validar el diseño de la plataforma UAS mediante el cumplimiento de tareas asignadas, desde pruebas de laboratorio que validaran los diversos componentes individualmente o en subconjuntos, pruebas de control manual con asistencia del sistema de control del autopiloto, hasta pruebas de misiones complejas con cualidades de misiones fotogramétricas.

El autopiloto Pixhawk2.1 del sistema UAS, contribuyó en una implementación efectiva del sistema de control para la plataforma. Mediante una serie de lazos de control tipo PID diseñados para hexacopteros, autopiloto controla todos los sensores y los motores sin necesidad de intervención humana. Este autopiloto permite lograr un gran rendimiento en los vuelos del UAV y en las misiones automatizadas al combinarse con el módulo GPS Here GNSS, el cual pertenece a los mismos fabricantes del Pixhawk2.1.

De la implementación del sistema UAS se determinaron las siguientes características:

- Costo en partes y materiales de aproximadamente \$1220 como se detalla en el apéndice E, qué resulta en un costo de hasta tres veces menos comparado con una plataforma comercial con características similares.
- El sistema UAS se logró implementar con componentes de *hardware* y *software* “*open source*”.
- Capacidad de aterrizaje y despegue automático, amortiguado y seguro.
- Tiempo de vuelo aproximado de 11.2 minutos.
- Capacidad de carga de cámara Sony Nex-5T junto a su gimbal y la habilidad de obturar remota y automáticamente la cámara para toma de fotografías.
- Control manual mediante el uso de hasta 8 canales diferentes.
- Comunicación remota con una estación en tierra para el monitoreo de estado y parámetros tales como el tiempo de vuelo, velocidad de la plataforma, altura en la que se encuentra, conteo de satélites cercanos y calidad de triangulación.
- Transmisión de video “en vivo” con estación en tierra.
- Desviación máxima de 1.91 m en el plano paralelo a la superficie terrestre, en cuanto a seguimiento de rutas.
- Precisión en cuanto a la retención de altura vuelo programada de la plataforma con desviación máxima de 2.23 m.
- La precisión del cumplimiento de las misiones automáticas depende principalmente del módulo GPS y las señales que reciba de los satélites por lo que el clima es una variable que se debe considerar a la hora de planificar un vuelo.
- Las vibraciones en la plataforma alcanzan hasta un 7.5% del límite de 100 m/s^2 de los sensores dado por el fabricante.
- Alta libertad de configuración de vuelo del sistema UAV. Capacidad de modificación de aspectos como velocidad de vuelo, formas de vuelo, niveles de asistencia, mecanismos de seguridad, entre otros.

5.1 Recomendaciones

A continuación se describen algunas recomendaciones que se consideran apropiadas para mejorar el rendimiento y efectividad en trabajos a futuro con el sistema UAS.

Para aumentar la autonomía del vehículo UAV y así lograr misiones con mayor duración, se puede sustituir la batería por una batería Multistar de cuatro celdas y de 12000 mAh para mayor carga de energía o dos baterías de 5000 mAh en paralelo ya que disminuye ligeramente el peso total (aproximadamente 100 gramos).

Para lograr un mayor desempeño en cuanto a la precisión del seguimiento de rutas, se puede adquirir un sistema RTK tanto el sistema abordo de la plataforma como la antena en tierra, para obtener una referencia en tierra de las mediciones de localización y así lograr una precisión a nivel de centímetros.

Cambiar el control remoto por uno de mejores prestaciones, tales como los modelos Taranis 9xd o Spektrum. Esto permitirá un manejo manual de la plataforma mucho más sensible, cómodo y con mayor tiempo de carga.

Agregar un tren de aterrizaje plegable mediante servo motores ayudaría a reducir la fuerza de arrastre que el viento ejerce sobre el vehículo en el aire, permitiendo una mejor estabilidad.

Respecto a recomendaciones de uso es importante siempre mantener el control manual a mano para intervenir en caso de alguna eventualidad que ponga en peligro la plataforma o en especial la vida de una persona.

Es importante estar al tanto de las actualizaciones sugeridas por Mission Planner para el *firmware* del hexacóptero, este es fácil de mejorar y no es necesario realizar calibraciones de vuelo de nuevo.

Bibliografía

- [1] T. Luhmann, S. Robson, S. Kyle, and I. Harley, *Close range photogrammetry*. Wiley, 2007.
- [2] P. R. Wolf and B. A. Dewitt, *Elements of Photogrammetry: with applications in GIS*. McGraw Hill Professional, 2014, vol. 4.
- [3] H. Eisenbeiß, “Uav photogrammetry,” Ph.D. dissertation, Eth Zurich, 2009.
- [4] GEODRONEX, “Fotogrametría con dron de zonas de extensión media,” <http://www.geodronex.com/fotogrametria-uav.html>, 2015.
- [5] R. Leonardo, “Implementación de un sistema de control de vuelo automático para un vehículo aéreo no tripulado (uav),” Licentiate Thesis, Instituto Tecnológico de Costa Rica, Cartago, Costa Rica, 2015.
- [6] A. Sergio, “Diseño de un sistema de adquisición de datos para un vehículo aéreo no tripulado (uav),” Licentiate Thesis, Instituto Tecnológico de Costa Rica, Cartago, Costa Rica, 2015.
- [7] B. Leonardo, “Metodología para la generación de mapas tridimensionales a partir de fotogrametría con vehículo aéreo no tripulado,” Licentiate Thesis, Instituto Tecnológico de Costa Rica, Cartago, Costa Rica, 2016.
- [8] S. Siebert and J. Teizer, “Mobile 3d mapping for surveying earthwork projects using an unmanned aerial vehicle (uav) system,” *Automation in Construction*, vol. 41, pp. 1–14, 2014.
- [9] X. Li and L. Yang, “Design and implementation of uav intelligent aerial photography system,” in *Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics (IHMSC), 2012 4th International Conference on*, vol. 2. IEEE, 2012, pp. 200–203.
- [10] A. U. Systems. (2017). [Online]. Available: <https://alphaunmannedsystems.com/>
- [11] C. Aerials. (2017). [Online]. Available: <https://cineaerials.com/my-product/quadcopter-ux-spyro/>
- [12] UASUSA. (2017). [Online]. Available: <http://www.uasusa.com/>

- [13] A. D. Ltd. (2017). [Online]. Available: <http://rc-zeppelin.com/aerial-photography-systems.html>
- [14] D. Vigouroux, “Implementación de unidad de mediciones inerciales (imu) para robótica utilizando filtro de kalman,” *Universidad Simón Bolívar*, 2010.
- [15] V. Technologies. (2017). [Online]. Available: <https://www.vectornav.com/products/vn-100>
- [16] N. Yazdi, F. Ayazi, and K. Najafi, “Micromachined inertial sensors,” *Proceedings of the IEEE*, vol. 86, no. 8, pp. 1640–1659, 1998.
- [17] G. FERRER, “Integración kalman de sensores inerciales ins con gps en un uav,” *RSLab TSC UPC*, 2009.
- [18] A. Sagahyroon, M. Jarah, and A.-A. Hadi, “Design and implementation of a low cost uav controller,” in *Industrial Technology, 2004. IEEE ICIT'04. 2004 IEEE International Conference on*, vol. 3. IEEE, 2004, pp. 1394–1397.
- [19] F. Rodríguez Escobar, “Posicionamiento diferencial gps y transformaciones de coordenadas para el proyecto pumagua en c.u.” Bachelor Thesis, Universidad Nacional Autónoma de Mexico, Ciudad de México, México, 2012.
- [20] D. E. Bolanakis, “Mems barometers in a wireless sensor network for position location applications,” in *Applications of Commercial Sensors (VCACS), 2016 IEEE Virtual Conference on*. IEEE, 2016, pp. 1–8.
- [21] H. T. Q. Chi, D.-H. Park, and D.-C. Lee, “An advanced fast charging strategy for lithium polymer batteries,” in *Future Energy Electronics Conference (IFEEEC), 2015 IEEE 2nd International*. IEEE, 2015, pp. 1–6.
- [22] A. M. Harrington and C. Kroninger, “Characterization of small dc brushed and brushless motors,” ARMY RESEARCH LAB ABERDEEN PROVING GROUND MD VEHICLE TECHNOLOGY DIRECTORATE, Tech. Rep., 2013.
- [23] D. Muzar and E. Lanteigne, “Experimental characterization of brushless dc motors and propellers for flight application,” 2016.
- [24] V. N. Stephan, “Design and control of a three-axis gimbal,” Internship, Eindhoven, Netherlands, 2016.
- [25] M. Martinez-Vazquez, “Low-cost rhcp array at 5.8 ghz for fpv ground stations,” in *Antennas and Propagation Society International Symposium (APSURSI), 2013 IEEE*, 2013, pp. 2227–2228.
- [26] I. Colomina and P. Molina, “Unmanned aerial systems for photogrammetry and remote sensing: A review,” *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing*, vol. 92, pp. 79–97, 2014.

- [27] S. Panich, “A mobile robot with a inter-integrated circuit system,” in *Control, Automation, Robotics and Vision, 2008. ICARCV 2008. 10th International Conference on*. IEEE, 2008, pp. 2010–2014.
- [28] N. Anand, G. Joseph, S. S. Oommen, and R. Dhanabal, “Design and implementation of a high speed serial peripheral interface,” in *Advances in Electrical Engineering (ICAEE), 2014 International Conference on*. IEEE, 2014, pp. 1–3.
- [29] U. Nanda and S. K. Pattnaik, “Universal asynchronous receiver and transmitter (uart),” in *Advanced Computing and Communication Systems (ICACCS), 2016 3rd International Conference on*, vol. 1. IEEE, 2016, pp. 1–5.
- [30] F. Arias, “Manual de implementación de hardware y software del sistema de aéreo no tripulado (uas) multirotor,” Instituto Tecnológico de Costa Rica, 2017.
- [31] ProfiCNC. (2016) Pixhawk v2 feature overview. [Online]. Available: www.hex.aero/wp-content/uploads/2016/07/DRS_Pixhawk-2-17th-march-2016.pdf
- [32] T. RC. (2013) Tarot 4006/620kv brushless motor hovering test. [Online]. Available: https://www.flyingtech.co.uk/sites/default/files/product_files/TL68P02-Specification.jpg

Apéndice A

Selección de hardware

Para la elaboración del sistema de vuelo no tripulado se necesitan los siguientes componentes electrónicos, piezas mecánicas y componentes electromecánicas:

- Armazón de la plataforma
- Autopiloto
- Módulo GPS
- Receptor de radio control
- Módulo de telemetría
- Bloque de alimentación de autopiloto
- Motores
- Propelas
- ESC (Controladores de velocidad)
- Batería

Armazón de la plataforma

La estructura debe ser capaz de cargar todos los componentes necesarios para el UAV, no solo en términos de peso sino también de espacio. Debe permitir la instalación de seis motores y sus ESC. Además, según los cálculos en el apéndice G.1, la plataforma no debe exceder los 2 kg de peso. Finalmente, debe poseer un tren de aterrizaje para elevar y aterrizar de manera segura la plataforma.

Características generales que se deberán contemplar:

- Bajo peso.
- Gran cantidad de espacio físico.
- Bajo precio.
- Estética apreciable.
- Modularidad para fácil almacenamiento.
- Posesión de tren de aterrizaje.
- Posesión de circuito de distribución de poder integrada.

- Capacidad de carga pesada (Debe cargar mínimo 1708 g de batería, de cámara y gimbal).

En la tabla A.1 se muestran opciones de armazones contemplados en el mercado para el diseño que cumplen con los requisitos planteados anteriormente.

Tabla A.1: Especificaciones de armazones comerciales.

Modelo	Peso (g)	Precio (USD)
DJI S900	1845	1199
Tarot FY680Pro	810	119
Quanum 680UC Pro	1080	150
Hobbyking TF690V2	1258	250

En la tabla A.1 se hace referencia solamente a precio y peso debido a que otras de las características valoradas son cualitativas mas que cuantitativas. Las cuatro propuestas presentadas son las mejores disponibles en el mercado que cumplen los requisitos mencionados anteriormente. De la tabla A.1 se decide que por una relación de precio y peso, el mejor armazón es el Tarot 680 Pro. Como se desea una solución a la medida, este componente cumple justo lo deseado.

Autopiloto y módulo GPS

El autopilot debe ser capaz de utilizar todos los sensores de la plataforma para procesar, mediante un sistema de control, la trayectoria de la plataforma y traducir estos resultados al control adecuado de los motores (por ende debe poder controlar mínimo seis motores). Además debe ser capaz de enlazarse con los diferentes módulos de comunicación para poder controlar el UAV manualmente y para comunicarse con la GCS. Debe también ser capaz de comunicar por medio de I2C, UART o SPI con una computadora tipo Raspberry Pi o bien, incluir un sistema de misión planeable con el fin de poder generar las misiones autónomas.

Este autopiloto debe incluir mínimo los siguientes sensores:

- IMU. Redundancia doble mínimo.
- Barómetro.

El módulo GPS debe incluir sensores para asistir al autopiloto (por ejemplo magnetómetro el cual es sensible a interferencia magnética) y también puede ser un GNSS para redundancia en el método de posicionamiento al poder trabajar varios protocolos (GPS, GLONASS, Galileo, Beidou).

Estos dispositivos se comparan simultáneamente ya que se se encontró que los controladores profesionales vienen en conjunto con un módulo GPS. Esto permite asegurar un

trabajo en equipo excelente entre ambos dispositivos para así lograr el sistema de control del vehículo.

En la tabla A.2 se muestran opciones de autopilotos junto con sus módulos GPS contemplados en el mercado para el diseño y sus características relevantes.

Tabla A.2: Especificaciones de autopilotos comerciales.

Modelo	Sensores	Procesador	Automatización	Precio (USD)
Pixhawk	2x 9DOF IMU, 1x Barómetro	32bit ARM Cortex M4 core 168MHz	Mission Planner	111
Naza A3	3x 9DOF IMU, 3x Barómetros	-	DJI Assistant	899
Naza N3	2x 9DOF IMU, 2x Barómetros	-	DJI Assistant	319
Pixhawk2 & GNSS Here	3x 9DOF IMU 2x Barómetros Mag-netómetro(GPS)	32bit ARM Cortex M4 168MHz	Mission Planner	330
Navio2 & U-Blox M8N GNSS	2x 9DOF IMU, 1x Barómetro	Broadcom BCM2837 64bit 1.2GHz (Raspberry pi3)	LinuxOS & Mission Planner	168 & 35 (Raspberry pi3)

En la tabla A.2 se mencionan los controladores de vuelo que cumplían con los requisitos y que, además, tuvieran un nivel de profesionalismo para aplicaciones industriales, de esta forma se asegura tener un sistema lo bastante confiable para obtener resultados precisos en fotogrametría.

De las opciones presentadas, se eligió el Pixhawk2.1 en conjunto al módulo GPS Here. Este controlador de vuelo presenta un sistema más robusto en cuanto a hardware al poseer triple redundancia en sus sistemas en conjunto con el GPS Here, por el menor de los precios en cuanto a su contraparte similar (el Naza A3). Además, la interfaz de Mission Planner es más abierta que la de DJI e igual de amigable con el usuario, y esto es ideal para los investigadores al permitir inclusive el uso de scripts personalizados para la ejecución durante el vuelo. En [5] se demuestra esta versatilidad y potencial de la herramienta.

Por otro lado, si bien el Navio2 es una gran tentativa al poseer la potencia de procesamiento de una Raspberry Pi 3 la falta de un encapsulamiento robusto, como en el Pixhawk2, que permita asegurar los sensores le disminuye confiabilidad ya que se necesita asegurar versatilidad en cuanto a aplicaciones de fotogrametría.

Receptor de radio control

Es necesario que el receptor de radio control que se utilice sea compatible con el módulo transmisor FrSky DJT. Además de esto, debe ser compatible con el Pixhawk 2.1, para esto, su señal de salida debe ser en formato PPM-Sum, S.Bus, Spektrum DSM, DSM2 y DSM-X Satellite o MULTIPLEX SRXL.

En la tabla A.3 se muestran opciones de receptores de radio control contemplados en el mercado para el diseño y sus características relevantes.

Tabla A.3: Especificaciones de receptores de radio control comerciales.

Modelo	Peso (g)	Canales	Precio (USD)
FrSky D4R-II	5.8	8	23
FrSky X8R	16.6	16	36.8
FrSky D8R-II plus	14.4	8	26

Según la tabla A.3 el mejor receptor a elegir es el FrSky D4R-II esto debido a que, entre los tres mejores receptores encontrados que son compatibles con el Pixhawk2.1 y en especial con el transmisor FrSky DJT, este receptor es el más sencillo de los tres, el más barato y el más liviano.

Aunque se encontró que los otros receptores poseían más funcionalidades (medidor de batería o inclusive acelerómetros o giroscopios) y en cierto nivel los hacía mejores propuestas, para motivos de este proyecto esas funcionalidades no son necesarias y por ende no interesa para la plataforma.

Módulos de telemetría

Los módulos de telemetría varían en su forma, el que se va a utilizar debe tener la capacidad de transmitir por largas distancias, mínimo 1 km. Compatibilidad con el Pixhawk2.1. Además, dado que se desea utilizar una computadora personal como GCS el módulo de tierra debe ser compatible con el sistema operativo Win7, 8 o 10.

Para este caso, el laboratorio de Fotogrametría contaba con un módulo de telemetría de aire y otro de tierra los cuales eran compatibles con el Pixhawk2.1 y con Win7. Para evitar una compra innecesaria, se decidió utilizar estos módulos.

Batería

La batería debe ser capaz de alimentar los seis motores seleccionados, los componentes electrónicos y permitir una autonomía mínima de 10 min, tomando en cuenta que la carga de la batería no debe bajar de 20% para mantener la vida útil de la misma.

Para este caso, debido a que el laboratorio de fotogrametría ya posee varias plataformas, ellos cuentan con tres baterías Multistar de 10 000 mAh 10C de cuatro celdas. Estas baterías funcionan para la plataforma de vuelo presentada y, según los cálculos realizados en el apéndice G.1, sería suficiente para satisfacer los requisitos.

Bloque de alimentación de autopiloto

El bloque de alimentación a utilizar debe ser compatible con el Pixhawk2.1 en cuanto a la tensión de salida hacia el controlador de vuelo (5 V). Además de esto, deben poder resistir mínimo 100 A y 17 V, lo cual se espera como máximo que requerirán los motores a utilizar.

El "POWER Brick Mini" es el módulo que fue seleccionado directamente debido a que además de cumplir estos requisitos planteados anteriormente, el módulo ya viene incluido en el paquete del Pixhawk2.1 lo cual asegura la confiabilidad del bloque de alimentación.

Motores

Los motores deben ser capaz de generar una fuerza de empuje de mínimo 1.56 kg con un consumo máximo de corriente de 16 A, según fue calculado en el apéndice G.1.

Además se recomiendan propelas de 13" aproximadamente según el fabricante del Tarot 680 Pro, por ende es necesario que los motores sean compatibles con propelas de este tamaño ya que este tamaño implica un mayor contacto con el aire y esto genera mayor torque de reacción.

En la tabla A.4 se muestran opciones de motores contemplados en el mercado para el diseño y sus características relevantes, considerando propelas de 13".

Tabla A.4: Especificaciones de motores comerciales.

Modelo	Peso (g)	Corriente máxima (A)	Fuerza de empuje máxima (kg)	Precio (USD)
Multistar 4225	86	22	1.7	30
Sunnysky V3508-20	95	10	1.19	36
Tarot 4006	82	17.5	1.6	25
Sunnysky V3508	107	10	1.19	38

Las opciones en la tabla A.4 son las mejores encontradas en el mercado para la satisfacer los requisitos de este proyecto. De estas opciones se consideró a los Tarot 4006 como la mejor opción. Aparte que es un motor hecho por el mismo fabricante del armazón Tarot 680 Pro, este motor presenta el menor costo, menor peso, y una mayor cantidad de fuerza que los demás excepto por el Multistar; sin embargo, el Multistar consume mayor corriente lo cual no se desea.

Estos motores seleccionados no cumplían el requisito de consumo máximo de 16 A; sin embargo, el cálculo en el apéndice G.1, consideraba un *frame* de 2 kg aproximadamente, mientras que el elegido pesa 0.81 kg por lo que el requerimiento de corriente posiblemente bajaría. Para validar esta afirmación, se realizaron los cálculos en el apéndice G.2 los cuales comprueban la autonomía de mínimo 10 min con estos motores.

Propelas

Las propelas deben tener un diámetro recomendado para los motores Tarot 4006 seleccionados y una inclinación recomendada.

Características generales que se deberán contemplar:

- Bajo peso.
- Amplio diámetro implica generar mas torque.
- Bajo precio.
- Estética apreciable.
- Baja inclinación para un empuje de aire mas con menos turbulencia, por ende más estabilidad.

En la tabla A.5 se muestran opciones de propelas contempladas en el mercado para el diseño y sus características relevantes.

Tabla A.5: Especificaciones de propelas comerciales.

Modelo	Peso (g)	Diámetro (in)	Inclinación (in)	Precio (USD)
Tarot TL2829 1355	14	13	5.5	24
Multirotor Car- bon Fiber T-Style Propeller	13.5	12	4	8
Multirotor Car- bon Fiber Prope- ller	15	13	5.5	11
Tiger Carbon Fi- ber Props	8	13	4.4	40

Con tabla A.5, se decidió utilizar las propelas Tarot TL2829. Un diámetro de 13" es el recomendado por el fabricante de los Tarot 4006 y en conjunto con provenir del mismo fabricante que los motores además de la relación de precio y peso lo termina de convertir en la mejor opción.

ESC

Los ESC deben ser capaces de resistir el máximo de corriente de los motores Tarot 4006 seleccionados, por ende, se deben seleccionar ESC mínimo 30 A. Deben funcionar con tres o cuatro celdas de batería. Además, debe ser compatible con el Pixhawk2.1 para poder controlarlos.

En la tabla C.2 se muestran opciones de ESC contemplados en el mercado para el diseño y sus características relevantes.

Tabla A.6: Especificaciones de ESC comerciales.

Modelo	Peso (g)	Corriente (A)	BEC	Precio (USD)
HobbyKing Blue-Series	28	30	5V/3A	13
Hobbywing X-Rotor	30	40	OPTO	17
Turnigy Plush	29	30	5V/3A	18
Hobbywing Platinum Pro	25	30	No BEC	13
ZTW Spider Series	26	30	OPTO	22

De la tabla C.2, se concluye que el ESC más adecuado es el Platinum Pro 30 A de Hobbywing. La ausencia de BEC lo vuelve mejor para que evite problemas en el riel de servos que posee el Pixhawk2.1 y para evitar sobrecalentamientos adicionales en el ESC. Además la relación de precio y peso lo vuelve la mejor opción.

Obturador infrarrojo de cámara

El disparador debe ser capaz de obturar cámaras con lector de pulsos infrarrojos, como por ejemplo, la Sony Nex-5T. Este disparador debe poder recibir y seguidamente transmitir con un LED infrarrojo, una señal PWM.

Para este componente se seleccionó el sLED Flytron ya que es compatible y popularmente usado con cámaras como la Sony Nex-5t, es fácil de instalar debido a que es un led, y los investigadores tenían posesión de uno.

Sistema FPV

El sistema FPV no requiere de compatibilidad con ningún otro componente ya que es un sistema externo que se ubicará en la plataforma. Para una funcionalidad más óptima sobre la transmisión de video, este sistema debe trabajar a 5.8 GHz, el sistema debe contar con la cámara FPV con mínima resolución de 700 tlv, lo cual indica la cantidad de líneas

horizontales de la imagen (este número se recomienda para tener una imagen clara), un transmisor de video con su antena, y una pantalla receptora de señal para mostrar las imágenes siendo enviadas.

Para este sistema se eligió el All-in-one Black Pearl FPV combo Package de Flysight por motivos de conveniencia sobre el paquete de tipo combo el cual trae todos los componentes necesarios para el sistema FPV, cumple con los requisitos planteados y se encontraba en disposición en el país por lo que se evitaba el proceso de pedido al extranjero.

B.2 Montura para antenas de receptor FrSky D4R-II

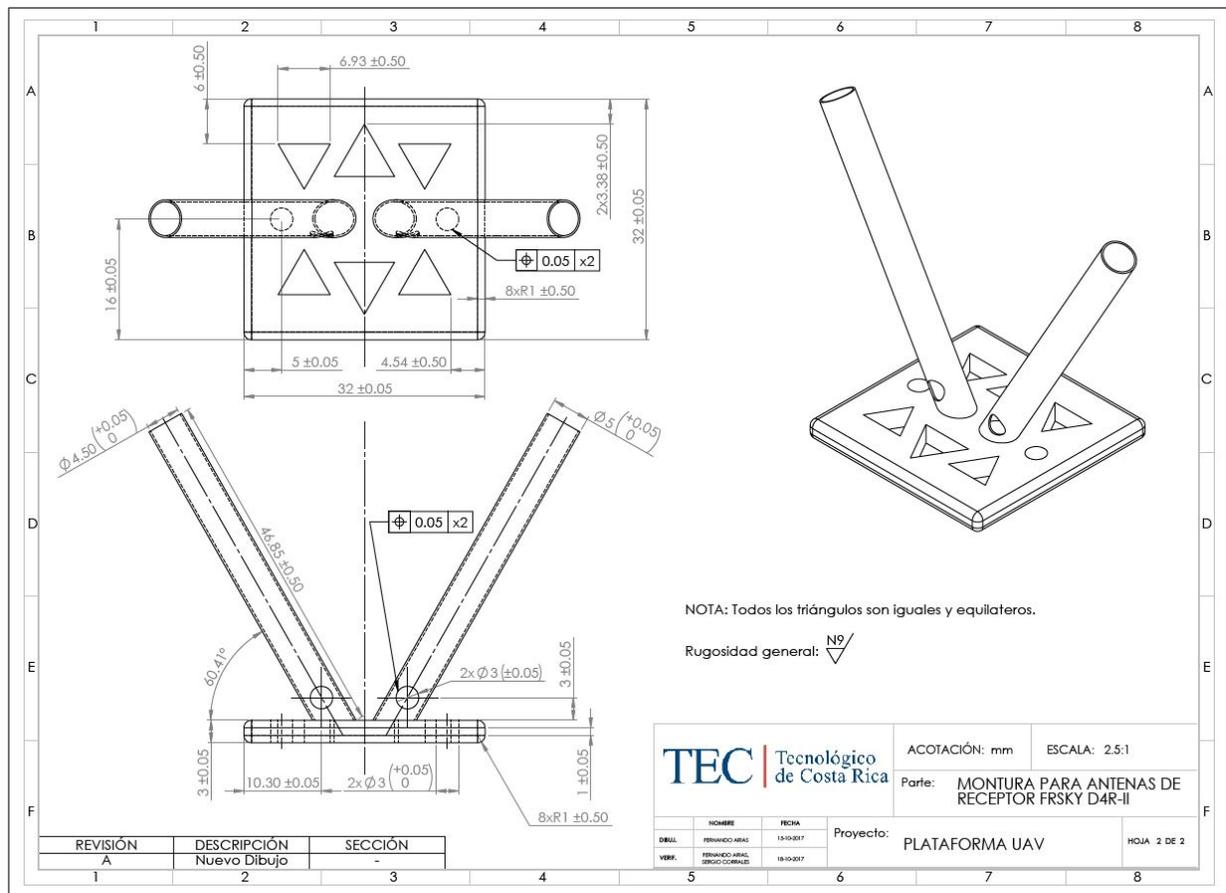


Figura B.2: Planos mecánicos de la montura para las antenas del receptor FrSky D4R-II.

También se puede revisar el documento adjunto al proyecto "Planos_MonturaAntenasReceptor.PDF"

Apéndice C

Verificación de requerimientos

A continuación se listan los requerimientos del proyecto y bajo cada uno se muestra la verificación realizada según el plan propuesto en el capítulo 3 en la tabla 3.1.

Autonomía de mínimo 10 minutos de la plataforma sin contar el gimbal y una cámara

Tabla C.1: Medición de autonomía de vuelo en la plataforma.

Tensión inicial	16.72 V
Tensión final	15.2 V
Porcentaje inicial	97%
Porcentaje final	20%
Tiempo de autonomía	11 min

Capacidad de control manual mediante control remoto

En el apéndice F.2 se observa un video en el que se acciona el comando de *throttle* en el control remoto y los motores responden adecuadamente.

Capacidad de vuelo a altura deseada

En la sección de resultados en el capítulo 4, se detalla una desviación máxima de 2.9 m de altura en diferentes pruebas, tanto de control manual como automático.

Capacidad de seguir rutas de vuelo de manera autónoma

En la sección de resultados en el capítulo 4, se detallan los resultados de telemetría obtenidos para el seguimiento de rutas en misiones automatizadas.

Capacidad de transportar en vuelo una cámara junto al gimbal, cuyo peso total máximo sea de 0.98kg

En el apéndice F.7, se puede observar un video en el que efectivamente la plataforma realiza un vuelo con el gimbal instalado y un objeto para simular una cámara.

Plataforma con dimensiones máximas de 1 m de alto, largo y ancho**Tabla C.2:** Dimensiones finales de la plataforma de vuelo.

Largo	Ancho	Alto
700 mm	700 mm	428 mm

Sistema debe poseer un sistema de paro de emergencia de motores

En el apéndice F.4, se observa el accionamiento del paro de emergencia por medio de la interfaz de Mission Planner.

El costo total de la plataforma no debe superar los \$1500

En el apéndice E, se detalla el desglose de costos del sistema.

La plataforma debe ser capaz de disparar remotamente un LED infrarrojo

En el apéndice F.6, se realiza una demostración del disparador obturando una cámara Sony Nex-5T remotamente.

Apéndice D

Validación de subsistemas

A continuación se listan las especificaciones del proyecto y bajo cada uno se muestra la validación realizada según el plan propuesto en el capítulo 3 en la tabla 3.2 y 3.3.

D.1 Especificaciones mecánicas

Tren de aterrizaje Tarot 680 Pro

En la Fig. D.1, se puede observar el tren de aterrizaje de dos patas, sosteniendo la plataforma efectivamente.



Figura D.1: Plataforma de vuelo implementada.

Brazos cilíndricos Tarot 680 Pro & Montura de motores y ESC Tarot 680 Pro

En la Fig. D.2, se observan ESC y motores sin escobillas instalados sobre algunos de los brazos cilíndricos de la plataforma de vuelo.



Figura D.2: Motor y ESC montados sobre brazo de plataforma.

Placas principales Tarot 680 Pro

En la Fig. D.3, se observa la placa principal del *frame* ya implementada y con las soldaduras realizadas por debajo, se pueden apreciar los cables que conectan con los ESC y esta placa distribuidora.

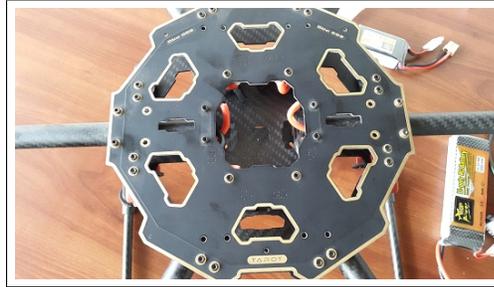


Figura D.3: Placa principal del *frame*.

Riel de montura de batería y gimbal

En la Fig. D.4, se observa el gimbal y la batería montadas en la plataforma.



Figura D.4: Riel de montura con batería y gimbal.

Velcros adhesivos

En la Fig. D.5, se muestra al receptor sujeto a la plataforma mediante un velcro adhesivo.



Figura D.5: Receptor de radio control sujeto con velcro adhesivo implementado.

Fajas con velcro de 20 mm de ancho y 300 mm de largo

En la Fig. D.6, se ilustra el uso de las fajas con velcro para la sujeción de la batería.



Figura D.6: Batería implementada y sujeta con fajas con velcro.

Montura de antenas para receptor FrSky D4R-II

En la Fig. D.7, se muestra la montura de antenas diseñada e implementada en donde se ingresan las antenas del receptor.



Figura D.7: Sostenedor de antena implementado.

Foam adhesivo 3M & Placa puente de acrílico & Montura amortiguadora para controlador de vuelo

En la Fig. D.9 y Fig. D.8, se puede observar el autopiloto Pixhawk2.1 colocado en su montura antivibratoria mediante dos segmentos de Foam blanco adhesivo, y el módulo GPS Here colocado sobre la montura de GPS por medio de un segmento de Foam negro.

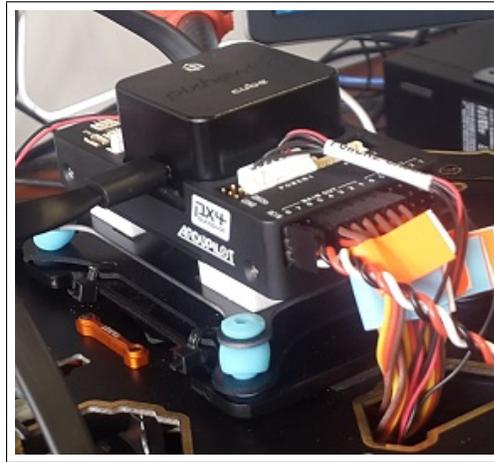


Figura D.8: Placa puente y montura del Pixhawk2.1 implementados.

Montura plegable para módulo GPS

En la Fig. D.9, se muestra la montura de aluminio que sostiene el GPS en una posición elevada respecto a la plataforma de vuelo.



Figura D.9: Montura plegable del módulo GPS implementada.

D.2 Especificaciones eléctricas

Motores Tarot 4006 620KV TL68PO2 & Propelas Tarot 680 Pro TL2829T Series 1355 Carbon Fiber

En el apéndice F.9, se observa el UAV elevándose a una altura deseada de 30 m y efectivamente logrando una desviación máxima de 2.9 m, de acuerdo a los resultados en el capítulo 4.

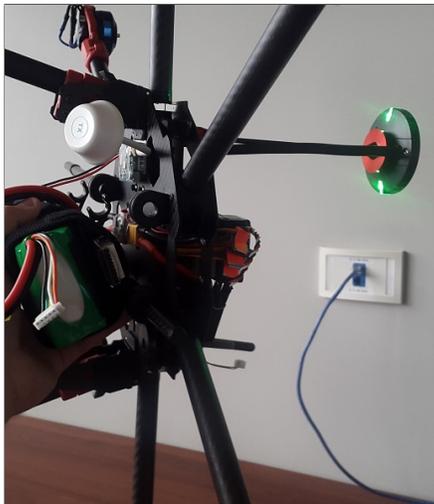
ESC Hobbyking Platinum 30 A Pro

En la sección de resultados en el capítulo 4, se muestra la salida de control tipo PWM que sale del Pixhawk hacia los ESC. En el apéndice F.2 se realiza una demostración del control de los motores al elevar el *throttle* de mínimo a máximo.

Módulo GPS Here GNSS

Tabla D.1: Validación de medición del módulo GPS comparada con la referencia del ITCR.

Coordenada	Medición GPS	Referencia del ITCR	Desviación (%)
Latitud	9.854598	9.854580	0.000183
Longitud	-83.908457	-83.908433	0.000286



(a)



(b)

Figura D.10: Validación de la orientación medida. (a) Foto de la plataforma inclinada cerca de 90 grados. (b) Orientación resultante según sensores por medio de telemetría.

Controlador Pixhawk2.1 "The Cube"

En la sección de resultados en el capítulo 4, se analizan los resultados correspondientes al seguimiento de rutas planeadas.

Led Disparador de cámara sLED flytron

En el apéndice F.6, se muestra un video del disparador siendo accionado y obturando una cámara Sony Nex-5T.

Módulo de telemetría y antena bidireccional de 433MHz

En el apéndice F.3, se realiza una demostración sobre la conexión de la plataforma UAV con la Estación de Control en Tierra mediante la interfaz Mission Planner.

Receptor FrSky D4R-II, 2.4 GHz

En el apéndice F.2 se realiza una demostración del control de los motores al elevar el *throttle* de mínimo a máximo con el control remoto por medio del receptor de Radio Frecuencia.

Batería Li-Po 4S 10000 mAh & Bloque de alimentación de 5 V de Pixhawk2.1: Power Brick Mini & Placas principales Tarot 680 Pro

Al validar los componentes anteriores, estos tres componentes quedan validados ya que efectivamente energizan y distribuyen la corriente en el UAV tanto la sección de potencia como la parte de control.

Ver apéndice F.9 para observar la plataforma realizando una misión compleja automática que, por ende, indica la validez del funcionamiento de la batería y el bloque de alimentación.

Apéndice E

Tabla de costos

Tabla E.1: Tabla de costos del UAS propuesto.

Componente	Costo estimado puesto en CR (\$)
Armazón Tarot 680 Pro	189
6xPlatinum 30A Pro ESC, 6xTarot 4006/620KV Motors	343
6xPropelas Tarot 680 Pro TL2829 Series1355	155
Pixhawk2.1 kit & GPS Here GNSS	455
Receptor FrSky D4R-II	32
Montura plegable GPS	12
Montura antivibratoria Pixhawk	13
Piezas fabricadas (Puente para Pix- hawk, sostenedor de antenas del re- ceptor)	3
Misceláneos (cables de extensión, adhesivos, amarres)	18
Total	1220

Apéndice F

Videos de pruebas

En el siguiente enlace se pueden observar los videos utilizados para las pruebas de validación y verificación, así como también, referidos en los resultados. En la carpeta de "Videos de pruebas" en el link: <https://www.dropbox.com/sh/2loxihrykepmc1/AACXJ-BGNzUYTbkcRyIbiBa2a?dl=0> se encuentran los videos que se mencionan a continuación.

F.1 Verificación de levantamiento de gimbal

Video: Verificacion_Levantamiento_Gimbal.mp4

F.2 Validación de motores y ESC

Video: Validacion_Motores_ESC.mp4

F.3 Validación de comunicación de telemetría

Video: Validacion_Telemetria.mp4

F.4 Verificación de funcionamiento de paro de emergencia

Video: Verificacion_Paro_Emergencia.mp4

F.5 Validación de funcionamiento de sensores

Video: Validacion_Sensores.mp4

F.6 Validación de funcionamiento de disparador de la cámara

Video: Validacion_Disparador_Camara.mp4

F.7 Prueba de levantamiento de gimbal y sustituto de cámara

Video: PruebaLevanteGimbal.MTS

F.8 Prueba de misión fotogramétrica simple

Video: PruebaMisionSimple.avi

F.9 Prueba de misión fotogramétrica compleja

Video: PruebaMisionCompleja.avi

Apéndice G

Memoria de cálculos

G.1 Referencia de peso máximo de *frame* y corriente máxima de motores

Para seleccionar el *frame* correcto, es necesario tener en cuenta que la meta del diseño electromecánico debe poseer una autonomía de mínimo 10 min.

Se conoce que la batería a utilizar tiene capacidad de $Cp = 10Ah$ y permite un flujo de corriente constante de hasta $C = 100A$. Además, la carga que debe aguantar la plataforma es de $Pc = 1708g$ entre el gimbal, cámara y batería, y luego se debe sumar el peso de la misma plataforma y sus componentes electrónicos.

Se supondrá un peso del *frame* de máximo $Pf = 2kg$, esta primera referencia está basada en *frames* utilizados para cargas similares. Y se considerará un peso de componentes de máximo $Pe = 1kg$ para verificar si será posible conseguir una combinación de motores y *frame* que logren la autonomía de mínimo 10 min.

Se tiene una carga total:

$$Pc + Pf + Pe = Pt = 4708g$$

Autonomía de 10 min a horas:

$$10min \times \frac{1hr}{60min} = 0.1667hr = Au$$

El tiempo de vuelo de un UAV de acuerdo a su batería, considerando que no debe descargarse mas de 80% según el fabricante, es de:

$$\frac{Capacidad \times 0.80}{Consumo} = Autonomia$$

Se desea despeje de consumo máximo:

$$\frac{Capacidad \times 0.80}{Autonomia} = Consumo$$

Esto implica:

$$\frac{Cp \times 0.80}{Au} = CM$$

Sustituyendo variables:

$$\frac{10Ah \times 0.80}{0.1667hr} = 47.990A$$

Hay que considerar que dicha corriente máxima CM se divide luego entre los 6 motores para suponer el caso en que cada motor consume lo mismo en vuelo sostenido:

$$\frac{CM}{6} = \frac{47.990}{6} = 7.998A = Cm$$

Se eligió un factor de seguridad de 2 para la fuerza de empuje mínima de cada motor. De tal manera que se tenga un buen rango adicional de fuerza para los movimientos mas bruscos de la plataforma y carga adicional no contemplada por accesorios misceláneos.

Se divide el empuje mínimo total necesario Pt entre los 6 motores y se aplica el factor de seguridad:

$$\frac{Pt \times 2}{6} = \frac{4708 \times 2}{6} = \frac{784.667}{6} = 1569.333g = Em$$

Como se desea un consumo máximo de corriente por motor de 7.998 A para una carga de 784.667 g, se supondrá un comportamiento lineal en la relación de fuerza vs consumo de corriente de los motores para aproximar el consumo máximo de corriente permitido para generar el empuje máximo de 1569.333 g.

$$\frac{CM \times Em}{\frac{Pt}{6}} = \frac{7.998 \times 1569.333}{784.667} = \frac{12551.525}{784.667} = 15.996A = CEm$$

G.2 Verificación de autonomía de 10 min para componentes seleccionados

Según las pruebas de vuelo sostenido de los motores Tarot 4006/620KV, realizadas por los fabricantes [32], el empuje máximo por motor es de 1.58 kg con consumo de 17.5 A.

El peso total aproximado de la plataforma entre la carga de la cámara y gimbal, la batería, el *frame* Tarot 680 Pro y los motores, y considerando un adicional factor de seguridad de 1.6 para aproximar la carga de componentes electrónicos y otros misceláneos seleccionados, es de 3.8 kg aproximadamente.

Considerando que la carga de la plataforma por motor sería:

$$\frac{3.8}{6} = 0.633kg$$

Se supone un comportamiento lineal para la aproximación del consumo de corriente de cada motor Tarot 4006 considerando la carga por motor de 0.633 kg de la plataforma.

$$\frac{0.633 \times 17.5}{1.58} = 7A$$

En donde el consumo aproximado del sistema de propulsión sería de:

$$7 \times 6 = 42A$$

Tomando la capacidad de la batería de 10 Ah y la recomendación de no consumir más del 80% de la carga, se calcula el tiempo aproximado de vuelo, despreciando el consumo de corriente de los componentes electrónicos:

$$\frac{10 \times 0.8}{42} = 0.19hr$$

En minutos:

$$\frac{0.19hr \times 60min}{1hr} = 11.43min$$

De esta manera se comprueba la validez del diseño electromecánico para lograr la autonomía de mínimo 10 minutos, permitiendo 1.43 min de tiempo de vuelo útiles para el consumo de energía de los componentes electrónicos.