

Instituto Tecnológico de Costa Rica

Escuela de Ingeniería Electrónica



**Desarrollo de plataforma UAS de ala fija para
aplicaciones de Fotogrametría**

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

Edgar Mario Gutiérrez Leiva

Cartago, Costa Rica

4 de diciembre de 2017

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE COSTA RICA

ESCUELA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA

PROYECTO DE GRADUACIÓN

ACTA DE APROBACIÓN

**Defensa de Proyecto de Graduación
Requisito para optar por el título de Ingeniero en Electrónica
Grado Académico de Licenciatura
Instituto Tecnológico de Costa Rica**

El Tribunal Evaluador aprueba la defensa del proyecto de graduación denominado Desarrollo de plataforma UAS de ala fija para aplicaciones de fotogrametría, realizado por el señor Edgar Mario Gutiérrez Leiva y, hace constar que cumple con las normas establecidas por la Escuela de Ingeniería Electrónica del Instituto Tecnológico de Costa Rica.

Miembros del Tribunal Evaluador




Dr.-Ing. Renato Rimolo Donadio

Profesor lector



Ing. Ricardo Montero Ruiz

Profesor lector



Ing. Sergio Arriola Valverde

Profesor asesor

Cartago, 1 de diciembre de 2017

Declaratoria de autenticidad

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 realizado y por el contenido del correspondiente informe final.



Edgar Mario Gutiérrez Leiva
Cartago, 21 de noviembre de 2017
Cédula: 6-0418-0516

Resumen

Los métodos convencionales para la estimación de la erosión de los terrenos, comprometen la confiabilidad de los resultados debido a la complejidad de la instalación de instrumentos de medición. Particularmente Costa Rica se ve afectada por este fenómeno.

La Escuela de Ingeniería Electrónica del Instituto Tecnológico de Costa Rica, ha estado buscando alternativas para la cuantificación de la erosión en los suelos. Una de estas es haciendo uso de sistemas aéreos no tripulados (UAS) a través de la técnica de fotogrametría aérea, mostrando mejores resultados y presentando una mayor precisión sin necesidad de alterar la zona de estudio.

Para el caso de aplicaciones de fotogrametría a gran escala, el uso de plataformas del tipo multirrotor presenta un alto consumo de recursos y tiempo. Los sistemas de ala fija a causa de su bajo consumo energético y su capacidad de alcanzar altas velocidades, representan una gran alternativa para estudio de terrenos en comparación con los multirrotores.

El presente trabajo muestra el proceso de diseño y desarrollo de una plataforma UAS del tipo ala fija para aplicaciones de fotogrametría. Dicho sistema deberá ser capaz de realizar misiones de vuelo de manera autónoma y recolectar la información necesaria para el análisis de suelos.

Palabras clave: Ala fija, fotogrametría, piloto automático, sistemas aéreos no tripulados (UAS).

Abstract

The conventional methods for estimating soil erosion, compromise result's reliability due to the complex installation of measuring instruments. Particularly Costa Rica is affected by this phenomenon.

The Electronics Engineering School of the Instituto Tecnológico de Costa Rica, has been researching alternatives for soil erosion quantification. One of these is by using unmanned aerial systems (UAS) through the aerial photogrammetry technique, showing great results and presenting a greater precision without altering the study area.

In the case of large-scale photogrammetry applications, the use of multi-rotor platforms presents a high consumption of resources and time. The fixed-wing systems due to their low energy consumption and their ability to reach higher speeds, represents a great alternative compared with multi-rotor systems.

The present work shows the process of design and development of a fixed-wing type UAS platform for photogrammetry applications. This system must be able to carry out flight missions autonomously and collect the necessary information for soil analysis.

Palabras clave: Fixed-wing, photogrammetry, autopilot, unmanned aerial systems (UAS).

Agradecimientos

Agradezco al Dr.-Ing Renato Rímolo Donadío, por permitirme ser parte de este proyecto y la confianza brindada en mi persona, al igual que al Ing. Sergio Arriola Valverde, por su ayuda y sus consejos brindados durante la ejecución del proyecto.

A mi mamá, a mi papá, a mi hermana y mi hermano por contar con su total apoyo en todo momento durante mi formación universitaria.

A Luis Alberto Chavarria por su tiempo, amistad, apoyo, consejos y completa disposición durante la realización del proyecto.

A mis amigos que tuve en el instituto tecnológico de Costa Rica. Israel Ovares, José Daniel Netzer, Francisco Chacón, Laura Quesada, Arnoldo Romero, Pablo Osorio, Daniel Leon, Mariel Rojas, Oscar Soto, Daniel Zamora por su amistad, ayuda y apoyo durante este proyecto y toda mi carrera universitaria.

ÍNDICE GENERAL

1. Introducción	1
1.1. Objetivos y estructura del documento	3
2. Marco teórico	4
2.1. Fotogrametría	4
2.2. Sistemas UAS	5
2.2.1. Controlador de vuelo	7
2.2.2. IMU (<i>Inertial Measurement Unit</i>)	8
2.2.3. Ángulos de Euler	9
2.2.4. DCM(<i>Direct Cosine Matrix</i>)	10
2.2.5. GPS (<i>Global Positioning System</i>)	10
2.2.6. Enlace de datos	13
2.2.7. Protocolo <i>ZigBee</i>	14
2.2.8. Motores DC sin Escobillas(<i>Brushless</i>)	14
2.2.9. ESC(<i>Electronic Speed controller</i>)	15
2.2.10. Hélices	16
2.2.11. Servomotores	16
2.2.12. Baterías de Polímero de Litio	17
3. Diseño e implementación de un sistema UAS de ala fija	20
3.1. Análisis y selección de la solución	21
3.1.1. Solución I: Plataforma UAS comercial para fotogrametría	21

3.1.2.	Solución II: Plataformas UAS para fotogrametría basado en open hardware y open source	21
3.1.3.	Solución III: Plataformas UAS para fotogrametría full-custom	22
3.1.4.	Comparación y selección de la solución	22
3.2.	Desarrollo del concepto de diseño	23
3.3.	Descripción de los módulos	24
3.3.1.	Controlador de vuelo	24
3.3.2.	Unidad de Medición Inercial	26
3.3.3.	Módulo GPS	27
3.3.4.	Módulo de enlace por radiofrecuencia	28
3.3.5.	Módulo de Telemetría	29
3.3.6.	Sistema de propulsión	31
3.3.7.	Sistema de alimentación	32
3.4.	Implementación del sistema UAS de ala fija.	33
4.	Validación y análisis de resultados	35
4.1.	Resultados para el módulo IMU	35
4.2.	Resultados para el módulo GPS	40
4.3.	Resultados para el módulo enlace por radiofrecuencia	44
4.4.	Resultados para el módulo de telemetría	47
4.5.	Resultados para el módulo sistema de propulsión	50
4.6.	Resultados del sistema UAS completo	55
4.6.1.	Cambio del controlador de vuelo	55
4.6.2.	Pruebas de vuelo autónomo	56
4.6.3.	Resultados primer vuelo	57

4.6.4. Resultados segundo vuelo	59
4.7. Resultados para la generación de modelos tridimensionales	60
5. Conclusiones	66
6. Recomendaciones	67
7. Bibliografía	68
Apéndices	71
A.1 Diagrama de interconexión del sistema UAS con el Apogee flight controller . . .	71
A.2 Selección del hardware	73
A.3 Tabla de costos	80
A.4 Diagrama de conexión del sistema UAS con el Pixhawk flight controller . . .	81

ÍNDICE DE FIGURAS

1.1. Parcelas de escorrentía [3].	1
1.2. Técnica de fotogrametría Aérea [7].	2
2.1. Rotación de los ángulos de Euler: $Roll(\phi)$, $Pitch(\theta)$ y $Yaw(\psi)$ [31].	9
2.2. Componentes de una señal PPM [32].	13
2.3. Posicionamiento de un servomotor en función del PWM [44].	17
2.4. Proceso de carga de una batería LiPo [49].	18
3.1. Diseño modular para el sistema UAS de ala fija.	24
3.2. Vista superior del sistema de ala fija.	33
3.3. Vista frontal del sistema de ala fija.	33
3.4. Ubicación de los componentes que conforman el sistema UAS de ala fija.	34
4.1. Rotación de la estructura del sistema con respecto al eje longitudinal.	35
4.2. Gráfica de valores del ángulo $yaw(\psi)$ durante la rotación.	36
4.3. Rotación de la estructura del sistema con respecto al eje vertical.	37
4.4. Gráfica de valores de $Pitch(\theta)$ durante la rotación.	37
4.5. Rotación de la estructura del sistema con respecto al eje lateral	38
4.6. Gráfica de valores de $Roll(\phi)$ durante la rotación.	39
4.7. Indicadores de la interfaz de la GCS para la prueba del GPS.	40
4.8. Ubicación del punto donde se efectuaron las pruebas para el módulo GPS.	41
4.9. Indicador del GPS cuando no hay 3D-FIX.	41
4.10. Indicador del GPS cuando hay 3D-FIX.	42
4.11. Precisión de la posición y señales de satélites recibidas por el módulo GPS.	42
4.12. Ubicación del sistema UAS en la interfaz del GCS.	43

4.13. Señal PPM de 8 canales proveniente del receptor de Radio frecuencia.	44
4.14. Ancho del pulso PWM para los canales de la señal PPM.	45
4.15. Indicadores de la GCS para la prueba de radio.	46
4.16. Cambios en el modo de vuelo del sistema UAS a través del transmisor R/C.	46
4.17. Gráfica de valores del <i>throttle</i> durante la prueba de radio.	47
4.18. Interfaz de la GCS cuando no está funcionando el módulo de telemetría.	48
4.19. Interfaz de la GCS cuando el módulo de telemetría está funcionando.	48
4.20. Mensajes que llegan a la GCS.	49
4.21. Distancia máxima a la cual se puede establecer el enlace de datos entre la CGS y el UAS.	50
4.22. Valor mínimo del ancho del PWM que se envía al motor.	51
4.23. Valor Máximo del ancho del PWM que se envía al motor.	51
4.24. Anchos de los pulsos PWM para los servos cuando se mueven los alerones hacia abajo.	52
4.25. Anchos de los pulsos PWM para los servos cuando se tienen los alerones en su posición neutra.	53
4.26. Anchos de los pulsos PWM para los servos cuando se desplazan los alerones hacia arriba.	54
4.27. Ubicación del lugar donde se realizarán las pruebas de vuelo en el GCS de <i>Mission Planner</i>	57
4.28. Plan de vuelo generado para la primer misión.	57
4.29. Recorrido del sistema UAS durante la primer misión de vuelo.	58
4.30. Plan de vuelo de la segunda misión en el GCS de <i>Mission Planner</i>	59
4.31. Recorrido del sistema UAS durante la segunda misión de vuelo.	60
4.32. Configuración de la cámara Go Pro Hero 4 para la toma de fotografías.	61
4.33. Imágenes en la interfaz de Agisoft Photoscan.	61

4.34. Orientación de las fotografías y nube de puntos en la interfaz de Agisoft.	62
4.35. Vista superior del resultado del modelo 3D.	62
4.36. Vista lateral del resultado del modelo 3D.	63
4.37. Ortomosaico generado a partir del programa Agisoft Photoscan.	63
4.38. Resultado de vista superior del segundo modelo 3D.	64
4.39. Resultado de vista lateral del segundo modelo 3D.	64
4.40. Ortomosaico generado del segundo modelo 3D a partir del programa Agisoft Photoscan.	65
A.1. Esquemático del sistema UAS con el <i>Apogee flight controller</i> [20].	72
A.2. Esquemático del sistema UAS con el <i>Pixhawk flight controller</i> [53].	82

ÍNDICE DE TABLAS

2.1. Clasificación UAS según la OTAN [15].	6
3.1. Requerimientos y restricciones mínimos del sistema UAS.	20
3.2. Requerimientos y restricciones para el controlador de vuelo	25
3.3. Requerimientos y restricciones para el IMU	26
3.4. Requerimientos y restricciones para el GPS	27
3.5. Requerimientos y restricciones para el módulo de enlace por radiofrecuencia .	28
3.6. Requerimientos y restricciones para el módulo de telemetría	30
4.1. Resultados para la validación del ángulo <i>yaw</i> ante diferentes referencias. . . .	36
4.2. Resultados para la validación del <i>Pitch</i> ante diferentes referencias.	38
4.3. Resultados para la verificación del <i>Roll</i> ante diferentes referencias.	39
4.4. Valores de latitud y longitud del módulo GPS.	43
4.5. Distribución de los canales de la señal PPM.	44
4.6. Resultado de los anchos de pulso PWM para el motor.	51
4.7. Resultados para los valores de PWM según el movimiento de los alerones. . .	55
A.1. Especificaciones técnicas para los pilotos automáticos disponibles en el mercado.	74
A.2. Especificaciones técnicas para las unidades de medición inercial.	75
A.3. Especificaciones técnicas de módulos GPS comerciales.	75
A.4. Especificaciones técnicas de módulos de telemetría comerciales.	76
A.5. Especificaciones técnicas de módulos de Radio frecuencia.	77
A.6. Especificaciones técnicas para motores <i>Brushless</i>	77
A.7. Especificaciones técnicas para ESC compatibles con el motor Cheetah 2217/7.	78
A.8. Especificaciones técnicas para hélices recomendadas para el motor Cheetah 2217/7.	78

A.9. Especificaciones técnicas para los servomotores	79
A.10.Especificaciones técnicas para baterías de litio polímero	79
A.11.Costo total de la plataforma UAS.	80

1 Introducción

La agricultura representa una de las principales actividades económicas en Costa Rica, por lo que una disminución en su producción tendría un gran impacto en la economía del país. Uno de los problemas que más afecta la actividad agrícola es la erosión de los suelos. Esta es ocasionada por actividades del ser humano como deforestación y malas prácticas agrícolas [1].

Con base en la problemática de la erosión de los suelos existen ciertas limitaciones en los métodos utilizados para su cuantificación. Estos se basan en trabajos de campo que evidencian dificultades a la hora de realizar las mediciones. Además necesitan la instalación de equipo en el terreno que afecta indirectamente el suelo e involucra procedimientos con cierta complejidad que comprometen la confiabilidad de sus resultados [2].

Uno de los métodos más utilizados en Costa Rica, son las parcelas de escorrentía. Este consiste en el desarrollo de parcelas de superficie conocida y limitada. Utilizan canales recolectores o transversales que se colocan alrededor de esta con el objetivo de recolectar los sedimentos removidos y el agua. En la figura 1.1, se ilustra una parcela de escorrentía [3].

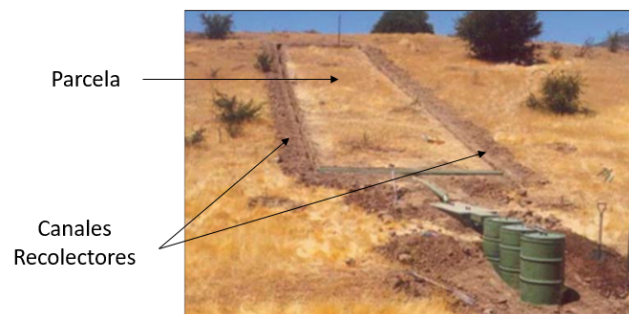


Figura 1.1: Parcelas de escorrentía [3].

El problema con la utilización de estas parcelas, se asocia a la gran cantidad de tiempo y de trabajo de campo necesarios para su implementación. Además como se mencionó anteriormente, se tienen muchas dificultades en el proceso de medición específicamente en la recolección y registro del suelo. Estos factores conllevan a que exista una alta probabilidad de obtener mediciones incorrectas [4].

A causa de las limitaciones que presentan los métodos convencionales, la fotogrametría aérea se perfila como una alternativa para el análisis de los suelos, ya que ofrece una gran precisión a través del levantamiento tridimensional de objetos [5]. La fotogrametría es una técnica que permite obtener las medidas de un objeto a partir de fotografías aéreas o terrestres. La fotogrametría aérea consiste en la toma de fotos de un elemento desde una aeronave [6]. En la figura 1.2 se observa un ejemplo de este método [7].

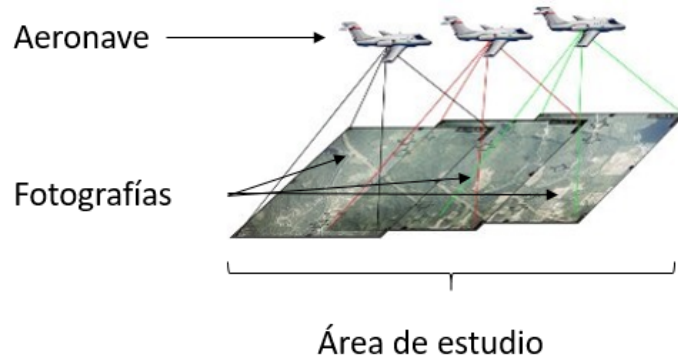


Figura 1.2: Técnica de fotogrametría Aérea [7].

Para la implementación de la técnica de fotogrametría aérea los sistemas UAS (*Unmanned Aerial Systems*), representan una solución sencilla, reusable y de alta confiabilidad.

Actualmente en la Escuela de Ingeniería Electrónica del Instituto Tecnológico de Costa Rica, se desarrolla un proyecto de investigación donde se usan sistemas UAS para aplicaciones de fotogrametría con el fin de la cuantificar el proceso de la erosión.

En este proyecto se cuenta con plataformas UAS del tipo multirrotor, debido a que representan una gran alternativa por sus características de vuelo como lo son su maniobrabilidad y agilidad. El problema con el uso de estas plataformas, es su alta complejidad mecánica y electrónica, que comprometen la autonomía de vuelo en aspectos como tiempo de vuelo y cobertura de áreas [8]. Como resultado de estas deficiencias su utilización en proyectos de fotogrametría a gran escala implicaría un alto consumo de recursos y tiempo.

A diferencia de las plataformas multirrotor, los sistema de ala fija se caracterizan por contar con una electrónica más simple que reduce el consumo energético. Además por su estructura física asegura una aerodinámica más eficiente, que conlleva alcanzar velocidades más altas. En conjunto estas dos propiedades perfilan a los sistemas de ala fija como una gran alternativa para aplicaciones de proyectos de fotogrametría a gran escala [8].

El desarrollo del presente trabajo final de graduación pretende desarrollar un sistema UAS del tipo ala fija, que pueda utilizarse para aplicaciones de fotogrametría.

Este debe tener la capacidad de realizar misiones de vuelo de manera autónoma, a partir de la integración de diversos sensores y actuadores que le proporcionen la suficiente información para el manejo y control del vuelo. Además, debe recolectar la información necesaria para la generación de modelos de elevación digital con el objetivo de validar su funcionamiento en aplicaciones fotogramétricas.

La plataforma de ala fija procura brindar a la Escuela de Ingeniería Electrónica una herramienta que sirva como alternativa para el análisis de suelos.

1.1. Objetivos y estructura del documento

Este proyecto tiene como objetivo, desarrollar una plataforma UAS del tipo de ala fija que pueda ser utilizada para aplicaciones fotogramétricas. El sistema debe ser capaz vuelos de manera autónoma y tomar fotografías para la conformación de modelos digitales de elevación. Para esto es necesario poder integrar los módulos que conforman el sistema con el piloto automático. Posteriormente la aeronave debe realizar misiones, a partir de planes de vuelo previamente elaborados para el recorrido de una región determinada. Por ultimo se debe validar su funcionalidad en aplicaciones fotogramétricas, a través de la elaboración de modelos de elevación digitales.

La estructura del documento comienza con el capítulo 2, donde se presentan los conceptos y términos necesarios para la comprensión del desarrollo del sistema UAS. En el capítulo 3 se muestran las propuestas de solución y la descripción del concepto de diseño planteado. En el capítulo 4 se mencionan las pruebas efectuadas para la validación de la plataforma, con sus resultados y análisis respectivo. Por ultimo en el capítulo 5, se presentan las conclusiones y recomendaciones para futuros trabajos en la línea de investigación.

2 Marco teórico

En esta sección se detallan los temas más relevantes para el fundamento teórico y comprensión de la realización de este proyecto. Se pretende introducir al lector los términos de fotogrametría y sistemas UAS.

2.1. Fotogrametría

La fotogrametría es una disciplina que construye modelos 3D a partir de imágenes 2D, obteniendo dimensión, posición y forma del objeto fotografiado. Es una técnica de medición indirecta debido a que las mediciones no se realizan sobre el objeto, sino en las imágenes de este [9].

Con respecto a la definición de fotogrametría, la ASPRS (*American Society for Photogrammetry and Remote Sensing*), la define como “el arte, ciencia y tecnología para la obtención de medidas fiables de objetos físicos y su entorno, mediante procesos de registro, medida e interpretación de imágenes fotográficas” [6].

La fotogrametría, se basa en la obtención de fotografías aéreas sucesivas verticales, con un punto común en el plano, y a partir de la restitución de los haces de proyección es posible obtener las coordenadas del punto y de esta manera obtener semejanzas en la geometría de ambas imágenes [9].

El principio de las proyecciones ortogonales en un plano de referencia, en esta disciplina asume que se trabaja con una proyección central perfecta. Esto implica que no exista desviación entre los rayos de luz que atraviesan los lentes de la cámara, que la imagen se encuentra proyectada en un plano perfectamente plano y que la relación matemática que relaciona al objeto con su fotografía sea el principio de colinealidad [10].

A partir de esta ciencia, se fueron desarrollando métodos especializados para los campos de aplicación que se requería. En relación a esta especialización se tienen tres grandes grupos de fotogrametría, dependiendo del tipo de imagen obtenida y la posición espacial de la cámara [10]:

1. **Fotogrametría Aérea:** utiliza fotografías tomadas desde una cámara aerotransportada, manteniendo el eje óptico verticalmente, por lo que su posición en el espacio no esta determinada.
2. **Fotogrametría de objetos cercanos:** es una aplicación para trabajar con casos muy específicos. Esta división involucra una mayor cantidad de técnicas para la toma de fotografías.

Esta técnica ofrece muchas ventajas con respecto a otros sistemas de captura de información como lo son: reducción de costos económicos y del trabajo de campo, el procedimiento de captura de fotografías no perturba el terreno a estudiar, se puede tener registro multitemporal para poder comparar entre fotografías y es una alternativa para el caso de regiones que por condiciones físicas, geográficas o políticas son intransitables [10].

Recientemente se ha adoptado un nuevo concepto llamado fotogrametría UAV. Este describe una plataforma para realizar mediciones fotogramétricas que puede operar de manera remota, semiautónoma o autónomamente; sin un piloto que se encuentre dentro del vehículo. Esta plataforma cuenta con equipo como sistemas de cámaras de vídeo, térmicas o infrarrojas, además de las capacidades que posee el sistema UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), como registro y seguimiento de la posición y orientación en un sistema global de coordenadas. Esta técnica se puede contemplar como una alternativa de bajo costo que introduce nuevas aplicaciones en tiempo real, combinando las técnicas terrestres y aéreas [11].

2.2. *Sistemas UAS*

En principio para poder definir que es un UAS, es necesario introducir el concepto de UAV. Un sistema UAV, se puede definir como un vehículo aéreo motorizado que no lleva a bordo a un operador humano y es controlado de manera remota para realizar misiones de vuelo [12]. No obstante, recientemente este concepto se está migrando al de UAS, debido a que las aeronaves poseen sistemas de control complejos, frecuentemente con la capacidad de realizar misiones autónomas.

Cuando se habla del término UAS se habla de un sistema compuesto por UAV y los elementos necesarios para su operación como: la estación tierra, el sistema de comunicación, entre otros. El sistema funciona a partir del operador en la estación de tierra, el cual dirige la operación del UAS, con base en la información que este sistema le transmite. La diferencia que se tiene entre un UAV y un UAS, es indicar que la robótica no es solo la estructura del avión, sino que es un sistema más complejo que involucra algoritmos de control, equipos de comunicación y la estación terrestre [13].

En relación con la clasificación de los UAS, no existe un criterio universal sino que esta se realiza dependiendo de las características físicas del sistema, por la misión a desempeñar, conducción en operaciones militares, entre otras. Una de las clasificaciones más reconocidas es la que ha adoptado la OTAN (Organización del Tratado del Atlántico Norte), que se basa en el término MTOW (*Maximum Take Off Weight*). En la tabla 2.1 se resume en detalle esta clasificación [14].

Tabla 2.1: Clasificación UAS según la OTAN [15].

Clase (MTOW)	Categoría	Empleo	Altitud de Operación (pies)	Radio de misión (km)
Clase I ≤ 150 kg	MICRO < 2 kg	Táctico (Sección)	Hasta 200	5 (LOS)
	MINI 2-20 kg	Táctico (Compañía)	Hasta 1000	25 (LOS)
	Ligeros > 20 kg	Táctico (Batallón)	Hasta 1200	50 (LOS)
Clase II ≤ 600 kg	TÁCTICO	Táctico (Brigada)	Hasta 10 000	200 (LOS)
	<i>MALE</i> (<i>Medium Altitude Long Endurance</i>)	Operacional	Hasta 45 000	Sin límite (LOS)
Clase III > 600 kg	<i>HALE</i> (<i>High Altitude Long Endurance</i>)	Estratégico	Hasta 65 000	Sin límite (LOS)
	Combate	Estratégico	Hasta 65 000	Sin límite (LOS)

Según la estructura física y el sistema de sustentación de un UAS, se pueden clasificar de la siguiente manera [15]:

- **Ala rotatoria:** se componen por 2 o más rotores. Su principal característica es su capacidad de poder realizar despegues y aterrizajes de manera vertical, además de tener una gran maniobrabilidad y precisión de vuelo. Su principal desventaja es debido a su estructura electrónica que al ser más compleja compromete su autonomía de vuelo.
- **Ala fija:** se caracterizan por presentar una estructura mas simple que asegura una alta eficiencia aerodinámica. Pueden alcanzar velocidades elevadas y poseen mayor autonomía de vuelo que un multirrotor, a causa de un menor consumo energético. Las dificultades con este tipo de plataformas, se presentan en el despegue y aterrizaje, ya que necesitan de una pista o espacio para poder realizar esta maniobra.

Debido a la grandes capacidades que presentan los UAS, existen una gran gama de aplicaciones. Entre las más importantes se pueden destacar [16]:

- **Cartografía:** consiste en levantamientos topográficos, a partir de técnicas fotogramétricas. Estos se han transformado en una herramienta muy útil, debido a su facilidad para recolección de información, el ahorro de tiempo y su reducción en los costos .
- **Vigilancia:** se utilizan mucho en la vigilancia de fronteras con el fin de garantizar la integridad de los límites entre naciones. También se emplean en la patrulla marítima, seguridad ciudadana, entre otros.

- **Inspección de obras:** se usan para el estudio y control de obras. Además de comprobación de infraestructuras cuando se presenta algún fenómeno que afecta la estructura de la obra. Representan una gran alternativa para el caso de peligro o de terrenos inaccesibles.
- **Agricultura:** es de los campos en que presenta más aplicaciones. Se utilizan para poder obtener estudios del terreno con los que se puede: cuantificar la erosión, tener un conteo de plantas, detectar indicadores de calidad de cultivos , la detección de plagas, entre otros.
- **Militares:** se aplican para estrategias militares como lo son: Reconocimiento de campos de batalla, apoyo aéreo cercano, penetración furtiva, entre otros.

2.2.1. Controlador de vuelo

La placa controladora es el sistema responsable de realizar todas las tareas en la aeronave para el control del sistema UAS, se puede decir que es el cerebro de la plataforma.

Sus principales funciones son: controlar el sistema de propulsión y la estabilidad del avión, gestionar la comunicación con la estación de control y ejecutar las instrucciones del piloto [17].

El CPU trabaja con otros módulos para el manejo del vuelo. Este recolecta información a partir de una serie de sensores MEMS (*Micro Electromechanical Systems*) y de receptores de navegación satelital, para estimar la posición y orientación del sistema UAS. Además establece un enlace de comunicacion con la estación de control a través de un módulo de radio frecuencia [18].

El piloto automático, en conjunto con los demás bloques, debe tener la capacidad de [18]:

- Medir y estimar la orientación y la ubicación espacial del sistema.
- Capacidad de generar señales de control a los actuadores durante el vuelo.
- Control y seguimiento de la ruta de vuelo.
- Monitoreo y envío de las condiciones del sistema a través del enlace de comunicación.
- Control de las instrucciones del piloto en tierra.

Existen diversas placas controladoras en el mercado para la implementación en un UAS. Algunas de las opciones son:

- **Pixhawk:** Es una de las plataformas más establecidas de hardware abierto en el mercado. Está basado en la plataforma de *Ardupilot* y manufacturado por *3D robotics*. Sus dimensiones son de $82 \times 50 \times 16$ mm y su peso es de 38g. Posee un microcontrolador ARM Cortex-M4 de 168 MHz [18].
- **Apogee:** Fue diseñado por el ENAC (*Ecole Nationale de l'Aviation Civile*) y esta basado en la plataforma de *hardware* abierta *Paparazzi*. Sus dimensiones son de $53 \times 25 \times 8$ mm y su peso es de 10.4g. Utiliza un procesador STM32F405RGT6 Cortex M4 de 168 MHz [19].
- **FY-41AP:** Es desarrollado por *Feiyu technology*. Es un controlador que incorpora un sistema OSD (On Screen Display) y un módulo GPS para garantizar una gran estabilización de vuelo y ofrecer una gran experiencia de vuelo en primera persona. Sus dimensiones son de $48 \times 37 \times 19$ mm y su peso es de 34g [20].

2.2.2. IMU (*Inertial Measurement Unit*)

La unidad de medición inercial o IMU, es el principal sistema de guía inercial utilizado en el espacio aéreo. Este funciona a partir de la medición del movimiento, detectando aspectos como el tipo, velocidad y dirección, a través de la combinación de sensores como acelerómetros y giroscopios. Además detecta cambios de orientación a partir de la posición inicial que se ven reflejados en los cambios de los ángulos de *pitch*, *roll* y *yaw* [21].

Un concepto más estandarizado de un IMU puede decir que es un dispositivo que utiliza un sistema de medición que incluye acelerómetros y giroscopios para estimar la posición, velocidad y aceleración de un vehículo en movimiento [21].

Los IMU como se ha mencionado depende de ciertos sensores para poder realizar las estimaciones de orientación, posición y velocidad [22]. Los 3 sensores más importantes de esta unidad se detallan a continuación:

- **Acelerómetro:** es un dispositivo que se utiliza para medir aceleraciones, su funcionamiento se basa en un sistema compuesto de masas y resortes. Donde a partir de la ley de Hooke se puede obtener que la fuerza para establecer la posición de equilibrio en un resorte, es proporcional a la fuerza que se necesita para estirarlo [23]. Además de los sistemas masa resorte existen otros métodos implementados en acelerómetros, por ejemplo el uso de sensores piezoeléctricos y diferenciales de capacitancia [22]. Gracias a la tecnologías MEMS (*Micro Electromechanical Systems*) se han podido aplicar estos métodos a dispositivos bastante pequeños y ligeros, con bajo consumo de potencia [24].
- **Giroscopio:** los giroscopios son sensores utilizados para poder obtener la tasa de rotación de un objeto, basándose en la conservación del momento angular. Al igual que en el caso de los acelerómetros, se han desarrollado sensores MEMS que utilizan

el producto de las fuerzas de Coriolis para detectar la rotación angular. El efecto se observa en un sistema de referencia rotatorio, cuando un cuerpo se encuentra en movimiento dentro de este. La aceleración de Coriolis es la fuerza que se aplica al cuerpo para que mantenga su orientación [23]. Además existen giroscopios que utilizan el momentum rotatorio y dispositivos ópticos para medir la rotación de un elemento [22].

- **Magnetómetro:** un magnetómetro tiene un funcionamiento parecido al de una brújula, solo que se utiliza un imán que es adherido a una estructura rotatoria que gira sobre un soporte que tiene sensores diferenciales de capacitancias. El imán se utiliza para determinar el desplazamiento con respecto al norte magnético, y el movimiento que tenga quedará registrado por el cambio de la capacitancia en los sensores. Es importante destacar que los magnetómetros por definición no forman parte del IMU, pero debido a su función demuestran su relevancia en los sistemas de navegación [22].

2.2.3. Ángulos de Euler

Uno de las formas más utilizadas para expresar la orientación de un cuerpo en el espacio, con respecto a un sistema de referencia, es por medio de los ángulos de Euler. Se utilizan 3 ángulos para definir las rotaciones a un sistema de referencia xyz estos ángulos son conocidos como [25]:

- **Roll** (ϕ): Indica la rotación con respecto al eje 'x'.
- **Pitch** (θ): Indica la rotación con respecto al eje 'y'.
- **Yaw** (ψ): Indica la rotación con respecto al eje 'z'.

En la figura 2.1 se puede observar la rotación con respecto a los ejes de cada uno de los ángulos [26].

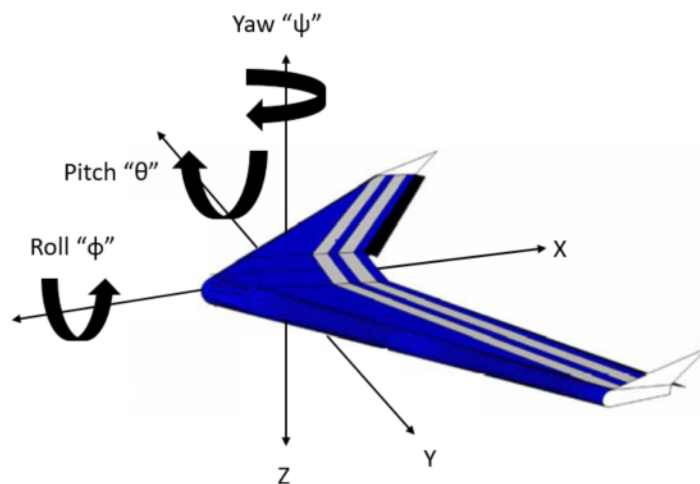


Figura 2.1: Rotación de los ángulos de Euler: $Roll(\phi)$, $Pitch(\theta)$ y $Yaw(\psi)$ [31].

2.2.4. DCM(Direct Cosine Matrix)

La matriz DCM es utilizada para representar las rotaciones de un objeto en un espacio tridimensional [27]. Esta se describe mediante las rotaciones sucesivas de los ángulos de Euler [28]:

- Rotación en ‘x’ correspondiente al ángulo *Roll* (ϕ) se describe mediante la siguiente matriz:

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (1)$$

- Rotación en ‘y’ correspondiente al ángulo *Pitch* (θ) se describe mediante la siguiente matriz:

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

- Rotación en ‘z’ correspondiente al ángulo *Yaw* (ψ) se describe mediante la siguiente matriz:

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Entonces a partir de las rotaciones mencionadas podemos definir la matriz que representa la orientación final del objeto a través de la matriz de coseno directo [28]:

$$M_{DCM} = R_x(\phi) \cdot R_y(\theta) \cdot R_z(\psi) \quad (4)$$

$$M_{DCM} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \sin \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (5)$$

2.2.5. GPS (Global Positioning System)

El Sistema de Posicionamiento Global o mejor conocido como GPS, es un sistema que tiene como objetivo determinar las coordenadas espaciales de un punto con respecto a un sistema de referencia mundial. Los puntos pueden estar en reposo o movimiento [29].

Para poder obtener las coordenadas del sistema, es necesario tener conexión con por lo menos 4 satélites. Las distancias o coordenadas se obtienen de las señales que emiten los satélites, que son provistas por receptores especialmente diseñados para esta tarea [29].

El sistema GPS está compuesto por 3 sectores: los satélites, el sistema de control terrestre y los receptores de usuario [30]. A continuación se muestra más en detalle estos segmentos:

- **Segmento Espacial:** Está compuesto por la constelación de satélites NAVSTAR (*Navigation System with Time And Ranging*), que transmiten señales con información como posición tiempos y estado de los satélites. La constelación está conformada entre 27 a 31 satélites, repartidos en 6 planos orbitales con 4 satélites cada uno. Estos se encuentran a una altura de 20 200 km, y tienen una velocidad angular de 12 horas sidéreas. El objetivo es que por plano orbital hayan 4 satélites visibles [30]. Además de la constelación NAVSTAR, existen las redes GLONASS (*Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema*) que corresponde al sistema ruso y Galileo al sistema Europeo. Con respecto al GLONASS, se tienen 24 satélites en órbita que se encuentran repartidos en 3 planos orbitales. En el caso del Galileo consta de 27 satélites, igual repartidos en 3 planos orbitales. Por último China también cuenta con su sistema denominado *Beidu*, el cual consta de 4 satélites y tiene una cobertura limitada [31].
- **Segmento de control:** Este tiene la tarea de controlar, dar seguimiento continuo y transmitir datos a los satélites del sistema NAVSTAR. Este sistema tiene 10 estaciones monitoras: una principal, 4 antenas de tierra y 5 monitoras de seguimiento, distribuidas homogéneamente por todo el mundo [31].
- **Segmento de Usuario:** Este incluye cualquier sistema o equipo que sean utilizados para la recepción de señales GPS. Es importante destacar que al principio el sistema GPS fue desarrollado para aplicaciones militares y sus primeras aplicaciones civiles empezaron con la navegación [31].

Para determinar de la ubicación de los sistemas GPS existen dos métodos de posicionamiento, que dependen del sistema de referencia. A continuación se detalla cada uno de estos [31]:

- **Absoluto:** Con este método absoluto se determina la posición de un punto utilizando las medidas de las pseudodistancias por código con un solo receptor. Esto permite obtener precisiones menores a 10 m.
- **Relativo:** en este método se calcula la posición por medio de dos o más instrumentos. Las mediciones se hacen por código o por fase y se determina la distancia entre las

antenas de los receptores. La ventaja de este método es que reducen los errores de posicionamiento.

Estos procedimientos también dependen de otros factores como lo son: el movimiento del receptor, el observable utilizado y la obtención de las coordenadas [30]. Dos de los métodos relativos más utilizados son:

- **DGPS (*Differential Global Positioning System*):** Consiste en la obtención de las coordenadas a través de una estación de referencia que se ubicará en un punto estático con coordenadas conocidas y un receptor móvil llamado *rover* [30]. En este caso, la estación transmite correcciones de las observaciones del código al *rover* y este las aplica para obtener sus coordenadas. Se pueden alcanzar precisiones de metros con este procedimiento [32].
- **RTK (*Real Time Kinematic*):** Al igual que en el DGPS, se cuenta con una estación de referencia y un receptor móvil. Solo que en este caso la estación transmite las observaciones de código y fase al *rover*, y este procesa el vector para obtener sus coordenadas. A través de este procedimiento se pueden alcanzar precisiones de centímetros en tiempo real [31].

Un aspecto de interés en los GPS es la dilución de precisión conocida como DOP por sus siglas en inglés. Es una medida que indica la calidad que el usuario puede esperar en la ubicación de un punto. Se puede ver como la contribución geométrica a la incertidumbre de un punto [33]. Los siguientes son los tipos de DOP son los más utilizados [33]:

- **VDOP (Dilución Vertical de la Precisión):** Mide el valor de la incertidumbre en la altura.
- **HDOP (Dilución Horizontal de la Precisión):** Mide el valor de la incertidumbre en dos dimensiones, posición en coordenadas “x” y “y”.
- **PDOP (Dilución de la Precisión en Posición):** Mide el valor de la incertidumbre en 3 dimensiones, coordenadas coordenadas “x”, “y” y “z”
- **TDOP (Dilución de la Precisión en Tiempo):** Mide el error asociado al tiempo.
- **GDOP (Dilución de la Precisión Geométrica):** Incluye el error asociado a 3 dimensiones además del tiempo. Brinda la dregradación en posición 3D y en tiempo.

2.2.6. Enlace de datos

El enlace de datos de un sistema UAS se utiliza para monitorear, controlar y transmitir datos en tiempo real entre la estación de control en tierra y la aeronave. El enlace se divide en dos partes [34]:

- **Uplink:** es usado para enviar información de control al vehículo y su equipo, desde la estación de control en tierra. Parámetros como comandos y puntos de navegación son enviados por el enlace.
- **Downlink:** se utiliza para transmitir datos desde la aeronave a la estación de control. Los principales mensajes que se envían contienen información sobre el estado del sistema UAS y resultados de las mediciones de los sensores.

El sistema de enlace de datos esta conformado por el equipo de terminal de datos y las antenas. Los equipos de terminal más utilizados en los UAS son los módems de radio frecuencia. los cuales pueden transmitir datos a velocidades desde 9600 kbps hasta los 19200 kbps, también pueden comunicarse con los métodos *half-duplex* o *full duplex*. En los módulos de radio se tiene un transmisor que es ubicado en la estación de control en tierra y un receptor el cual se ubica en la estructura del avión [34].

El receptor de radio, puede transferir las señales del transmisor en distintos protocolos como lo son el PPM (*Pulse Position Modulation*) y el PCM (*Pulse Code Modulation*) [26]. Los receptores de radio frecuencia comerciales que trabajan con el protocolo PPM, tienen la capacidad de transmitir hasta 8 señales PWM (*Pulse With Modulation*). Por ende son utilizados para el manejo del sistema de propulsión del UAS, como lo es el manejo de los actuadores [26]. En la figura 2.2 se ilustra un ejemplo de una codificación en PPM [35].

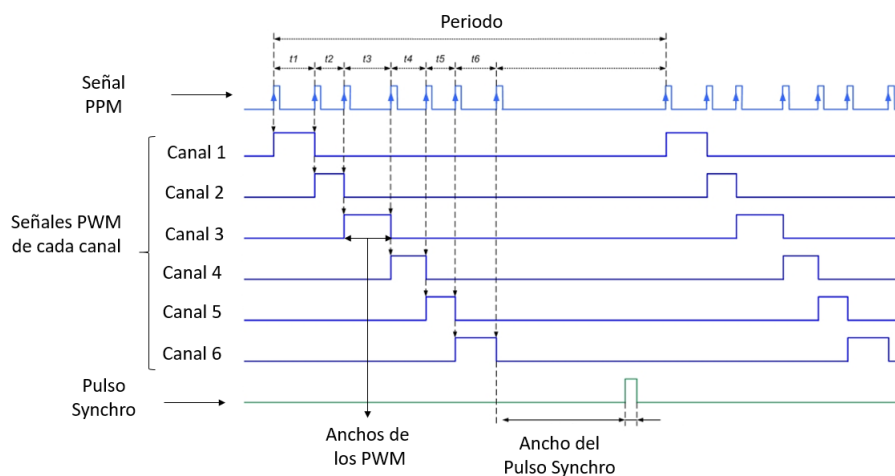


Figura 2.2: Componentes de una señal PPM [32].

2.2.7. Protocolo ZigBee

ZigBee es un protocolo de comunicaciones inalámbricas de bajo costo y bajo consumo, basado en el estándar IEE 802.15.4-2003 de WPANs (*Wireless Personal Area Networks*). Debido a su bajo costo, esta tecnología se aplica a una gran gama de aplicaciones de monitoreo y control [36].

La red *ZigBee* opera en la banda de 2.4 GHz, donde existen 16 canales de 5 MHz de ancho de banda. Además trabaja en las bandas de radio reservadas para el uso industrial, científico y médico en lugares como Europa y Estados Unidos en las bandas de 868 MHz y 915 MHz respectivamente [36].

Este estándar de comunicaciones puede establecer topologías de red del tipo estrella, malla y punto a punto. Para establecer una red, es necesario contar con un coordinador y uno o múltiples dispositivos de funcionalidad completa o reducida. A continuación se describe la funcionalidad de estos [37]:

- **Coordinador:** es el encargado de dirigir la red, por este motivo consume más potencia y requiere más memoria. Es necesario que solo exista un coordinador dentro de una red.
- **Dispositivo FFD (*Full-Function Device*):** se utiliza para extender la cobertura de red y para aumentar la confiabilidad a partir de la creación de rutas adicionales de datos. También es conocido como nodo activo.
- **Dispositivo RFD (*Reduced-Function Device*):** se encarga de funciones más limitadas como lo es comunicarse con el coordinador o con un FFD. Son los que tienen menor consumo de potencia y son conocidos como nodos pasivos.

Un ejemplo de dispositivos basados en el protocolo *ZigBee* son los módulos *XBee*. Estos son implementados en aplicaciones con los UAS, para comunicar la estación de control y la aeronave [13].

2.2.8. Motores DC sin Escobillas(*Brushless*)

Los motores eléctricos del tipo *Brushless*, son sistemas que se caracterizan por la ausencia de escobillas en el proceso de conmutación. Debido a esta razón, estos presentan ventajas con respecto a los motores con escobillas, ya que se eliminan los problemas de rozamientos que conllevan al desgaste de la estructura y por ende reduce los procesos periódicos de mantenimiento. Además presentan otras ventajas como lo son: mayor eficiencia, menor ruido, mayor rango de velocidad entre otros [38].

Estos motores, están conformados por una parte móvil y una parte fija. La parte móvil consiste en el rotor, donde se encuentran los imanes permanentes, y la parte fija conocida como estator que está compuesta por los bobinados del hilo conductor [39].

En el funcionamiento de este tipo de motor la corriente eléctrica pasa de manera directa por los bobinados del estator, esto genera un campo electromagnético que interacciona con el campo constante creado por los imanes en el rotor. En esta interacción entre los campos, el rotor tiende a modificar su campo hasta alinearlo con el de estator. Esto ocasiona que el campo magnético del rotor siga al del estator, que al ser variable en el tiempo causa la rotación de este [39].

Estos motores trabajan con ayuda de variadores de velocidad que se encargan de convertir la tensión en corriente directa a corriente alterna para tener una secuencia de giro. Para poder realizar esta secuencia, es indispensable conocer la posición del rotor. Existen dos métodos para poder determinar esta posición lo que hace que estos motores se dividan en dos tipos [38]:

- **Motor *Brushless sensored***: cuentan con sensores para poder determinar la posición del rotor. Los sensores de Hall son muy utilizados para esta aplicación, estos se ubican en cada bobina y están desfasados dependiendo el numero de estas. Por ejemplo en el caso de un motor de 3 fases, están separados 120° .
- **Motor *Brushless sensorless***: no presentan sensores para determinar la posición del rotor. Utilizan la fuerza contra electromotriz presente en la bobina para poder determinar la posición del rotor. Estos Son más utilizados en sistemas UAS, debido a que los motores con sensores necesitan más espacio y en el caso aplicaciones UAS estos representa una limitante.

2.2.9. ESC(*Electronic Speed controller*)

Los controles electrónicos de velocidad, son circuitos diseñados para poder controlar la rotación y velocidad de los motores eléctricos sin escobillas. También se encargan de generar la tensión trifásica a partir del voltaje de una fuente de corriente directa [40].

Los ESC poseen 3 salidas bidireccionales que están compuestas por un arreglo de FETs (*Fiel Effect Transistors*), que se controlan a través de un circuito lógico. La conmutación rápida de los transistores permite una variación más suave y precisa de la velocidad del motor [41]. Este tipo de controladores cuenta con un proceso de configuración para adaptarse con el sistema que están trabajando, por ejemplo tipo de baterías, rangos de tensión y operaciones del motor [41].

Estos dispositivos utilizan señales PWM como controles para variar la velocidad de los motores. Esta señal se utiliza nominalmente a una frecuencia de 50 Hz y su ancho de pulso

puede variar desde 1ms hasta los 2ms. Entonces cuando se suministra una señal PWM de 1ms el ESC este apaga el motor, si el PWM es de 1.5ms el motor trabaja aproximadamente a un 50 % de su capacidad y si fuera de 2ms el motor corre a su máxima velocidad [40].

2.2.10. Hélices

Las hélices son elementos que pueden estar constituidos por 2 o más palas que giran alrededor de un eje. Estas son implementadas con el fin de generar una fuerza de tracción, transmitiendo su energía cinética y así vencer la resistencia aerodinámica y poder desplazarse hacia adelante [42].

Su funcionamiento se basa en transformar el par del motor en una fuerza lineal de tracción, que asegura el desplazamiento de un vehículo en el aire [43].

Las hélices se caracterizan por 3 parámetros importantes [44]:

- **Diámetro:** indica el tamaño de la hélice, ya que es la distancia entre las puntas. Entre mayor sea su tamaño, mayor será el empuje y por lo tanto el motor tendrá un torque más grande.
- **Paso:** es la distancia de avance de la hélice cuando completa una revolución. A mayor paso se tiene más velocidad sin embargo, implica un mayor consumo energético.
- **Número de palas:** usualmente consisten en dos palas, pero pueden ser de 3 o 4. Entre más palas se tengan menor será el rendimiento, pero se presenta un mayor empuje.

Las hélices son elementos importantes en los sistemas UAS, debido a su influencia en la fuerza de empuje del sistema propulsión [44].

2.2.11. Servomotores

Un servomotor es un dispositivo que posee un motor de corriente directa con la cualidad de poder ser controlado en una posición deseada. Los servos tienen la capacidad de posicionar su eje en un ángulo determinado dentro de un rango de 180° , y mantener fija esta posición aún si se presentan perturbaciones externas. Estos están compuestos por un motor de corriente continua, engranajes reductores, un sensor de desplazamiento y un circuito de control [45].

El funcionamiento de los servomotores se basa en el circuito de control y un potenciómetro conectado al eje central. El sistema de control revisa si la posición del eje es la deseada con ayuda del potenciómetro. Entonces si el eje se encuentra en el punto final, el motor permanece apagado si no, el circuito girará el motor en la dirección correcta hasta alcanzar el ángulo indicado [46].

En estos dispositivos se utilizan las señales PWM para controlar la posición a la que se desea llegar. Esta se debe enviar a una frecuencia establecida, usualmente a 50 Hz. La señal PWM puede variar su ancho desde 1ms hasta los 2ms para mover el servo en un intervalo de 0° a 180° , estos rangos pueden cambiar dependiendo del fabricante. Para que el eje se quede fijo en una posición, es necesario que se transmita periódicamente el pulso de la señal correspondiente, sino este quedará libre y no fijo [45]. En la figura 2.3 se ilustra un ejemplo del posicionamiento del servo en función del PWM [47].

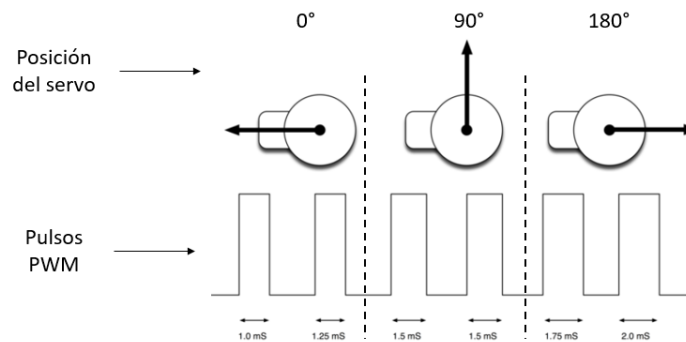


Figura 2.3: Posicionamiento de un servomotor en función del PWM [44].

Los servomotores comúnmente son utilizados como actuadores en los sistemas UAS, debido a su precisión, tamaño y simplicidad. Estos se implementan para poder controlar el movimiento de las alas o alerones en un sistema de ala fija [48].

2.2.12. Baterías de Polímero de Litio

El Litio es un metal que presenta propiedades muy provechosas para la construcción de baterías, como lo son su mayor potencial eléctrico y ser el más ligero entre los metales [49]. Las baterías de Litio se caracterizan por presentar una alta densidad de energía en comparación con otras tecnologías como las de Níquel-Cadmio. Además, no tienen que someterse a procesos de mantenimiento y tampoco presentan el efecto memoria como baterías. El rango de voltaje de una celda de este tipo se encuentra entre 3.3 a 3.7 V [50].

Las baterías de polímero de Litio mejor conocidas como LiPo, utiliza una tecnología similar a las de ión Litio con respecto a las reacciones electro químicas. La diferencia se encuentra en el electrolito utilizado ya que la LiPo trabaja con un gel de polímero conocido como *gelionic*. El *gelionic* trabaja con el PVDF (*Poly(vinylidenedifluoride)*) como polímero. El PVDF se utiliza para laminar la celda electro química de esta tecnología, asegurando un contacto íntimo entre los electrodos y el electrolito de la celda [51]. Esto reduce la tendencia del electrolito a descomponerse cuando reacciona con los cátodos de óxido metálico [49].

A partir de estas características del polímero, las baterías presentan ventajas como lo son reducción de costos en el proceso de fabricación y permite poder crear celdas de 1 milímetro de espesor. Sin embargo se tienen ciertas limitaciones técnicas, debido a que el polímero sufre de baja conductividad por lo que estas baterías tienen que trabajar a altas temperaturas cercanas a los 60°C lo que puede representar un problema dependiendo de la aplicación [50].

Un aspecto a tomar en cuenta en las baterías de Litio polímero es su proceso de carga. En este es necesario contar con un circuito de seguridad que pueda limitar el voltaje máximo y mínimo de cada celda durante el proceso de carga y descarga respectivamente. Entrando en detalle en el proceso de carga de estas baterías, es necesario asegurarse que el voltaje de la batería sea mayor al voltaje mínimo. Posteriormente se le debe aplicar una corriente constante de carga, suministrando tensión hasta alcanzar la tensión de carga, después se disminuye la corriente de carga hasta que se encuentre por debajo de la corriente de terminación de carga [52]. En la figura 2.4 se ilustra el proceso descrito anteriormente [52].

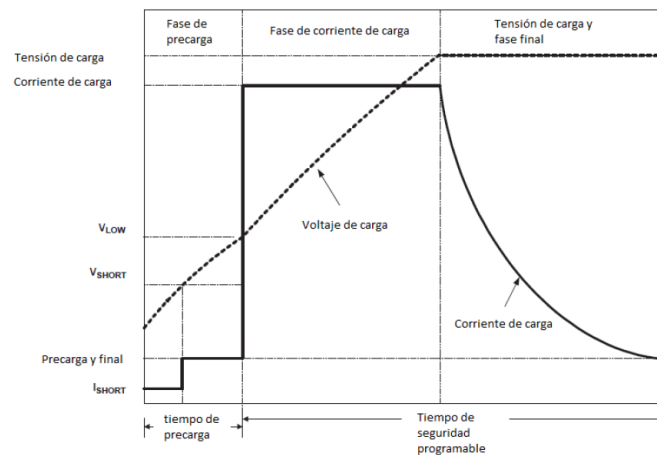


Figura 2.4: Proceso de carga de una batería LiPo [49].

En resumen las baterías LiPo no deben descargarse por debajo del 20%, ya que pueden deteriorarse. Además, no es recomendable dejarlas cargadas por grandes lapsos de tiempo debido a que esto ocasiona que se reduzca su vida útil [52].

Con respecto a las demás tecnologías, las baterías de polímero de Litio presentan las siguientes ventajas y desventajas [52].

Ventajas:

- Alto nivel de descarga, de voltaje por célula y densidad de energía.
- Resistencia interna baja.

- No necesitan mantenimiento
- Pueden desarrollarse celdas de hasta 1 milímetro, por lo que tienen poco peso.

Desventajas:

- La velocidad de carga no es rápida.
- Necesidad de un circuito de seguridad para monitorear los límites de voltaje en su proceso de carga.
- No soporta cortocircuitos, sobrecargas y aumentos de temperatura.

3 Diseño e implementación de un sistema UAS de ala fija

En este capítulo se detalla el proceso de diseño y la selección de la propuesta de solución para el desarrollo del sistema UAS. Para esto se realizará un análisis y discusión de los tipos de propuesta en cuestión, además de una sección donde se brinda una descripción los módulos que conforman el sistema.

Antes de iniciar el proceso de diseño, es necesario establecer una solución que cumpla con las necesidades de los investigadores a cargo. Por eso, en conjunto con ellos, se establecieron los requerimientos y restricciones mínimos que debe de abarcar la solución. En la tabla 3.1 se muestran estos parámetros.

Tabla 3.1: Requerimientos y restricciones mínimos del sistema UAS.

Requerimientos	Indicadores	Restricciones
Establecer un enlace de radio frecuencia donde se pueda controlar el sistema y el modo de vuelo.	Control de los modos vuelo y del sistema de propulsión mediante un radio control.	Rango del enlace $\geq 300m$.
Capacidad de estimar la orientación del sistema.	Validar si los ángulos de orientación del sistema son los correctos en la estación de tierra.	Precisión $\leq 5^\circ$.
Capacidad de determinar la posición en latitud y longitud de la aeronave .	Establecer posicionamiento <i>3D-fix</i> .	Precisión $\leq 10m$.
Establecer un enlace de comunicación bidireccional entre la aeronave y la estación de control.	Actualización constante del estado de los sensores y posibilidad de mandar instrucciones a la aeronave.	Rango del enlace $\geq 300m$.
Capacidad de realizar vuelos de manera autónoma.	Ejecución de una misión de vuelo completa.	Tiempo de la misión $\leq 10min$.
Capacidad de cargar con un equipo de cámara para aplicaciones fotogramétricas	Obtención de un modelo de elevación digital	650 cm/pix

3.1. Análisis y selección de la solución

En relación con el desarrollo del sistema, se plantean 3 propuestas de solución que cumplen con los requerimientos y restricciones mencionadas. A continuación se detallan estas 3 opciones.

3.1.1. Solución I: Plataforma UAS comercial para fotogrametría

Actualmente existe en el mercado UAS del tipo de ala fija para aplicaciones fotogramétricas que varían según el precio, carga, autonomía, entre otros. Los precios de estos pueden oscilar, entre los \$700 - \$25.000, dependiendo de las características que estos posean. Se destacan por contar con tecnologías para una mayor precisión de ubicación, una gran autonomía de vuelo, equipos de cámara de alta resolución, por su característica de ser portátiles y de tener sus propias plataformas de software para el control del sistema y planificación de las misiones.

El problema con este tipo de soluciones es que los fabricantes suelen elaborar sistemas totalmente cerrados, que no permiten al usuario realizar modificaciones. Con esto se quiere decir que no es posible integrar elementos de hardware o hacer cambios en software, que sean ajenos a los distribuidos por los fabricantes. Por lo que hace que este tipo de opciones no sean tan flexibles.

3.1.2. Solución II: Plataformas UAS para fotogrametría basado en open hardware y open source

Tomando en cuenta los precios de las plataformas en el mercado, esta alternativa plantea la elaboración de la plataforma UAS de ala fija a partir de módulos comerciales basados en *open hardware-source*.

En esta solución, el sistema se conformaría por una herramienta de código abierto con la cual se pueda controlar, monitorear y planificar las misiones de vuelo. Al ser *open source*, estas aplicaciones cuentan con recursos de *software* libre disponibles en repositorios en la web. Esto permite que el usuario pueda realizar modificaciones al programa, implicando una mayor flexibilidad para adaptar la aplicación a sus necesidades.

A través del diseño modular es posible conformar una plataforma UAS que sea capaz de cumplir con los requerimientos de la tabla 3.1. Al estar fundamentada en *open hardware* la integración del sistema a partir de módulos comerciales proporcionaría al usuario más alternativas para la selección de los componentes.

En cuanto a la estructura física de la aeronave conocida como *frame*, se puede optar por una opción en el mercado que garantice una aerodinámica eficiente.

3.1.3. Solución III: Plataformas UAS para fotogrametría full-custom

En esta se propone la elaboración completa del UAS, es decir se tendría que confeccionar el *hardware*, *software* e incluso la estructura mecánica del sistema. Los elementos que conforman el UAS, se trabajarían a partir de circuitos integrados basándose en las hojas de datos del fabricante. Además, sería necesario el desarrollo e implementación de los algoritmos y rutinas de control de vuelo, incluyendo la programación de la estación de control. También se debería diseñar el cuerpo del avión.

Con respecto al *hardware*, se debe elaborar una plataforma para el control del sistema. Esta tiene que ser capaz de comunicarse con los demás módulos como el GPS, el IMU, actuadores, entre otros, además de encargarse de la estabilización y control del vuelo. En el caso de *software* sería necesario desarrollar una estación de control para el monitoreo, control y planificación de los vuelos del sistema UAS. Para la estructura de la aeronave, es indispensable considerar la forma y composición de las alas para asegurar una mayor eficiencia aerodinámica, además de contemplar el ensamble del sistema de propulsión.

Esta solución representa la opción más versátil y completa, debido a que se tiene un control completo del flujo de desarrollo. Por ende el usuario puede desarrollar una plataforma exactamente a la medida de lo que necesita. El principal inconveniente con esta propuesta es el factor del tiempo, porque su implementación abarcaría un periodo bastante extenso. Esta involucra muchas actividades de alta complejidad que pueden extenderse a temas de investigación de postgrado y este no es el caso para un proyecto de pregrado.

3.1.4. Comparación y selección de la solución

Con base en las soluciones planteadas, se realizará una comparación en aspectos de: funcionalidad, flexibilidad, costo y tiempo de desarrollo para valorar las propuestas de solución y escoger la alternativa que se ajuste más a las necesidades del proyecto.

En relación con el criterio de funcionalidad las 3 soluciones poseen la capacidad de desarrollar una plataforma UAS para aplicaciones de fotogrametría. La propuesta I se perfila por delante de las otras 2, debido a que se contaría con un sistema de mayor precisión y más práctico. No obstante, la solución II y III tienen la capacidad de proveer prototipos funcionales adecuados para las demandas del proyecto.

Con respecto a la flexibilidad, la solución comercial posee una gran desventaja porque estos sistemas tienden a ser cerrados. Esto ocasiona que el usuario no pueda efectuar cambios o modificaciones a nivel de *hardware* o *software*. En cuanto al caso *open source* tolera alteraciones a nivel de *software* y acepta la integración de distintos dispositivos de *hardware* sin dificultad alguna, facilitando al operario la posibilidad de realizar ajustes acorde a sus especificaciones. Por último el *full-custom* al igual que el *open source*, se destaca por su destreza para ajustarse a las especificaciones del proyecto por su fabricación desde cero.

En cuanto al tema del costo, es un factor importante a considerar. Para el caso de la propuesta I hay un gran limitante ya que los precios de las plataformas comerciales oscilan entre los \$700 - \$25.000, dependiendo de sus propiedades de autonomía, capacidad de carga, equipo de fotografía, tamaño y comodidad. Esta opción se descarta debido a su precio elevado, a pesar de ser un sistema robusto. Para la solución basada en código abierto, esta se perfila como una excelente opción debido a la existencia de una gran gama de módulos comerciales de bajo costo que pueden encajar en el sistema y presupuesto del proyecto. La alternativa III, presenta algunas carencias dadas sus características de confección, que obliga la compra de elementos como cables, placas, componentes, entre otros. Todo esto conlleva un aumento en su costo.

Por último en el aspecto del tiempo de desarrollo, la solución comercial no se presenta como una buena opción debido a que el sistema UAS vendría previamente ensamblado. Por ende no se podrían realizar alteraciones. En el caso del *full-custom* posee desventaja a causa de su proceso de fabricación. Esto ocasiona que su tiempo de elaboración sea mucho mayor que los 6 meses disponibles para la ejecución del proyecto. Por lo tanto esta no es una opción viable para un trabajo de pregrado. En cambio la propuesta II se adapta de mejor manera al tiempo de ejecución, debido a que se puede lograr implementar un prototipo funcional provechoso acorde a las necesidades del proyecto en el tiempo de 6 meses.

Con base a la discusión y análisis de las 3 soluciones, se escoge la propuesta II basada en *open hardware-source* para el desarrollo de la plataforma UAS. Dado que se ajusta de mejor manera a los criterios de selección para confeccionar un sistema funcional, con suficiente flexibilidad para futuras modificaciones, de bajo costo y un conveniente tiempo de desarrollo.

3.2. Desarrollo del concepto de diseño

Una vez finalizada la selección de la solución, se procede a mostrar los detalles del concepto de diseño que contiene la descripción y funcionalidad de cada uno de los módulos que conformarán el sistema. En la figura 3.1 se muestra el diagrama de diseño modular de la plataforma UAS ala fija. En la sección A.1 se muestra un diagrama con la interconexión de todo el sistema con la placa de control.

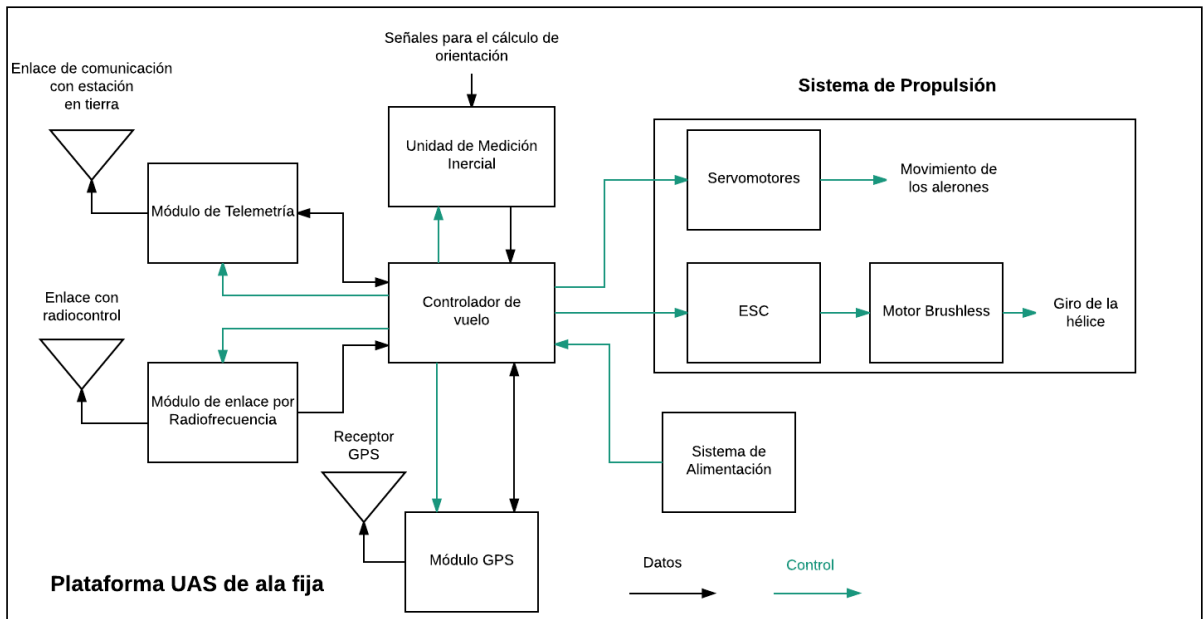


Figura 3.1: Diseño modular para el sistema UAS de ala fija.

3.3. Descripción de los módulos

En esta sección explicará la funcionalidad y conformación de cada módulo. Para esto se realizará una breve descripción de estos, una especificación de su objetivo y de las señales de entrada y salida, de cada elemento. Por último, se indicarán los dispositivos seleccionados con sus respectivas características.

En la sección A.2 se encuentra en detalle la selección de los módulos que conforman el sistema.

3.3.1. Controlador de vuelo

Este bloque es el encargado del control del sistema de propulsión, la estabilización del vuelo, establecer la comunicación con la estación en tierra y la ejecución de las instrucciones del piloto. En pocas palabras es el cerebro del sistema. Para la confección de estas tareas la placa de control tiene que tener la capacidad de poder integrarse e interactuar con los demás elementos que conforman el sistema UAS. Posteriormente con la información que obtiene debe gestionar el control del vuelo. En la tabla 3.2 se muestran los requerimientos que debe presentar esta unidad.

Tabla 3.2: Requerimientos y restricciones para el controlador de vuelo

Requerimientos	Restricciones
Soporte protocolos de comunicación UART, I^2C y SPI	Dimensiones $\leq 100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$
Programación mediante USB	
Contar con más de 3 salidas PWM	
Lectura de señales PPM, S-Bus o serial	
Alimentación entre 3.3V - 15V	Plataforma de control basada en Open Source
Reloj interno $>60 \text{ MHz}$	
ADC de al menos 12 bits	
Compilador de licencia gratuita	

Objetivo

- Control de misiones autónomas, estabilización del vuelo y gestión de la comunicación con la estación de control en tierra.

Entradas

- Señales con información del estado de la aeronave provenientes de los sensores.
- Instrucciones del piloto y de la estación de control en tierra.

Salidas

- Datos con información del estado de la aeronave hacia la estación de control en tierra.
- Señales de control hacia los sensores y actuadores del sistema.

Para la placa de control seleccionada se utilizaron dos plataformas: el *Apogee flight controller* y el *Pixhawk flight controller*. El *Apogee* se escogió como solución primaria por su flexibilidad en la programación y la asistencia técnica del ENAC. Sin embargo, por un defecto con la tarjeta del controlador, se recurrió a la segunda opción también, como se detalla en el capítulo de validación.

Con respecto al *Apogee* está basado en la plataforma *Paparazzi UAV*. Está compuesto por un microcontrolador STM32F405RGT6 Cortex M4 con un reloj de 168 MHz. Este posee 6 salidas PWM, dispone de tres puertos UART, dos I^2C y uno SPI. Además tiene dos puertos reservados para la lectura de señales de receptores R/C que trabajan con los protocolos PPM, S-Bus y DSM (*Digital Spectrum Modulation*). Así mismo cuenta con un ADC de 12

bits y su voltaje de alimentación puede ser mínimo de 5.5 V hasta un máximo de 17 V. El Apogee utiliza conectores del tipo *Molex PicoBlade* de 1.25 mm, para interconectarse con los demás módulos.

Una de las principales virtudes de este sistema, es que tiene integrado un IMU MPU-9150 de 9 DOF (*Degrees Of Freedom*) que puede ser utilizado para determinar la orientación del UAS. También puede ser programado mediante USB o por los conectores *Molex PicoBlade*. Su funcionamiento se basa en la plataforma para el manejo de sistemas UAS llamado *Paparazzi UAV*.

En relación con el *Pixhawk flight controller* cuenta con un microcontrolador STM32F427 Cortex M4 con un reloj de 168 MHz. Posee 14 salidas PWM, 5 puertos UART, 2 CAN, *I²C* y SPI. Trabaja con los protocolos de los receptores de radio frecuencia: PPM, S-Bus y DSM (*Digital Spectrum Modulation*). Dispone de dos ADC de 3.3 V y 6.6 V y su voltaje de alimentación se encuentra dentro del rango 4.1 V - 5.7 V. El *Pixhawk* tiene integrado un IMU MPU6000 y un Barómetro MS5611 para poder determinar la orientación y la altura del sistema. Por ultimo trabaja con lo conectores DF13 y pines *Header* para el uso de las salidas PWM [53].

Es importante destacar que el diseño de los demás módulos que conforman el sistema UAS, va a estar basado en la plataforma de *Paparazzi UAV*.

3.3.2. Unidad de Medición Inercial

Esta unidad se empleará con el fin de poder obtener la información necesaria para determinar la orientación de la aeronave. Un IMU recolecta los resultados de las mediciones de sus sensores: acelerómetro, giroscopio y magnetómetro, para enviarlos al piloto automático para su procesamiento. En la tabla 3.3 se muestran los requerimientos de este sistema.

Tabla 3.3: Requerimientos y restricciones para el IMU

Requerimientos	Restricciones
Protocolo de comunicación <i>I²C</i>	Alimentación dentro del rango de 3.3V - 5V
Bajo consumo de potencia y costo	
Acelerómetro con 3 ejes	
Giroscopio con 3 ejes	
Magnetómetro con 3 ejes	
Tamaño compacto	

Objetivo

- Recolectar la información necesaria para estimar la orientación del sistema UAS.

Entradas

- Datos con información de la orientación actual del dispositivo.
- Señales de control provenientes del piloto automático.

Salidas

- Resultados de las mediciones del acelerómetro, giroscopio y magnetómetro con destino a la placa de control.

La unidad de medición inercial utilizada es la MPU-9150, esta se encuentra integrada en el piloto automático Apogee. Sus dimensiones son de $4 \times 4 \times 1$ mm. Este dispositivo se comunica a través del protocolo I2C y puede alimentarse con una tensión dentro del rango de 2.4 V - 3.46 V. Cuenta con una libertad de 9 DOF (*Degrees Of Freedom*) debido a que está compuesto por un acelerómetro, giroscopio y magnetómetro de 3 ejes cada uno. Estos presentan una resolución de: ± 2 g hasta ± 16 g, ± 250 °/sec hasta ± 2000 °/sec y ± 1200 μT , respectivamente.

3.3.3. Módulo GPS

Este módulo es utilizado para la ubicación del sistema UAS por medio de información de latitud y longitud obtenida de las señales de los satélites. Además puede proporcionar información sobre la velocidad y altitud de la aeronave durante la misión. Estos datos son enviados a la placa controladora para la gestión de la navegación y monitoreo de la posición del sistema. En la tabla 3.4 se muestran los requerimientos y restricciones de este módulo.

Tabla 3.4: Requerimientos y restricciones para el GPS

Requerimientos	Restricciones
Protocolo de comunicación UART o I2C	Alimentación dentro del rango de 3.3V - 5V
Bajo costo	
Poseer antena integrada	
Frecuencia de refrescamiento menor a 10 Hz	
Precisión >15m	
Compatibilidad con el protocolo UBX	

Objetivo

- Capturar la información necesaria para determinar la ubicación del sistema UAS.

Entradas

- Datos con información de la ubicación del dispositivo, procedente de satélites.
- Señales de control provenientes del piloto automático.

Salidas

- Señales con información de latitud, longitud, entre otras, con destino a la placa de control.

El Módulo GPS seleccionado es el Ublox NEO-M8, el cual se caracteriza por tener un diseño *Front-end* para mejorar la sensibilidad de las señales. Esto conlleva a obtener un *first-fix* más rápido y un mejor seguimiento. Este tiene la capacidad de enlazarse a los sistemas GNSS (*Global Navigation Satellite System*): GPS, GLONASS, BEIDOU y Galileo, para determinar sus coordenadas geográficas. Puede alcanzar una precisión de hasta $\pm 2,5$ m a una frecuencia de adquisición de 10 Hz. Puede enviar la información en los protocolos UBX, NMEA y RTCM. Sus dimensiones son de 36×36 mm y su rango de alimentación se encuentra entre 3.3 V - 5 V. Además se puede configurar a través de la herramienta U-center de Ublox a través de puerto USB.

3.3.4. Módulo de enlace por radiofrecuencia

Su principal función es ser un enlace de seguridad para el manejo del sistema UAS. Por medio del cual se pueden enviar instrucciones como el modo de vuelo del piloto, el movimiento de los alerones y el control de giro del motor. En la tabla 3.5 se muestran los requerimientos necesarios para su implementación.

Tabla 3.5: Requerimientos y restricciones para el módulo de enlace por radiofrecuencia

Requerimientos		Restricciones
Transmisor	Receptor	Rango del enlace $\geq 300m$
Alimentación dentro del rango de 5V - 15V	Alimentación dentro del rango de 3.3V - 5V	
Contar con al menos 5 canales de transmisión programables	Salida del tipo PPM, S-BUS o serial	
Tener un interruptor de 3 posiciones	Dimensiones ≤ 100 mm	

Objetivo

- Establecer un enlace de comunicación para el envío de instrucciones al sistema UAS.

Entradas

- Instrucciones de vuelo provenientes del piloto, obtenidas del transmisor R/C.

Salidas

- Señal de salida PPM, S-BUS o serial, con destino a la placa controladora.

Para el transmisor R/C se escogió el FS-TH9X de marca *Fly sky*, este cuenta con la capacidad de transmitir hasta 8 canales programables con los controles que posee. Además dispone de un interruptor de 3 posiciones. Su voltaje de alimentación se encuentra dentro del rango de 9 V - 12 V. Este dispositivo se integró con el módulo de transmisión DJT de la empresa *FrSky* con el cual se pueden establecer enlaces de comunicación de hasta 2,5 km.

Para el receptor se seleccionó un D4R-II también de la marca FrSky, con base al transmisor seleccionado. Este trabaja con el protocolo PPM salida en donde se puede enviar la información de hasta 8 canales procedentes del transmisor R/C. Sus dimensiones son de $40 \times 22,5 \times 6$ mm y se puede alimentar con una tensión dentro del rango de 3.3 V - 10 V. Por último en conjunto con el Transmisor DJT se pueden establecer enlaces de comunicación de hasta 1,5 km de distancia.

3.3.5. Módulo de Telemetría

Es el encargado de establecer un enlace de comunicación bidireccional entre el piloto automático y la estación de control en tierra. Este se utiliza para la transmisión de la información del estado de la aeronave con destino a la estación en tierra y el envío de comandos o instrucciones de navegación hacia el sistema UAS durante el vuelo. En la tabla 3.6 se muestran los requerimientos y restricciones necesarios de este bloque.

Tabla 3.6: Requerimientos y restricciones para el módulo de telemetría

Requerimientos	Restricciones
Soporte protocolo de comunicación UART	Alimentación dentro del rango de 3.3 V - 5 V
Capacidad de establecer un enlace de comunicación bidireccional	
Bajo consumo	Rango del enlace $\geq 300m$
Operación en una frecuencia que sea de banda libre	

Objetivo

- Establecer un enlace de comunicación bidireccional entre el sistema UAS y la estación en tierra.

Entradas

- Información con el estado de la aeronave procedente del piloto automático.
- Instrucciones o comandos de navegación provenientes de la estación de control.

Salidas

- Señales con información del estado de la aeronave con destino a la estación en tierra.
- Instrucciones de navegación con rumbo a la placa de control.

Para el caso de telemetría se seleccionaron los módulos Xbee Pro de Serie 1 (802.15.4). Estos basan su funcionamiento en el protocolo Zigbee, para su comunicación que opera en la banda de frecuencias de 2,4 GHz. Los Xbee pueden operar a una potencia de salida de 60 mW y permiten establecer enlaces de hasta 1500 m, si existe línea de vista entre el transmisor y receptor. Utilizan el protocolo UART y puede transferir datos hasta una velocidad máxima de 250 kbps. Además son capaces de trabajar con comunicación bidireccional. Su voltaje de alimentación se encuentra entre 2.8 V - 3.3 V.

3.3.6. Sistema de propulsión

Este bloque se encarga de transformar las señales de control provenientes del piloto automático en esfuerzos mecánicos para el impulso y sustentación del sistema UAS. Está conformado por los siguientes elementos:

- **Servomotores:** se utilizan para el control del movimiento de los alerones de la estructura del sistema UAS. Esto lo realiza a partir de la señal PWM proveniente de la placa controladora. Entonces con base al ancho de la señal, mueve los alerones a un determinado ángulo.
- **ESC:** su función es la de regular la velocidad motor. Este gestiona la aceleración y movimiento del motor con base en la señal de control procedente del piloto.
- **Motor Brushless:** su principal objetivo es el de generar la propulsión del sistema. El motor transfiere su energía rotacional a una hélice con el objetivo de impulsar la estructura en el aire. El motor necesita de un ESC para su funcionamiento.

Objetivo

- Transformar las señales de control del piloto automático en esfuerzos mecánicos para el vuelo de la estructura del UAS.

Entradas

- Señales de control PWM procedentes de la placa de control.

Salidas

- Movimiento de los alerones.
- Giro del motor.

Los servomotores utilizados son los *Digital Servo DS-238MG* de marca Corona, estos se pueden alimentar con un voltaje de 4.8 V a 6.0 V a una corriente de 300 mA. Tienen una velocidad de 0.14 sec/60° y un torque de 4 kg/cm. Sus dimensiones son de 29 × 13 × 30 mm y su peso es de 22 g.

Para el caso del motor se seleccionó el SUPPO A2217/7 Brushless out runner Motor. Este presenta un Kv de 1250 y tiene una eficiencia máxima del 79 %. Para su alimentación se debe utilizar una batería de tipo LiPo de 2 a 3 celdas. Sus dimensiones son de $27,5 \times 30$ mm y su peso es de 70 g.

Con base al motor seleccionado, se optó por el ESC H-KING de 35 A, el cual está diseñado para su uso en vehículos de ala fija. Es capaz de soportar una corriente máxima de 35 A y se puede alimentar con baterías LiPo de 2 a 3 celdas. Sus dimensiones son de $38 \times 28 \times 16$ mm y su peso es de 32 g.

3.3.7. Sistema de alimentación

Su función es la de suministrar la alimentación a todos los módulos que conforman el UAS, incluyendo los elementos del sistema de propulsión. No es necesario conectar esta fuente a todos los elementos del UAS, porque el piloto automático tiene la capacidad de suministrar la tensión de alimentación a los dispositivos con los que interactúa con excepción del ESC y el motor *brushless*. Por ende este bloque solo alimenta directamente a la placa de control y al ESC.

Con base en las necesidades de los módulos previamente ya seleccionados, se debe utilizar una batería LiPo que contenga entre 2 y 4 celdas. Con base en esto se seleccionó la batería de marca PULSE de 2250 mAh 3S. Posee tres celdas por lo que tiene un voltaje de salida de 11.1 V y cuenta con una razón de descarga de 35C. Sus dimensiones son de $109 \times 35,5 \times 26,5$ mm y tiene un peso de 190 g. Con estas características se espera que el UAS pueda realizar vuelos aproximadamente de 10 minutos.

3.4. Implementación del sistema UAS de ala fija.

Para el proceso de implementación del sistema de ala fija, se utilizaron las plataformas: *Paparazzi UAV* para el caso del *Apogee* y *Mission Planner* para el *Pixhawk*. En los anexos A.1 y A.4 se detalla la conexión de los controladores de vuelo con los demás módulos.

Con respecto al *frame* de la aeronave se utilizó el kit *Zagi THL*. Para la instalación de los componentes a la estructura se utilizaron herramientas como: cinta de fibra, velcro y piezas fijadas con tornillos. En la figura 3.2 y 3.3 se ilustra el sistema de ala fija implementado.

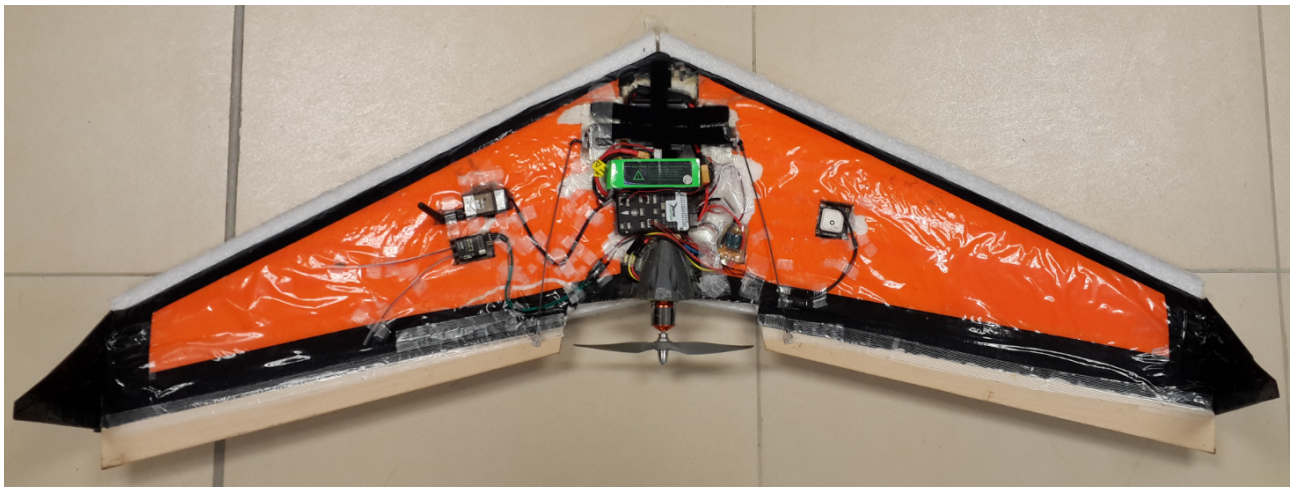


Figura 3.2: Vista superior del sistema de ala fija.



Figura 3.3: Vista frontal del sistema de ala fija.

En relación a la ubicación de los componentes en la estructura del sistema UAS, se tomó en consideración el centro de masa de la aeronave con el fin de no afectar su vuelo. En la figura 3.4 se muestra la ubicación de cada uno de los módulos que conforman el sistema UAS en el cuerpo del ala fija.

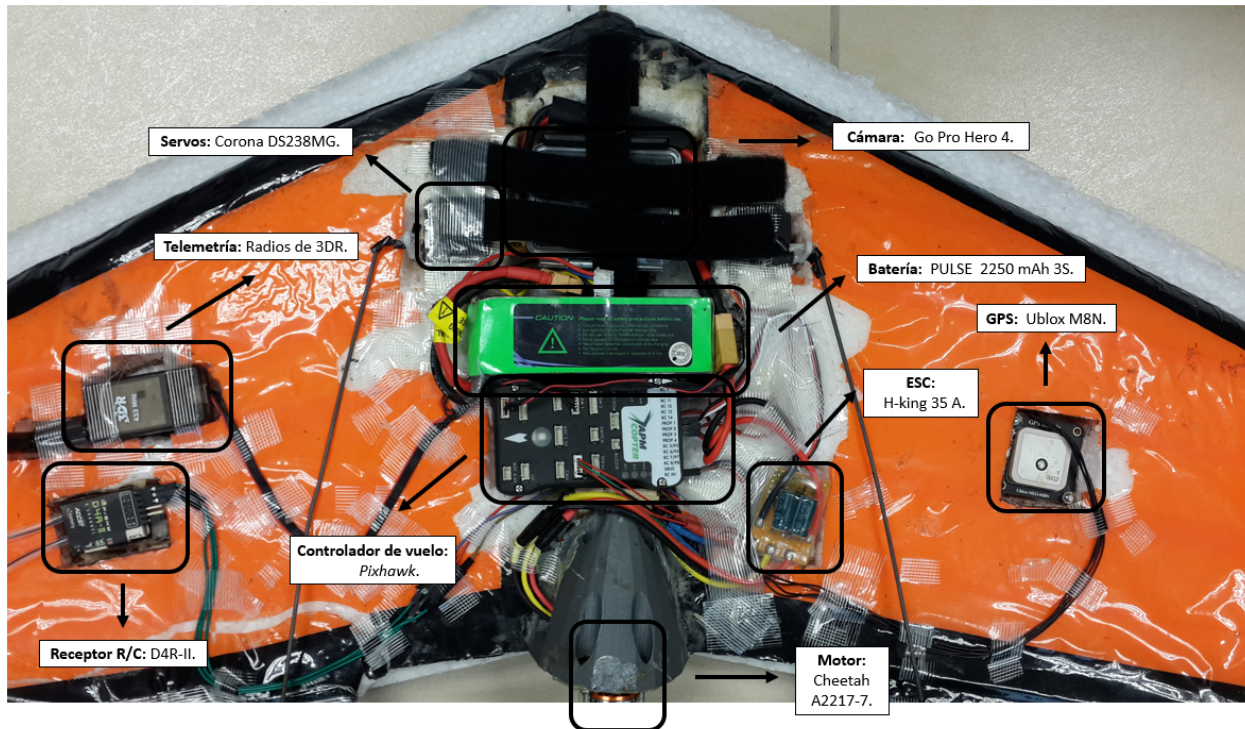


Figura 3.4: Ubicación de los componentes que conforman el sistema UAS de ala fija.

4 Validación y análisis de resultados

En esta sección se detallará el proceso de validación para el funcionamiento de los módulos que conforman el Sistema UAS. Para esto se realizaron diversas pruebas a cada bloque de manera independiente donde se comprobará su funcionamiento y su precisión. Posteriormente se efectuará una prueba del sistema completo, donde se integrarán los módulos que lo conforman.

4.1. Resultados para el módulo IMU

Para la validación de la unidad de medición inercial, se realizaron diferentes pruebas para comprobar si el dispositivo puede estimar de manera correcta los ángulos de orientación del sistema. Para el registro de los resultados se utilizó la herramienta *Messages* de la GCS (*Ground Control Station*) de *Paparazzi*.

En la verificación de esta unidad, se rota la estructura del UAS en los ejes de orientación de los ángulos de Euler, para observar el cambio de los valores de los ángulos y validar sus resultados.

Primero se hizo una rotación de 360° con respecto al eje longitudinal del sistema, con el fin de mostrar cómo cambia el valor del ángulo *yaw*. En la figura 4.1 se muestra la descripción del movimiento realizado.

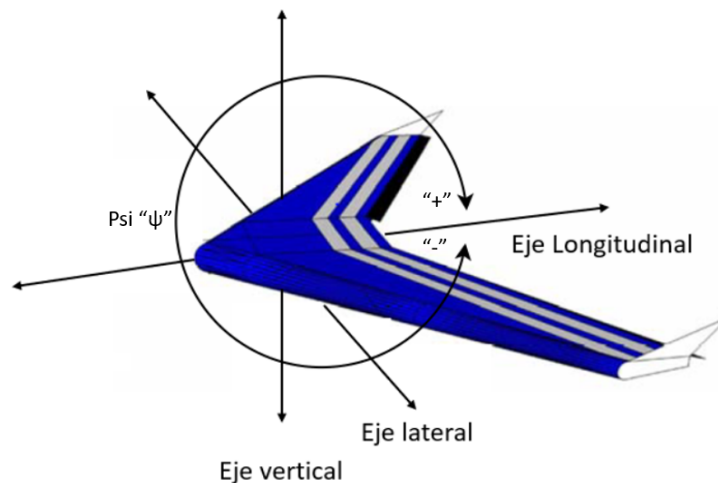


Figura 4.1: Rotación de la estructura del sistema con respecto al eje longitudinal.

Con el uso de la aplicación *Real Time Plotter* de la GCS, se obtiene una gráfica con los valores de *yaw* durante el movimiento. En la figura 4.2 se visualiza el gráfico correspondiente a la variable Ψ .

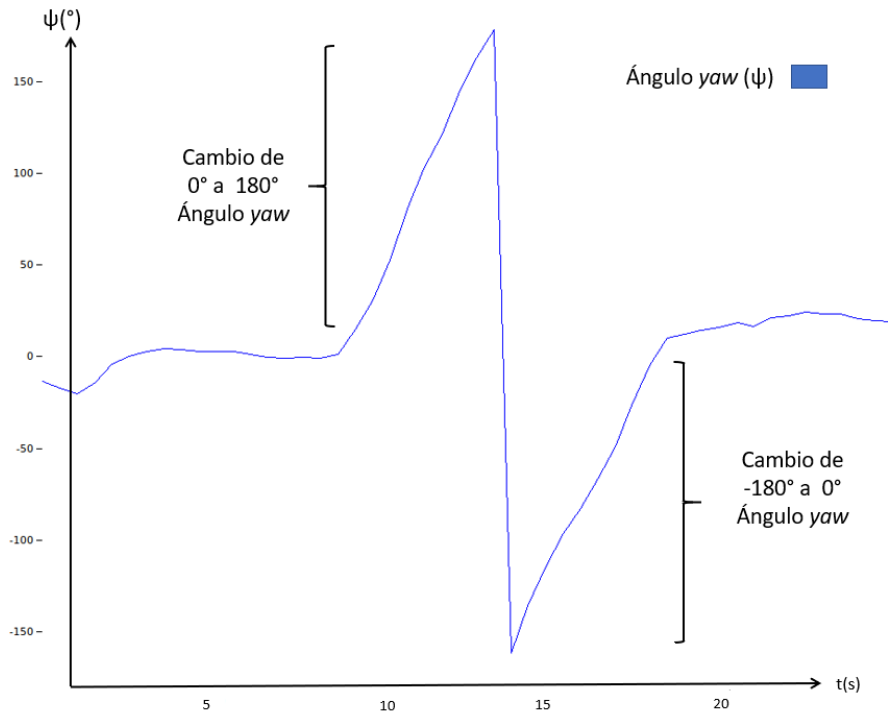


Figura 4.2: Gráfica de valores del ángulo $yaw(\psi)$ durante la rotación.

Además, se elaboró una tabla para validar la estimación de los ángulos ante diferentes posiciones de referencia. Para el rango de estos valores, se determinó utilizar ángulos similares a los que utiliza el sistema cuando vuela, en el caso del yaw la referencia se va a variar en el intervalo de $\pm 180^\circ$. Se tomaron 4 muestras para cada posición y se procedió a determinar el porcentaje de error entre los resultados. En la tabla 4.1 se resumen los resultados.

Tabla 4.1: Resultados para la validación del ángulo yaw ante diferentes referencias.

Referencia	Muestra 1	Muestra 2	Muestra 3	Muestra 4	Promedio	% Diferencia
-180	-179.48	-179.48	-179.46	-179.25	-179.42	0.32
-90	-89.52	-89.52	-91.45	-91.45	-90.48	0.54
-45	-42.66	-48.02	-46.66	-45.25	-45.65	1.44
0	-0.20	-0.20	-0.89	-0.89	-0.24	—
45	43.67	44.22	46.35	46.67	45.22	0.50
90	88.40	88.41	89.66	89.66	89.03	1.07
180	178.11	178.11	179.01	179.01	178.56	0.80

Posteriormente se realizó una rotación de 180° con respecto al eje vertical del sistema con el objetivo de observar el comportamiento del ángulo $Pitch$. En la figura 4.3 se muestra una descripción del movimiento realizado.

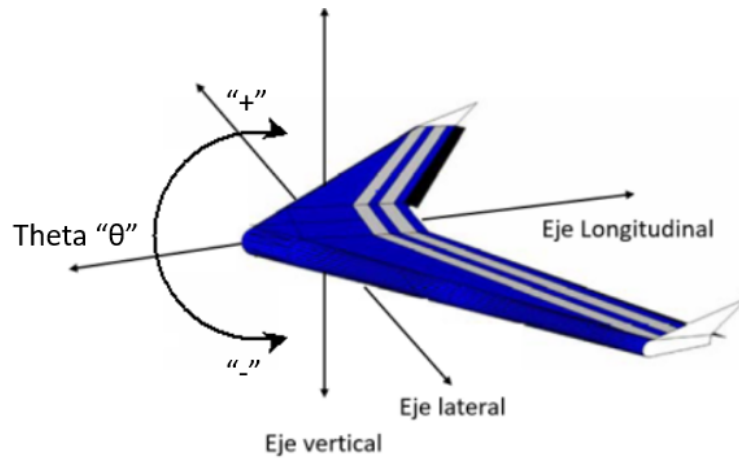


Figura 4.3: Rotación de la estructura del sistema con respecto al eje vertical.

A partir del movimiento anterior, se obtuvo la gráfica de la figura 4.4 donde se observan los valores para el ángulo de *Pitch*.

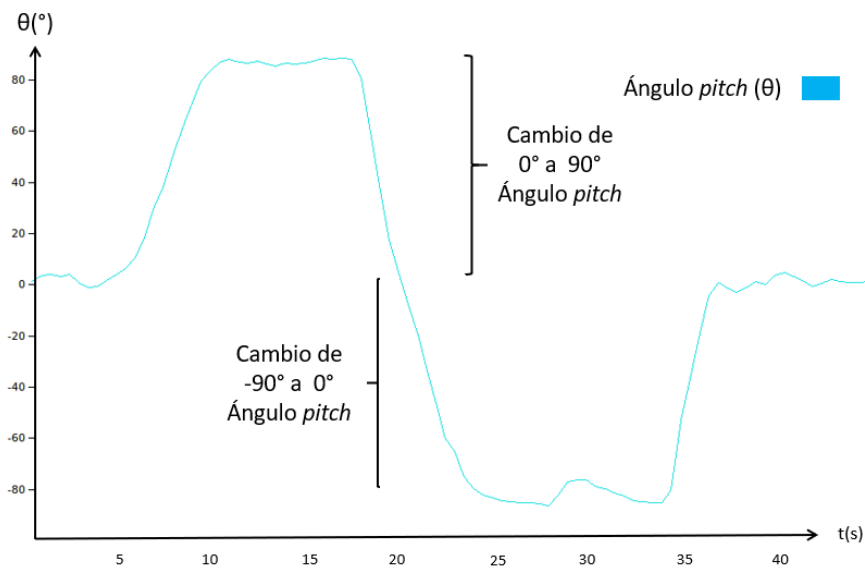


Figura 4.4: Gráfica de valores de *Pitch*(θ) durante la rotación.

También se elaboró la tabla 4.2 donde se muestran los resultados para la validación del ángulo *Pitch*. Para el caso del *Pitch* la referencia se varió dentro del rango de $\pm 40^\circ$, debido a que estos valores se utilizan en la navegación, despegue y aterrizaje de la plataforma.

Tabla 4.2: Resultados para la validación del *Pitch* ante diferentes referencias.

Referencia	Muestra 1	Muestra 2	Muestra 3	Muestra 4	Promedio	% Diferencia
-40	-40.17	-39.71	-39.14	-39.46	-39.62	0.95
-30	-29.47	-29.74	-29.53	-29.83	-29.64	1.2
-20	-19.54	-19.27	-19.54	-20.52	-19.72	1.41
-10	-10.60	-9.74	-10.23	-9.76	-10.08	0.8
0	0.72	0.72	0.96	0.96	0.90	-
10	9.64	9.94	10.36	10.18	10.03	0.3
20	20.88	21.32	19.56	20.48	20.56	2.8
30	29.92	30.68	31.30	31.22	30.78	2.6
40	41.16	40.94	40.74	40.85	40.92	2.3

Por último se realizó una rotación de 180° con respecto al eje lateral de la estructura para analizar los resultados del ángulo *Roll*. En la figura 4.5 se muestra una descripción del movimiento realizado.

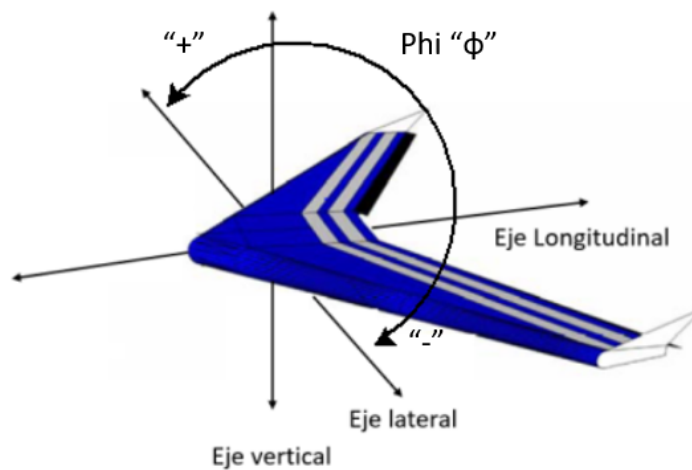


Figura 4.5: Rotación de la estructura del sistema con respecto al eje lateral

Con base en este movimiento se obtuvo la gráfica de la figura 4.6 con los resultados de los valores de *Roll*.

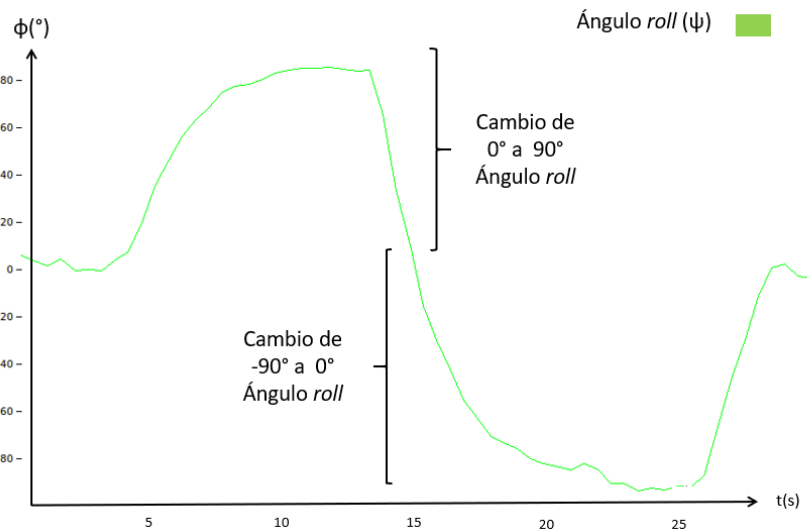


Figura 4.6: Gráfica de valores de $Roll(\phi)$ durante la rotación.

Finalmente se realizó la tabla 4.3, donde se muestran los resultados para la validación del ángulo $Roll$. Se utilizaron referencias dentro del intervalo de $\pm 40^\circ$, debido a que son valores utilizados por la plataforma durante los vuelos.

Tabla 4.3: Resultados para la verificación del $Roll$ ante diferentes referencias.

Referencia	Muestra 1	Muestra 2	Muestra 3	Muestra 4	Promedio	% Diferencia
-40	-40.00	-39.04	-39.94	-39.06	-39.51	1.22
-30	-30.83	-29.52	-29.96	-30.68	-30.25	0.833
-20	-20.78	-20.67	-19.63	-20.59	-20.42	2.1
-10	-9.93	-9.80	-10.40	-10.12	-10.06	0.6
0	0.13	0.13	-0.27	-0.27	-0.07	-
10	9.97	10.54	10.89	9.56	10.34	3.4
20	20.60	20.40	19.92	19.80	20.18	0.9
30	30.71	30.65	30.24	30.12	30.43	1.433
40	41.49	40.66	40.96	40.63	40.92	2.3

De las figuras 4.2, 4.4 y 4.6 se muestran las gráficas de los ángulos de orientación según las rotaciones efectuadas. Se evidencia cómo el sistema es capaz de estimar los ángulos acorde al movimientos que se realizó. La curva crece o decrece sin presentar picos o comportamientos inesperados que comprometan su confiabilidad.

Analizando los resultados de las tablas 4.1 a la 4.3, se tiene que los porcentajes de diferencia son menores a 1% en la mayoría de los casos y siempre menores a 3.5%. Se presenta una diferencia en algunos de los porcentajes debido a la forma en la que se realizaron las pruebas, sin embargo estas condiciones no comprometen los resultados. Con base en la precisión de la unidad de medición inercial esta cumple con los requerimientos establecidos para el sistema, debido a que su precisión es mayor a los 5° impuesta como mínima.

4.2. Resultados para el módulo GPS

Para la unidad GPS, se caracterizó la precisión de la ubicación y del establecimiento del posicionamiento 3D-Fix en exteriores. Para esto se utilizó la estación de control en tierra de *Paparazzi* y para obtener los resultados por medio de su interfaz. En la figura 4.7 se observan las secciones de la GCS de interés para la prueba del módulo GPS.

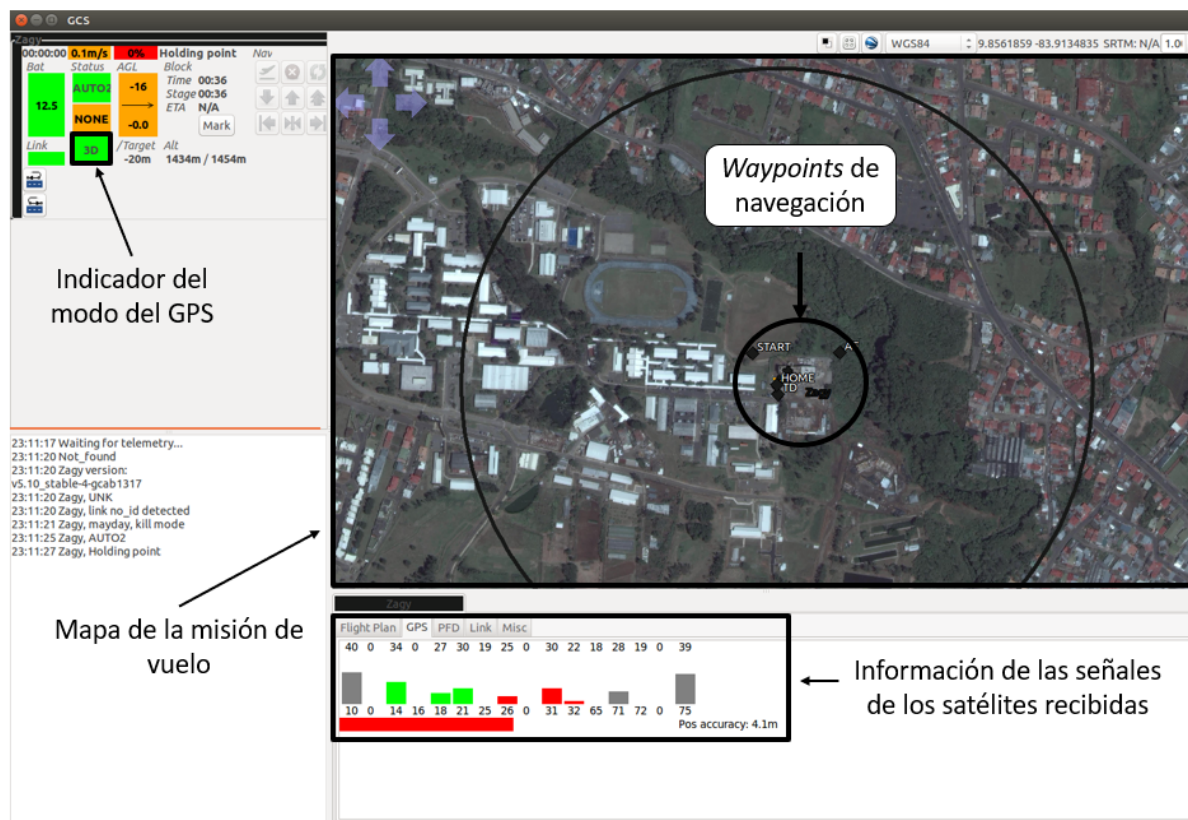


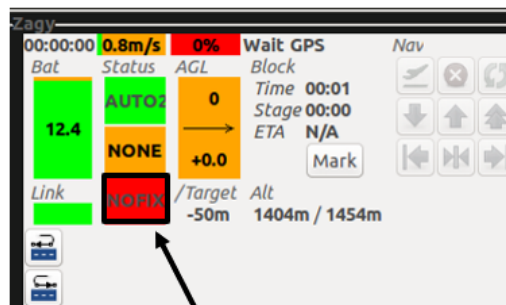
Figura 4.7: Indicadores de la interfaz de la GCS para la prueba del GPS.

Para la validación de los resultados, primero se debe definir el punto donde se realizó la prueba. Esta se realizó en las afueras de la Escuela de Ingeniería Electrónica. Con ayuda de la aplicación de *Google Maps* se obtuvieron los valores de las coordenadas geográficas de esta ubicación. En la figura 4.8 se observa el punto donde se hicieron las pruebas con sus respectivas coordenadas de latitud y longitud.



Figura 4.8: Ubicación del punto donde se efectuaron las pruebas para el módulo GPS.

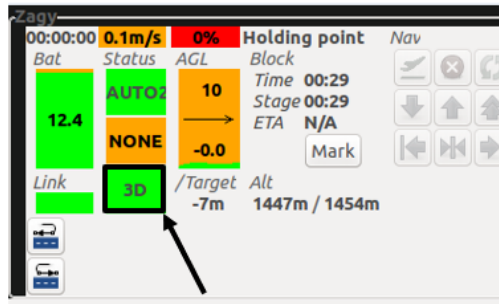
Primero se muestra el estado de los indicadores de la GCS cuando se enciende el dispositivo. El indicador del modo del GPS muestra el valor de *NOFIX*. En la figura 4.9 se observa este resultado.



Indicador cuando no hay FIX

Figura 4.9: Indicador del GPS cuando no hay 3D-FIX.

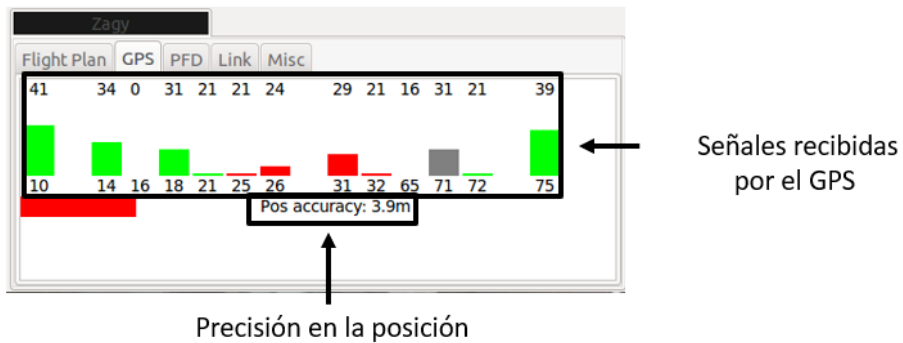
Posteriormente se espera un cierto tiempo hasta que el sistema logre obtener el posicionamiento *3D-Fix*. Una vez que se logra establecerlo, el indicador cambia al mensaje de *3D*. En la figura 4.10 se muestra este cambio.



Indicador cuando hay 3D-FIX

Figura 4.10: Indicador del GPS cuando hay 3D-FIX.

De la figura 4.10, se muestra que al GPS le tomó aproximadamente 29 segundos establecer el *3D-Fix* en exteriores. Al haber alcanzado este modo, se puede revisar la precisión de la ubicación del GPS y las señales que recibe de los satélites. En la figura 4.11 se muestran estos aspectos.



Precisión en la posición

Señales recibidas por el GPS

Figura 4.11: Precisión de la posición y señales de satélites recibidas por el módulo GPS.

También es posible contrastar la posición del sistema con el mapa de la interfaz de la estación en tierra. En la figura 4.12 se muestra la ubicación.

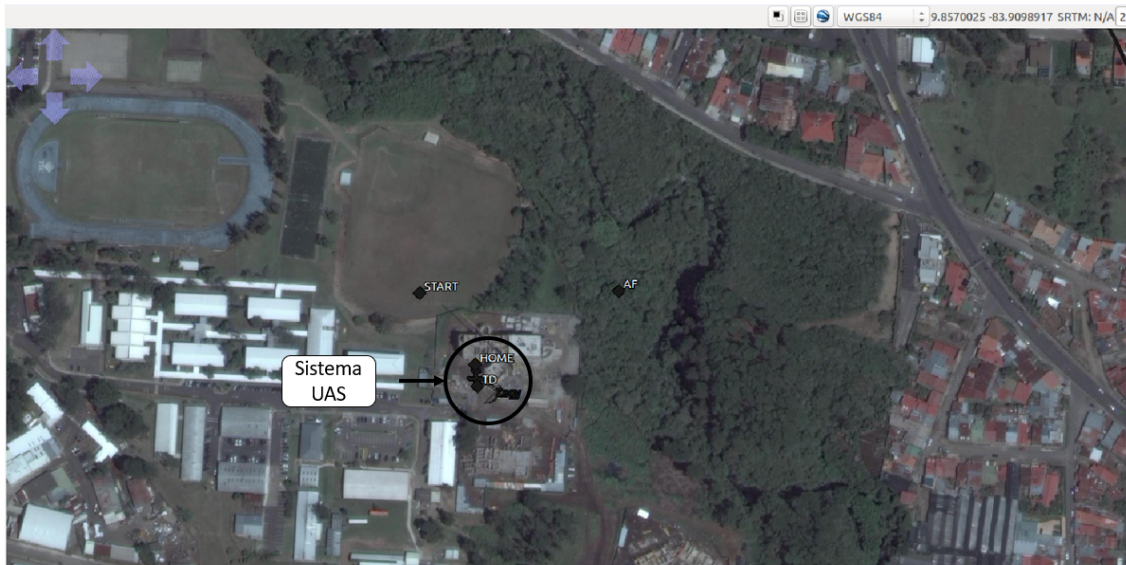


Figura 4.12: Ubicación del sistema UAS en la interfaz del GCS.

Por último se registraron los valores de las coordenadas geográficas de latitud y longitud que envía el GPS a la GCS. En la tabla 4.4 se observa como fueron cambiando los valores durante un minuto en intervalos de diez segundos y su porcentaje de diferencia con respecto a las coordenadas de referencia.

Tabla 4.4: Valores de latitud y longitud del módulo GPS.

Tiempo (s)	Coordenadas		% Diferencia	
	Latitud	Longitud	Latitud	Longitud
0	-	-	-	-
10	9.854827	-83.907428	0.0002	0.00093
20	9.854825	-83.907431	0.00015	0.00096
30	9.854850	-83.907402	0.00040	0.000062
40	9.854897	-83.907356	0.00088	0.000007
50	9.854915	-83.907309	0.00106	0.000049
60	9.854904	-83.907304	0.00095	0.000055

Examinando los resultados de las figuras 4.11 y 4.10 se puede apreciar que en el intervalo de 30s cuando se logró establecer el *3D-Fix*, el sistema llegó a tener una precisión de 3.9m la cual es mucho menor a los 10m establecidos como mínimo para esta unidad. Además comparando las ubicaciones de las figuras 4.8 y 4.12 se muestra cómo el mapa de la GCS ubica el sistema en el lugar donde se realizó la prueba comprobando su funcionalidad. Por último, los resultados de la tabla 4.4 se muestra como a través del tiempo los valores de longitud y latitud se encuentran con un porcentaje de diferencia menor a 0.001 implicando una gran precisión en el módulo GPS, satisfaciendo los requerimientos del sistema.

4.3. Resultados para el módulo enlace por radiofrecuencia

En relación al módulo de enlace por radio frecuencia, se procedió a medir la señal PPM de salida del receptor R/C. Esto para observar los anchos de cada uno de los comandos enviados desde el transmisor. En la figura 4.13 se visualiza la señal PPM de salida del receptor de radio.

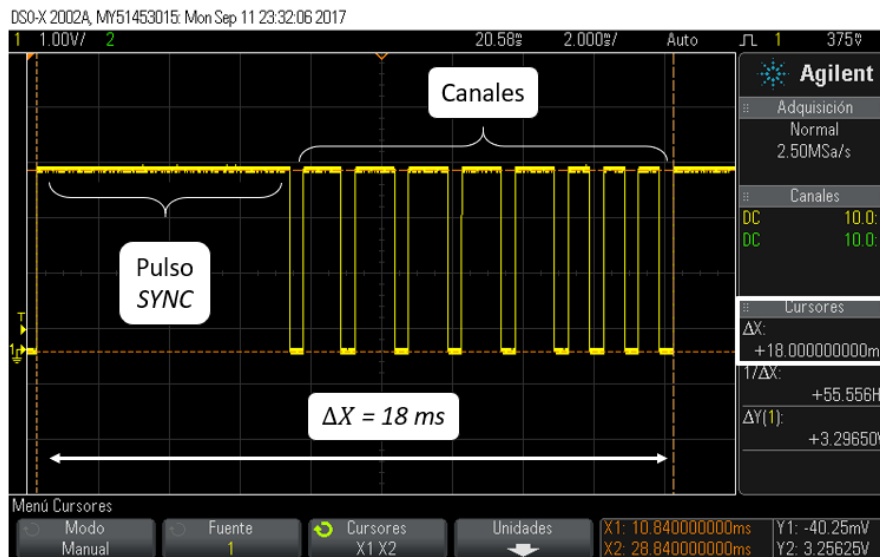


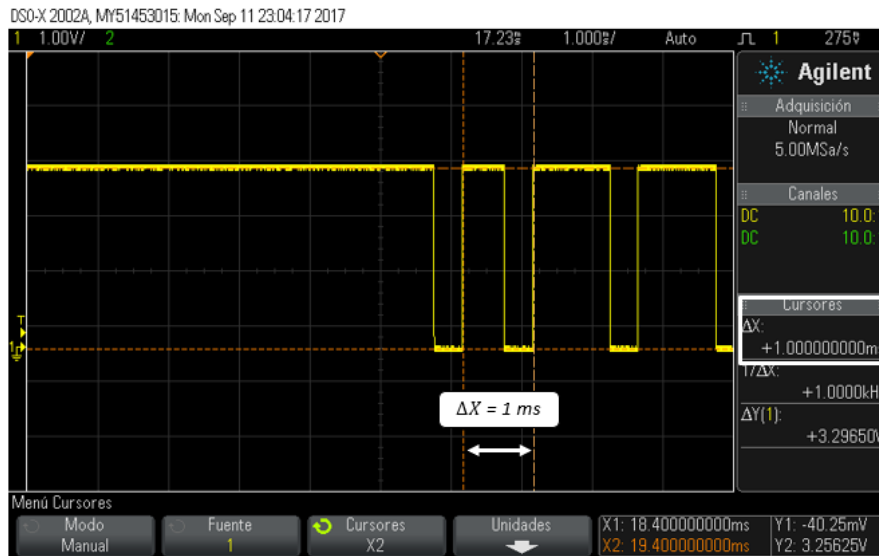
Figura 4.13: Señal PPM de 8 canales proveniente del receptor de Radio frecuencia.

En la figura 4.13, se muestran 8 canales que se utilizan para controlar los movimientos del UAS y el modo de vuelo. En la tabla 4.5 se muestra la asignación de los comandos del transmisor para cada canal.

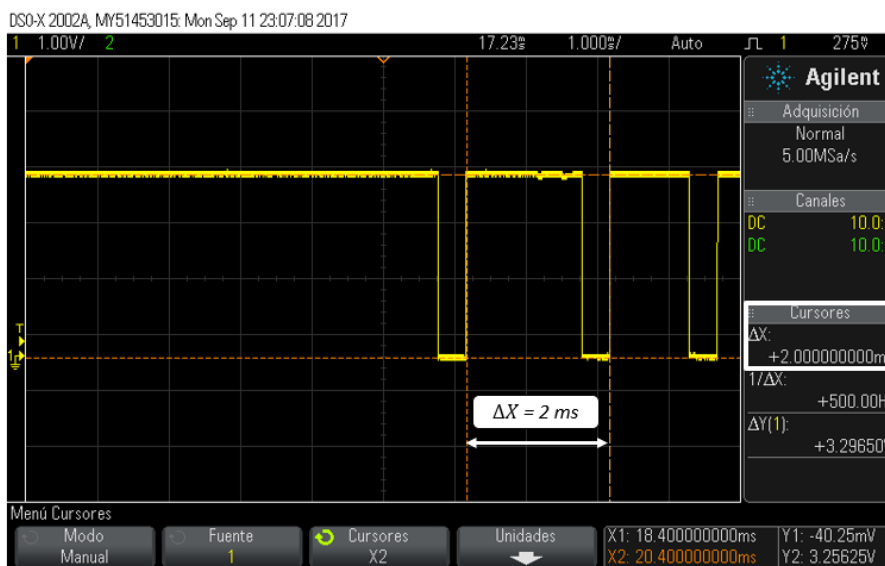
Tabla 4.5: Distribución de los canales de la señal PPM.

Canal de la señal PPM	Comando
1	<i>Throttle</i>
2	<i>Roll</i>
3	<i>Pitch</i>
4	<i>Yaw</i>
5	Modo de vuelo
6	No utilizado
7	No utilizado
8	No utilizado

Además se midió el ancho de los pulsos PWM para los canales, en la figura 4.14 se visualizan los resultados para el caso del canal 1 correspondiente al *throttle*. Es importante destacar que estos resultados son iguales para cada uno de los canales.



(a) Ancho mínimo del canal 1



(b) Ancho máximo del canal 1

Figura 4.14: Ancho del pulso PWM para los canales de la señal PPM.

Posteriormente se procedió a realizar pruebas con el transmisor R/C para validar su funcionamiento. Primero se definen los indicadores de interés para la prueba del enlace de radio. En la figura 4.15 se muestran los elementos para la prueba del radio.

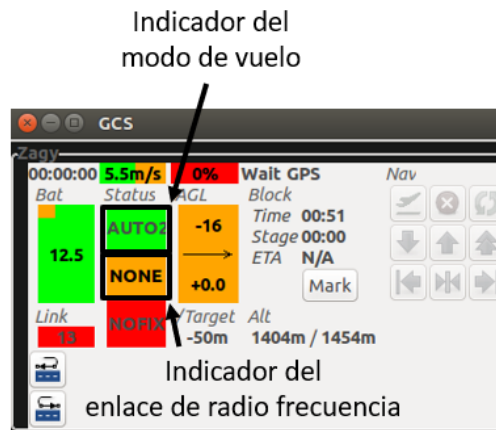


Figura 4.15: Indicadores de la GCS para la prueba de radio.

Luego, se modificó el modo de vuelo del sistema a través del interruptor de 3 posiciones del control. Para verificar sus resultados se utilizó el indicador de la GCS. En la figura 4.16 se muestran los resultados para esta prueba.

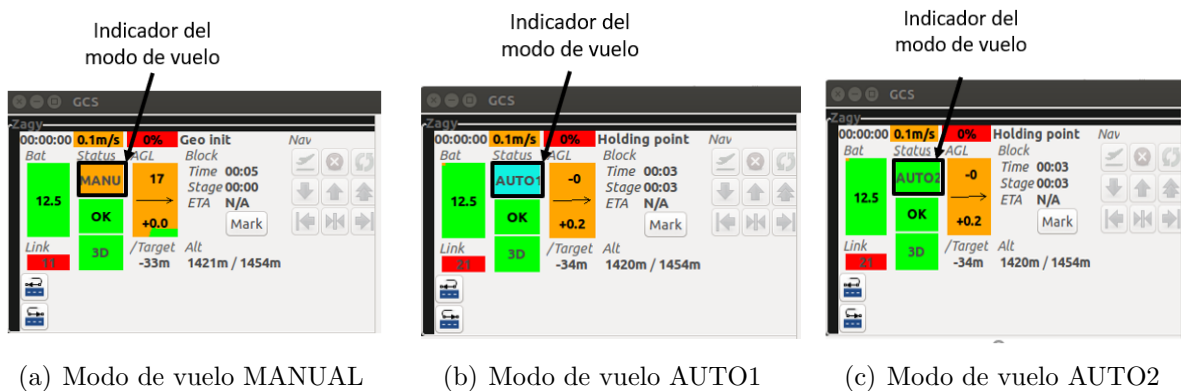


Figura 4.16: Cambios en el modo de vuelo del sistema UAS a través del transmisor R/C.

Por último, se realizó una prueba en el uso de los comandos. En este caso con el transmisor se varió el valor del *throttle* desde su mínimo a su máximo con el fin de observar la respuesta de la placa de control. En la figura 4.17 se muestra la gráfica de la respuesta del PWM del *throttle* ante esta prueba.

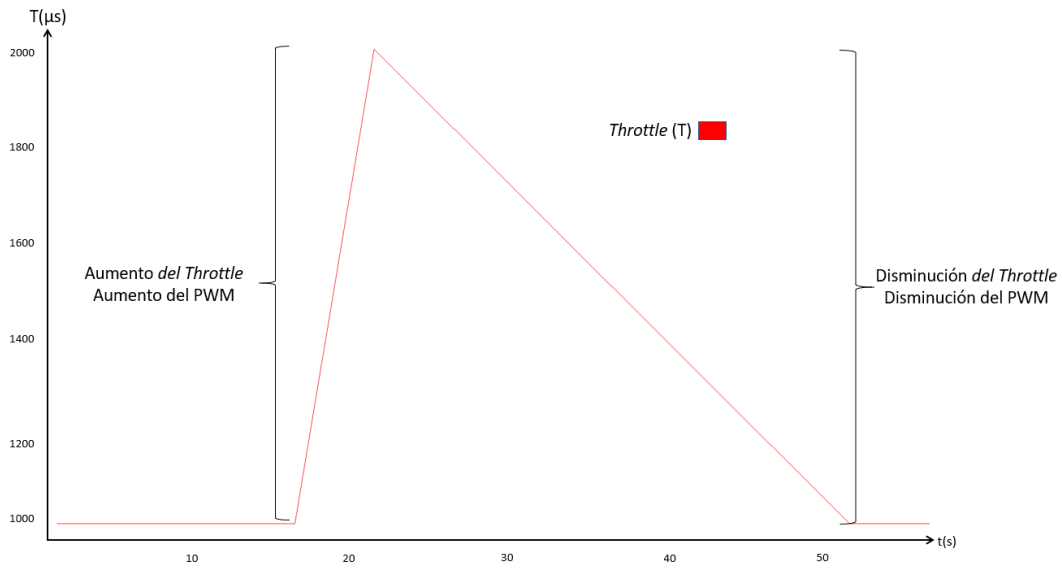


Figura 4.17: Gráfica de valores del *throttle* durante la prueba de radio.

De la figura 4.13 se puede extraer que los canales del transmisor pueden variar el ancho de la señal desde los $1000 \mu s$ hasta los $2000 \mu s$. A partir de este resultado se establece el peso o resolución que tienen los mandos del transmisor para el manejo de los actuadores del sistema. En la gráfica de la figura 4.17 se evidencia cómo se modifica la señal PWM utilizada para el control de la velocidad del motor. Con esto se comprueba la capacidad de manejo de los elementos del sistema de propulsión a través del transmisor de radio frecuencia.

Además en la figura 4.16 se observa cómo, a partir del interruptor de 3 posiciones, se puede seleccionar el modo de vuelo del piloto automático. Lo cual cumple con los requerimientos establecidos previamente para el módulo de radio frecuencia.

4.4. Resultados para el módulo de telemetría

Con respecto al módulo de telemetría, se utilizaron las herramientas de la GCS de *Paparazzi* para validar su funcionamiento. Una forma de verificar su operación, es con el uso de la GCS, debido a la dependencia de la telemetría para la recepción de información proveniente del UAS. Es decir si no funciona este módulo, no se muestran datos en la GCS. En la figura 4.18 se muestra el caso donde el enlace de telemetría no está funcionando.

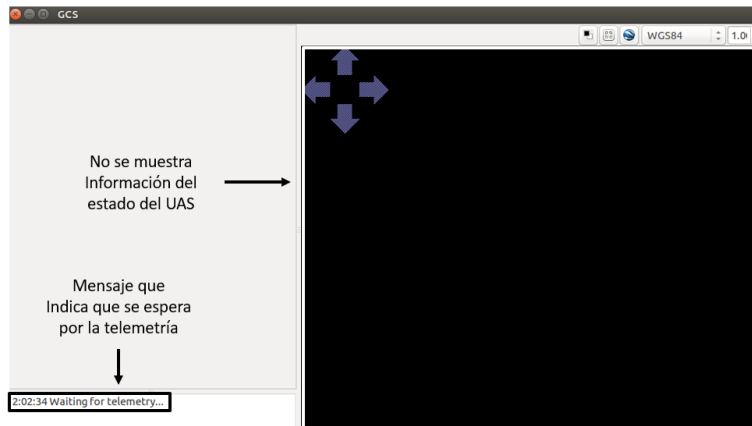


Figura 4.18: Interfaz de la GCS cuando no está funcionando el módulo de telemetría.

Según la figura 4.18, se muestra el mensaje que indica la espera del establecimiento del enlace de telemetría. Entonces a partir de la visualización de la información del estado del UAS en la GCS, se comprueba la operación de este módulo. En la figura 4.19 se ilustra un ejemplo de la estación de control cuando el enlace de telemetría está funcionando.

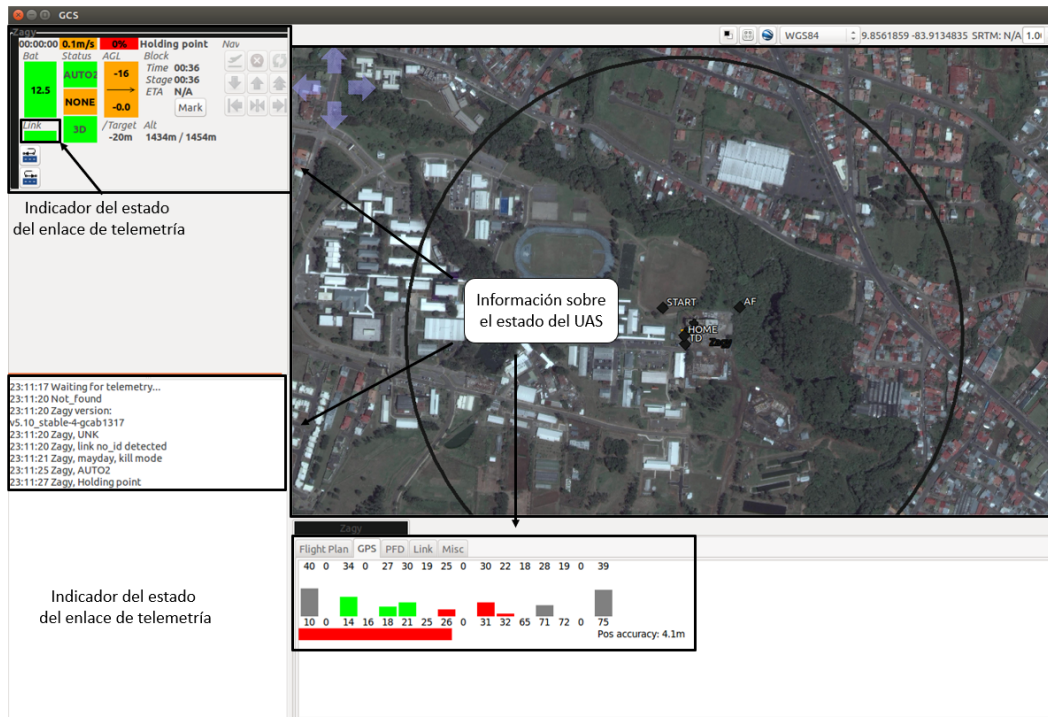


Figura 4.19: Interfaz de la GCS cuando el módulo de telemetría está funcionando.

Otra forma de validar el funcionamiento de este sistema, es a través de la herramienta *Messages* del *Paparazzi Center*. En la cual se visualizan los mensajes de los resultados de los sensores que son recibidos por la GCS. En la figura 4.20 se observa un ejemplo de los mensajes que llegan a la estación en tierra.

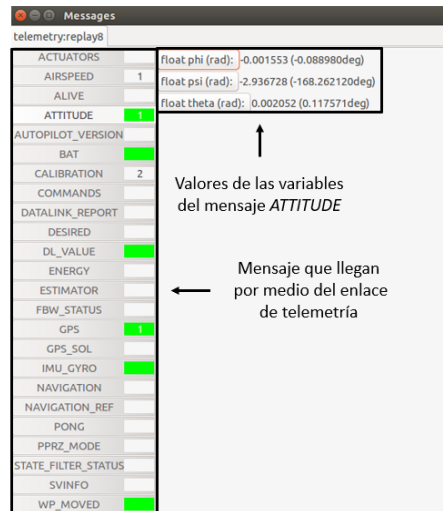


Figura 4.20: Mensajes que llegan a la GCS.

Por último, es necesario comprobar el alcance del enlace de telemetría. Para esto se realizó una prueba en las afueras de la Escuela de Ingeniería Electrónica, donde se fue incrementando la distancia entre el receptor y transmisor hasta llegar a un punto en donde no fuera posible establecer la conexión del enlace. Durante esta validación era necesario asegurar la condición de línea de vista, pero esto fue un problema debido a que era complicado poder mantener esta condición para distancias muy grandes. Por tanto la prueba se ejecutó bajo este inconveniente. En la figura 4.21 se muestra la distancia máxima a la cual se podía establecer el enlace entre el UAS y la estación de control en tierra, esta se determinó con ayuda de la aplicación de *Google Maps*.



Figura 4.21: Distancia máxima a la cual se puede establecer el enlace de datos entre la CGS y el UAS.

En relación a los resultados de las figuras 4.19 y 4.20 se comprueba el funcionamiento del módulo de enlace de telemetría. A partir del enlace se muestra la información del estado de los sensores a bordo de la aeronave, en la GCS. Con respecto al alcance del enlace, como se muestra en la figura 4.21 se logró alcanzar una distancia máxima de hasta 334,8 m cumpliendo los requerimientos de este módulo.

Para aplicaciones de mayor distancia, es necesario cambiar los módulos Xbee Pro S1 por otros con más potencia de salida con el fin de alcanzar mayores distancias para el alcance del enlace. Según [54], es posible obtener un enlace de distancia mayores a un 1 km con el uso de los módulos Xbee Pro 900 HP los cuales cuentan con una potencia de salida de 250 mW y el uso de antes del tipo SMA.

4.5. Resultados para el módulo sistema de propulsión

Para validar el sistema de propulsión, se determinaron los valores de PWM que envía el controlador a los actuadores. Para realizar esta prueba es necesario el uso del Transmisor R/C, con el cual se seleccionó el modo de vuelo manual para el control de los servos y motor del sistema. Entonces se procedió a modificar los valores *pitch*, *roll* y *throttle* con el objetivo de analizar el comportamiento de las señales de control enviadas a los servomotores para determinar sus desplazamientos mínimos, neutros y máximos. Primero se varió el valor del *throttle* para observar el PWM con destino al motor. En las figura 4.22 y 4.23 se visualizan los resultados para el mínimo y máximo de la señal PWM enviada al motor.

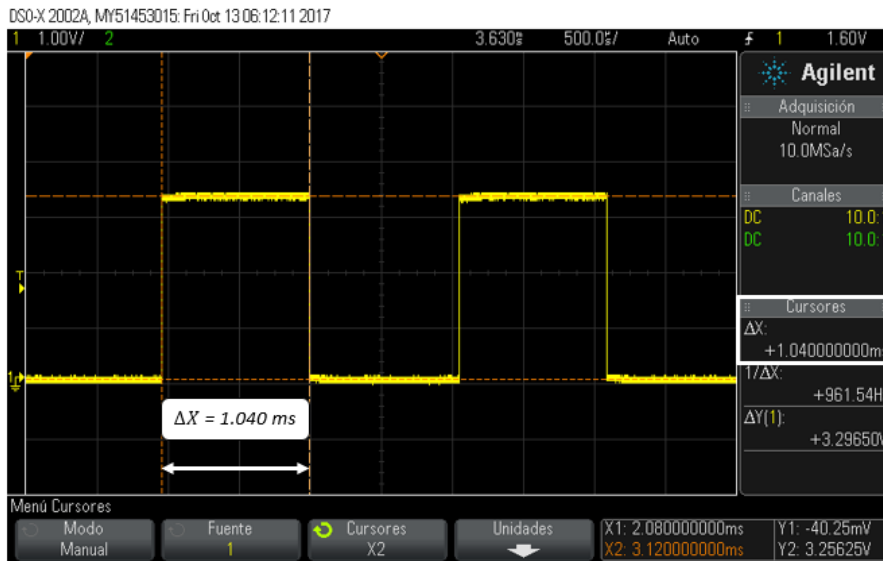


Figura 4.22: Valor mínimo del ancho del PWM que se envía al motor.

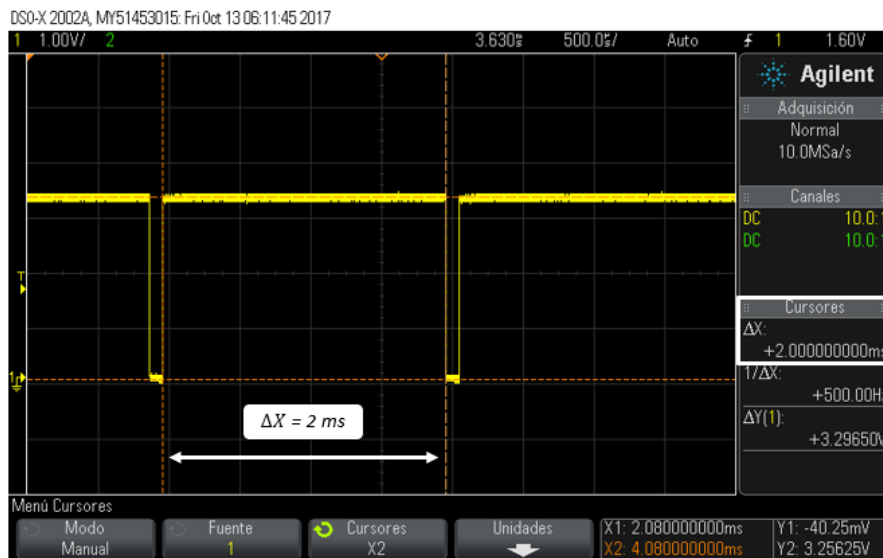


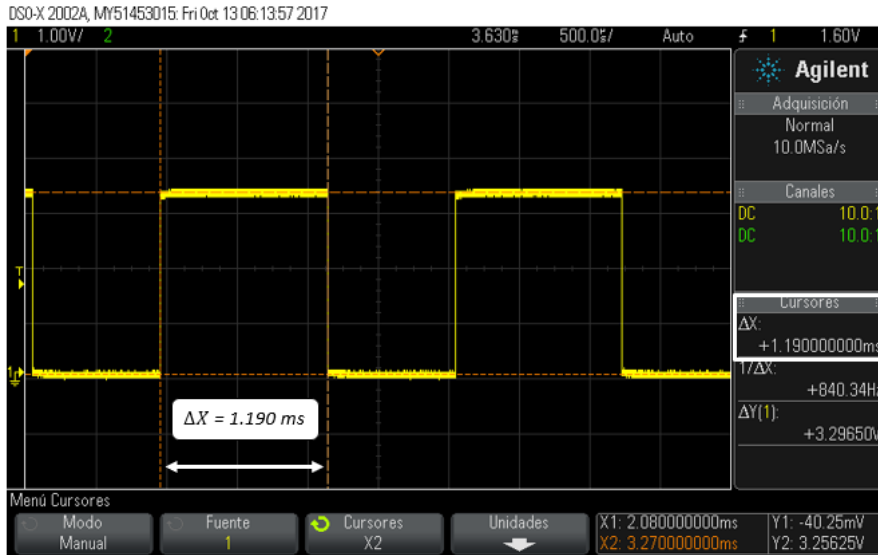
Figura 4.23: Valor Máximo del ancho del PWM que se envía al motor.

En la tabla 4.6 se resumen los resultados de los anchos del PWM enviados al motor a partir del comando *throttle*.

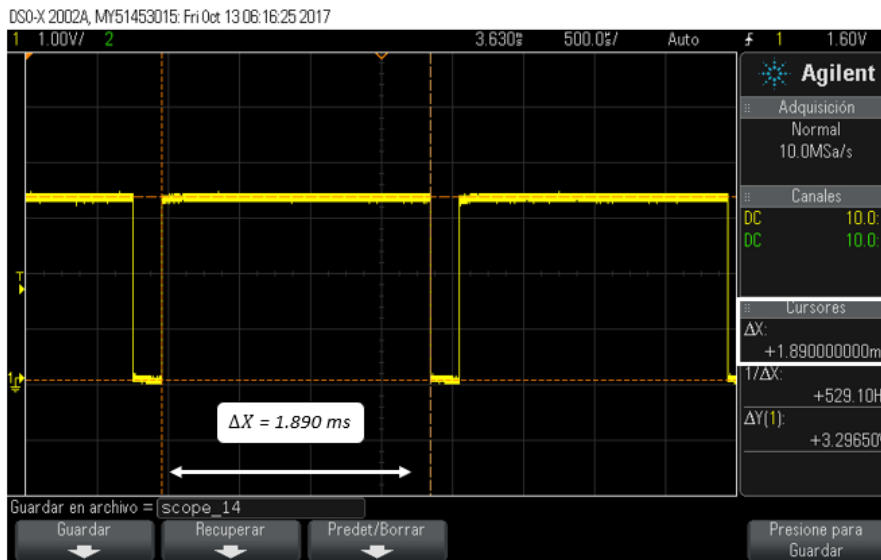
Tabla 4.6: Resultado de los anchos de pulso PWM para el motor.

Valor del <i>throttle</i>	Ancho del PWM enviado al motor
Mínimo	1.040 ms
Máximo	2.000 ms

Posteriormente se realizó una prueba similar a los servomotores, donde se modificaron los valores de *pitch* y *roll* para desplazar lo alerones hacia arriba y hacia abajo con el fin de caracterizar los anchos de los pulsos PWM. En las figuras 4.24, 4.25 y 4.26 se muestran los resultados para las señales PWM de cada servomotor.

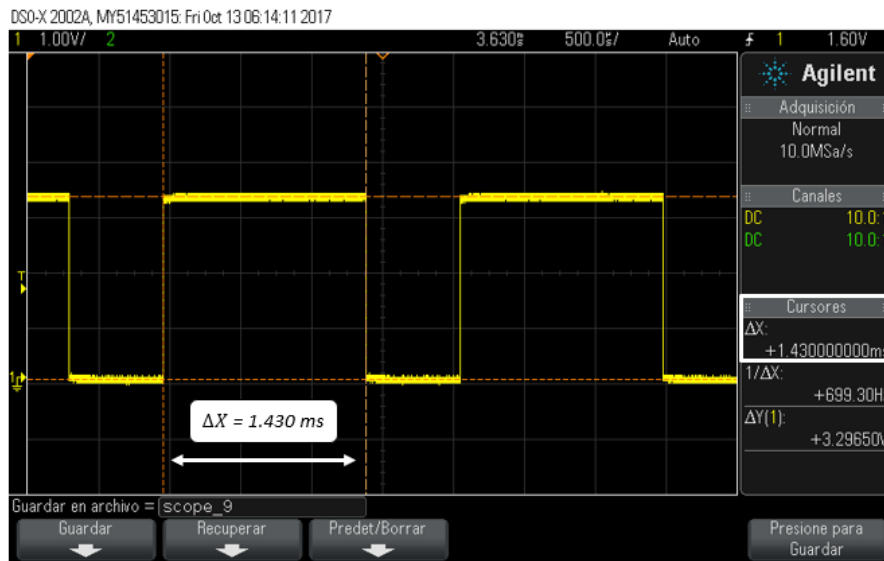


(a) Servo derecho

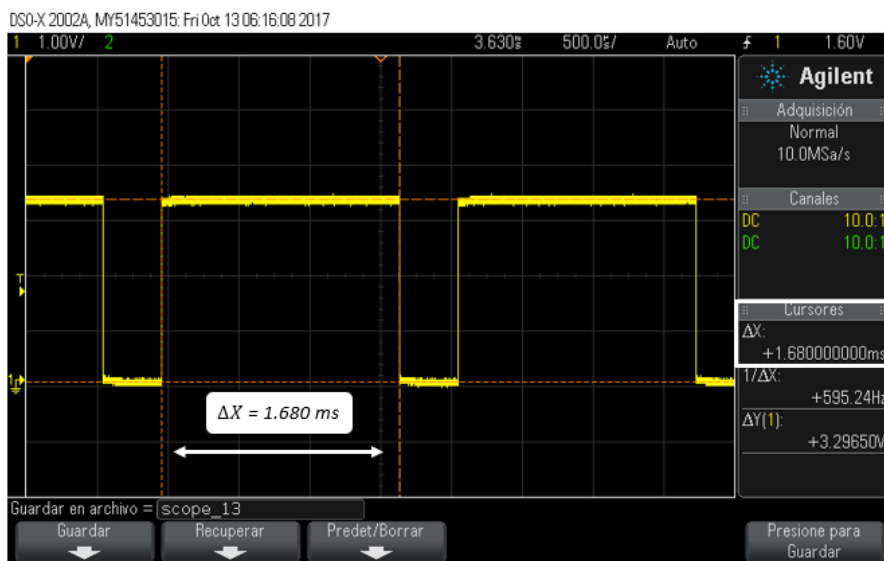


(b) Servo izquierdo

Figura 4.24: Anchos de los pulsos PWM para los servos cuando se mueven los alerones hacia abajo.

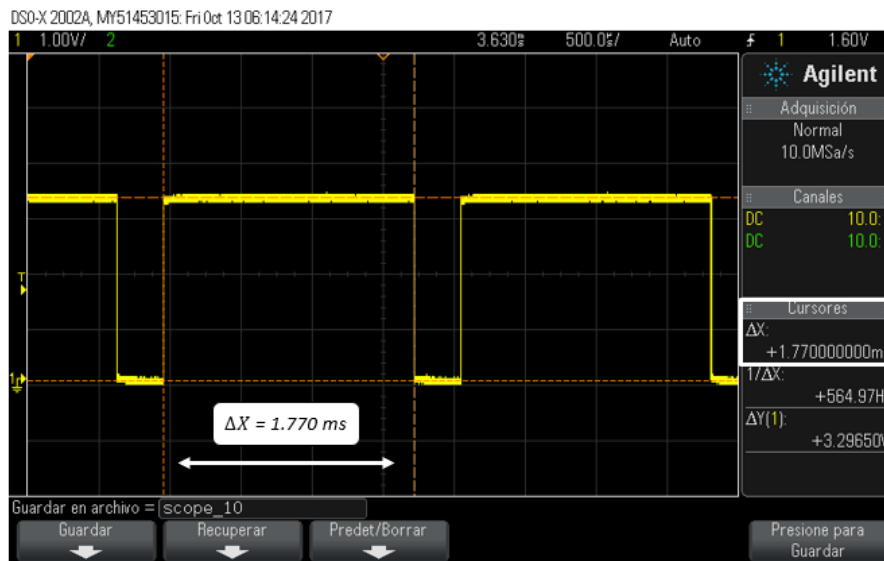


(a) Servo derecho

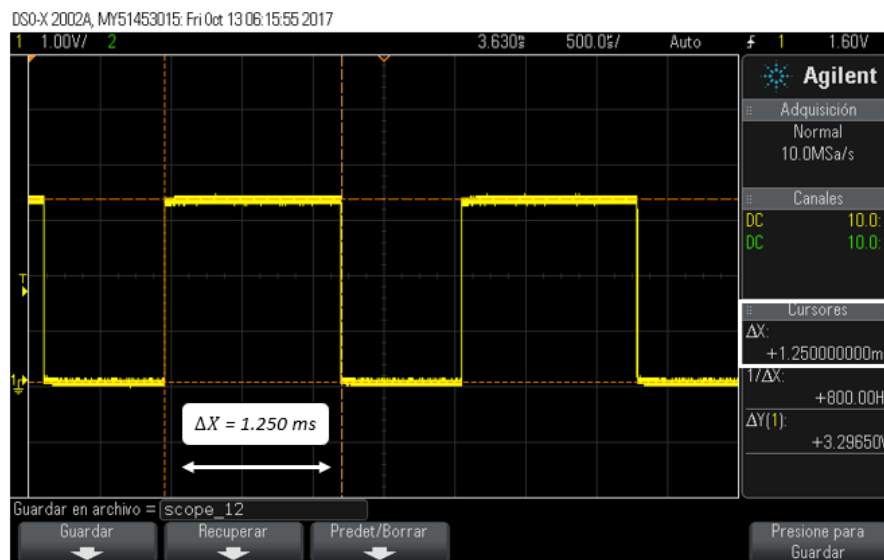


(b) Servo izquierdo

Figura 4.25: Anchos de los pulsos PWM para los servos cuando se tienen los alerones en su posición neutra.



(a) Servo derecho



(b) Servo izquierdo

Figura 4.26: Anchos de los pulsos PWM para los servos cuando se desplazan los alerones hacia arriba.

En la tabla 4.7 se resumen los resultados para las señales PWM de cada servomotor, además del desplazamiento mínimo y máximo en grados de los alerones.

Tabla 4.7: Resultados para los valores de PWM según el movimiento de los alerones.

Actuador	Valor de PWM según el movimiento de los alerones			Desplazamiento en grados de los alerones	
	Hacia abajo	Neutral	Hacia arriba	Hacia abajo	Hacia arriba
Servo derecho	1.190 <i>ms</i>	1.143 <i>ms</i>	1.770 <i>ms</i>	-11.9°	+10.0°
Servo izquierdo	1.890 <i>ms</i>	1.168 <i>ms</i>	1.125 <i>ms</i>	-11.8°	+10.2°

Los resultados de las tablas 4.6 y 4.7 se muestran como varían las señales de control de los actuadores del sistema de propulsión. Para el caso del motor cuando el *throttle* está al mínimo se envía un PWM de 1040 μs que hace que el motor esté en reposo. Cuando se va aumentando el *throttle*, se incrementa el valor del ciclo de trabajo del PWM ocasionando que la velocidad de giro del motor aumente hasta llegar a su máximo.

En el caso de los servos en la tabla 4.7 se aprecia que los rangos de los servomotores izquierdo y derecho están invertidos. Esto se debe a la forma en que están ubicados en la estructura, para que estos se muevan en la misma dirección se debe invertir el pulso de la señal PWM. Además observa que existe una ligera diferencia en los límites de estas señales, esto se debe a la forma en que se instalaron los alerones existe un desfase en el movimiento de los alerones derecho e izquierdo. Por ende, fue necesario modificar los límites de los valores de PWM para asegurar que estos se desplacen en el mismo rango. Por último, se tiene que es posible mover los alerones en un rango de aproximadamente 20° lo cual representa un rango funcional para el manejo del vuelo del UAS.

4.6. Resultados del sistema UAS completo

4.6.1. Cambio del controlador de vuelo

Para validar el funcionamiento del sistema UAS, se realizaron vuelos en el modo *AUTO1* del *Apogee flight controller*, donde la placa de control se encarga de estabilizar la orientación del avión pero el piloto en tierra controla su dirección y velocidad.

Durante el despegue de los vuelos, se presentó un inconveniente en el cual el motor no giraba, sino que quedaba estático, aún cuando se modificaba el valor del *Throttle*. Ante este problema, se procedió a determinar la razón del fallo; para esto, se verificó si el pulso PWM enviado al motor se encontraba dentro del rango establecido. Una vez que se descartó algún problema con las señales de control, se conectó el motor para examinar si volvía a girar de la manera esperada. Al momento de alimentar el motor, se generó un pico de corriente el cual sobrecalentó la placa de control. Este efecto conllevó a que el *Apogee Flight controller* se dañara, generando la necesidad de un cambio de la placa de control para continuar con el desarrollo de la plataforma de ala fija.

Dado el suceso inesperado con el *Apogee*, se evaluó la alternativa de cambiar el piloto automático por el *pixhawk flight Controller* gracias a su disponibilidad en el laboratorio. Posteriormente se procedió a integrar la placa de control con los demás módulos del sistema.

A nivel de componentes, fue necesario cambiar los módulos de telemetría debido a que el *pixhawk* no trabaja con los dispositivos Xbee, los mismos se sustituyeron por los radios del kit de telemetría de 3DR. Con respecto al motor y el ESC, fue necesario sustituirlos a causa del pico de corriente. En cuanto a los demás módulos no hubo razón alguna para intercambiarlos.

En relación con el proceso de configuración de componentes con el *Pixhawk* no se presentaron grandes diferencias entre las dos plataformas, ya que el principio de funcionamiento en ambas es el mismo. Por el cambio de piloto automático, fue necesario migrar del programa *Paparazzi Center* al *Mission planner*, con esta herramienta se puede configurar y manejar el sistema UAS al igual que en el caso anterior con el *apogee* [55].

A partir de esta sección, los resultados que se muestren en el presente informe estarán basados en los resultados obtenidos con la placa de control *Pixhawk*, y la estación de control en tierra *Mission planner* para el manejo del sistema UAS.

4.6.2. Pruebas de vuelo autónomo

Para la validación del funcionamiento del sistema UAS completo se efectuó una misión donde la plataforma ejecute un vuelo de manera autónoma. Para el desarrollo de esta prueba se utilizó la estación de control en tierra *Mission Planner*, con el cual se elaboró una ruta de vuelo a través de la aplicación *Flight planner*. La ubicación del lugar donde se realizaron las pruebas, es en el Aero-club ELÉCTRICO RC de Tambor en Alajuela. Debido a que cuenta con un gran espacio sin obstáculos para poder efectuar las pruebas de vuelo. En la figura 4.27 se muestra la ubicación del club en la GCS.

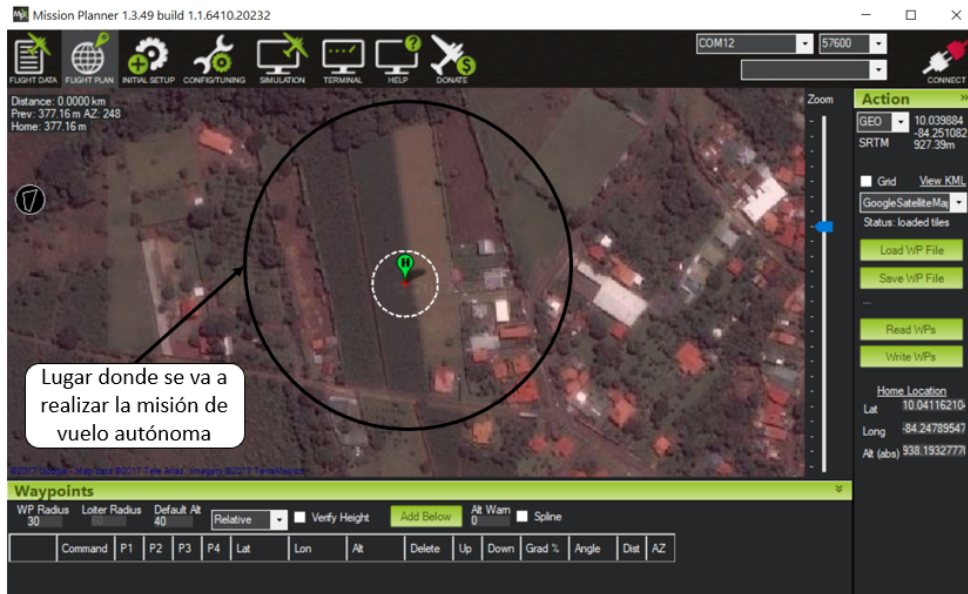


Figura 4.27: Ubicación del lugar donde se realizarán las pruebas de vuelo en el GCS de *Mission Planner*.

4.6.3. Resultados primer vuelo

Para el primer vuelo, se diseñó una misión con ayuda del comando *Auto Grid* del *Flight planner*; el cual, permite encerrar dentro de un polinomio la región donde se desea realizar un vuelo, y generar automáticamente una ruta con los *waypoints* de navegación. Además, la altura seleccionada para la misión fue de 40m. En la figura 4.28 se ilustra el plan de vuelo generado por el *Auto Grid*.

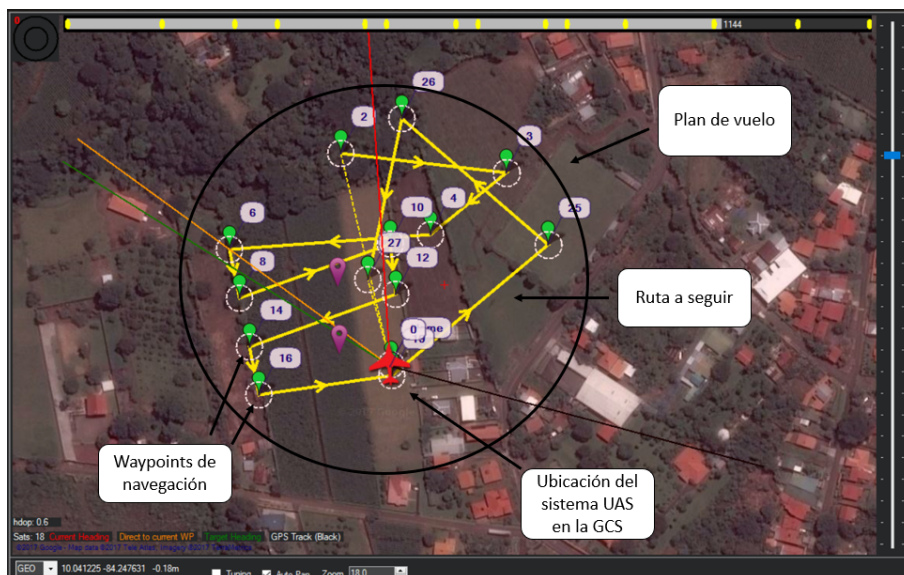


Figura 4.28: Plan de vuelo generado para la primer misión.

Luego se procedió a realizar la misión, para esto se seleccionó el modo de vuelo *Auto* en la plataforma y se lanzó la estructura.

Durante la ejecución del vuelo se tuvo problemas en el seguimiento de la ruta planteada, debido a que en algunos puntos se tenía que realizar vueltas muy angostas causando que a la aeronave se le dificultara efectuar estas maniobras. En el transcurso de la misión el sistema terminó chocando contra un árbol cercano al lugar, a causa de los inconvenientes previamente mencionados. En la figura 4.29 se ilustra el recorrido que realizó el sistema UAS durante la misión.

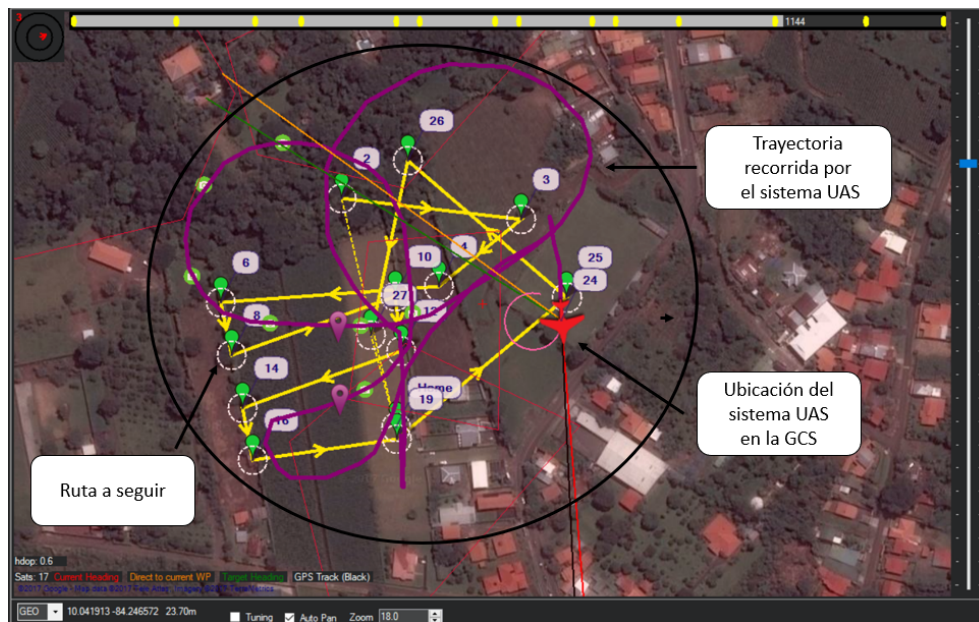


Figura 4.29: Recorrido del sistema UAS durante la primer misión de vuelo.

Como se muestra en la figura 4.29, el tener distancias tan pequeñas entre algunos *way-points* ocasiona que la plataforma no pueda ejecutar esta maniobra. Esto llega a causar un comportamiento inesperado en el vuelo del sistema. El caso de los puntos 6-8, 10-12 y 14-16 se encuentran ubicados a una distancia muy corta, por lo que dificulta a la aeronave realizar este tipo de giros.

Con respecto al comportamiento del avión durante el vuelo, se demostró que el sistema tiene la capacidad de poder ejecutar una misión de manera autónoma. No obstante, presenta la limitante que los puntos de navegación deben estar separados una distancia considerable para poder seguir la ruta planteada y evitar inconvenientes como el que se presentó durante esta misión. Por ende, se realizó un segundo vuelo en cuyo diseño fue considerada esta limitante.

4.6.4. Resultados segundo vuelo

Se realizó una segunda misión de vuelo, donde se tomara en cuenta los aspectos de las distancias entre los puntos de navegación que perjudicaron el resultado del primer vuelo. Con base a esta limitante se diseñó un *flight plan* de manera manual, donde se ubicaron los *waypoints* de tal manera que permitiera a la estructura realizar con un mayor margen las vueltas. En la figura 4.30 se muestra el plan de vuelo realizado para la segunda prueba.

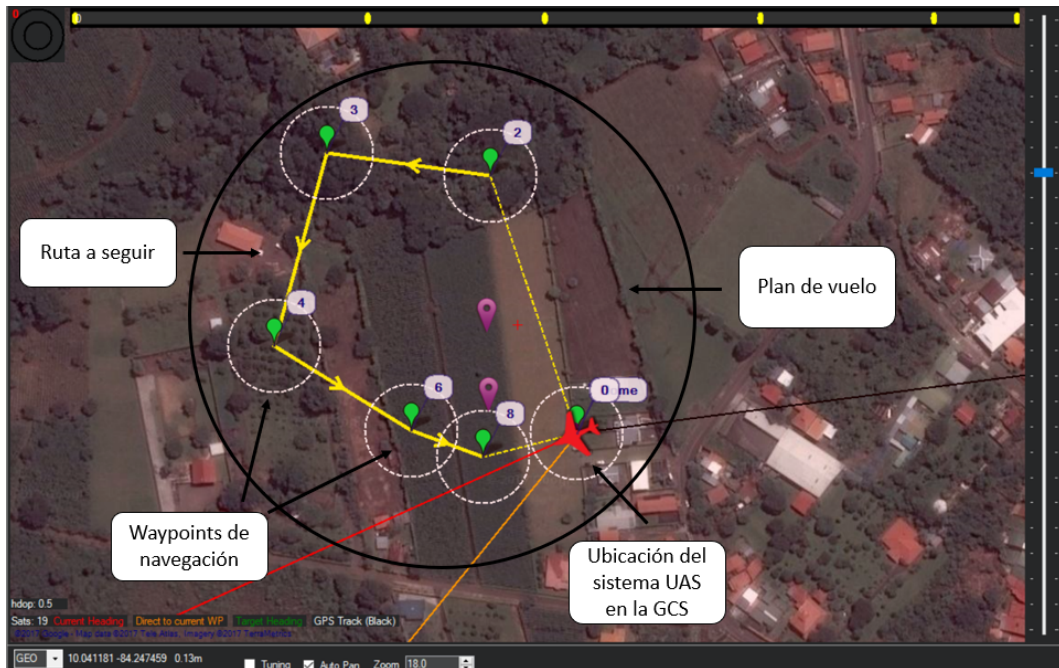


Figura 4.30: Plan de vuelo de la segunda misión en el GCS de *Mission Planner*.

Durante la ejecución de la segunda misión, el sistema UAS no presentó problemas a la hora de realizar las instrucciones del *flight plan*. Esto porque se ubicaron los puntos de navegación a una distancia que le permitiera efectuar las maniobras sin problemas. En la figura 4.31 se ilustra la trayectoria seguida por la plataforma UAS.

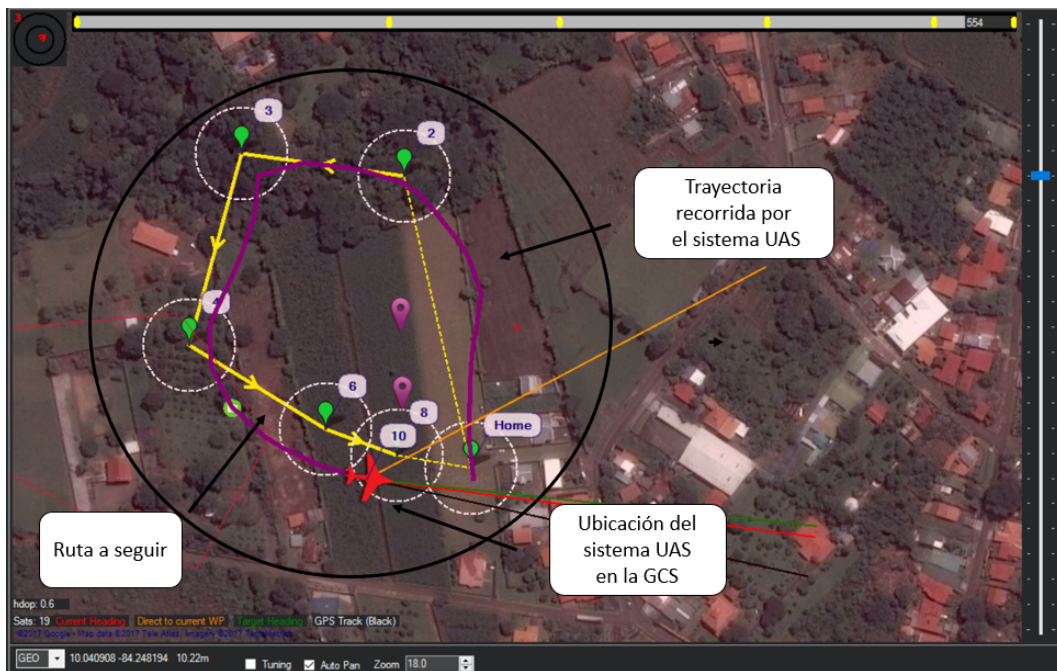


Figura 4.31: Recorrido del sistema UAS durante la segunda misión de vuelo.

Según la figura 4.31, se observa como el sistema siguió la ruta establecida por los *way-points* sin problema alguno. Con esto se demuestra que la plataforma es capaz de ejecutar *flight plans* de manera autónoma. Sin embargo, se debe tomar en cuenta el aspecto de la distancia entre los puntos de navegación con el fin de evitar que realice maniobras arriesgadas que comprometan la ejecución de la misión.

4.7. Resultados para la generación de modelos tridimensionales

Con respecto a la generación de modelos tridimensionales, se procedió a tomar fotografías durante las misiones de vuelo. Para realizar esta tarea, se utilizó una cámara de marca Go Pro modelo Hero 4.

En relación con el uso de la cámara, es necesario configurar su modo de operación para la captura de las fotos. Por ende, se debe seleccionar el modo *Time Lapse* con un intervalo de obturación de 0.5 s [56]. En la figura 4.32 se muestra los pasos de la configuración descrita.

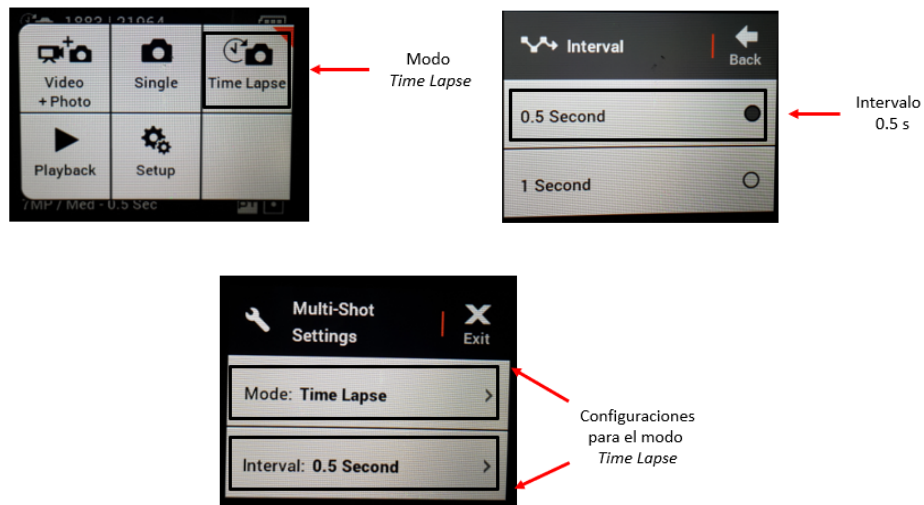


Figura 4.32: Configuración de la cámara Go Pro Hero 4 para la toma de fotografías.

Una vez que se configuró la cámara, se procedió a la toma de las fotografías. Durante la ejecución de la segunda misión de se instaló la cámara en la plataforma UAS, con el fin de obtener las imágenes del lugar de vuelo. Es necesario recordar, que en la figura 4.30 se ilustra la ruta del plan de vuelo de la segunda misión.

De la misión de vuelo, se obtuvieron 54 imágenes para la confección del modelo tridimensional. Luego, se procedió a cargar las fotos en el programa Agisoft Photoscan para su posterior procesamiento [57]. En la figura 4.33 se ilustra la interfaz de Agisoft, cuando se cargan las imágenes.



Figura 4.33: Imágenes en la interfaz de Agisoft Photoscan.

Al momento de realizar el proceso de orientación de fotos, el programa Agisoft seleccionó

15 imágenes de las 54 disponibles para la elaboración del modelo 3D, esto se debe a que el programa no encontró relación entre estas imágenes con las otras 15. Posteriormente, se continuó a la confección de la nube de puntos y el mallado, con las 15 fotografías seleccionadas. En la figura 4.34, se muestra la nube de puntos y la orientación de las fotos que determino el programa Agisoft.

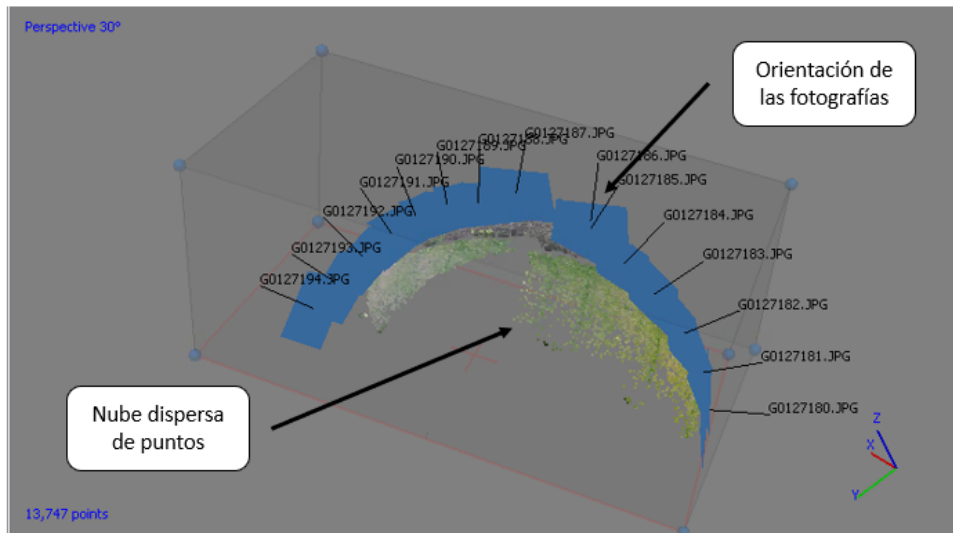


Figura 4.34: Orientación de las fotografías y nube de puntos en la interfaz de Agisoft.

Seguidamente, se confeccionó el modelo tridimensional. En la figura 4.35 y 4.36 se muestran los resultados para el modelo 3D.

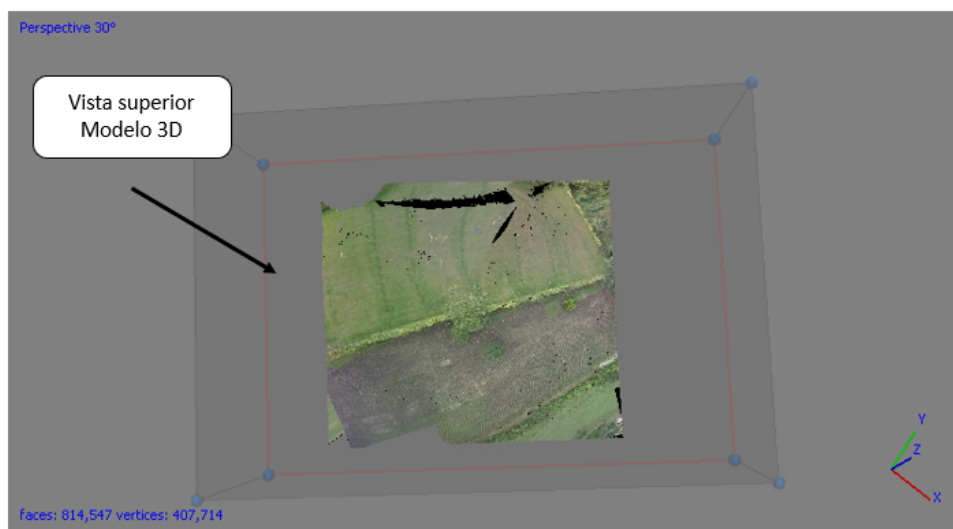


Figura 4.35: Vista superior del resultado del modelo 3D.

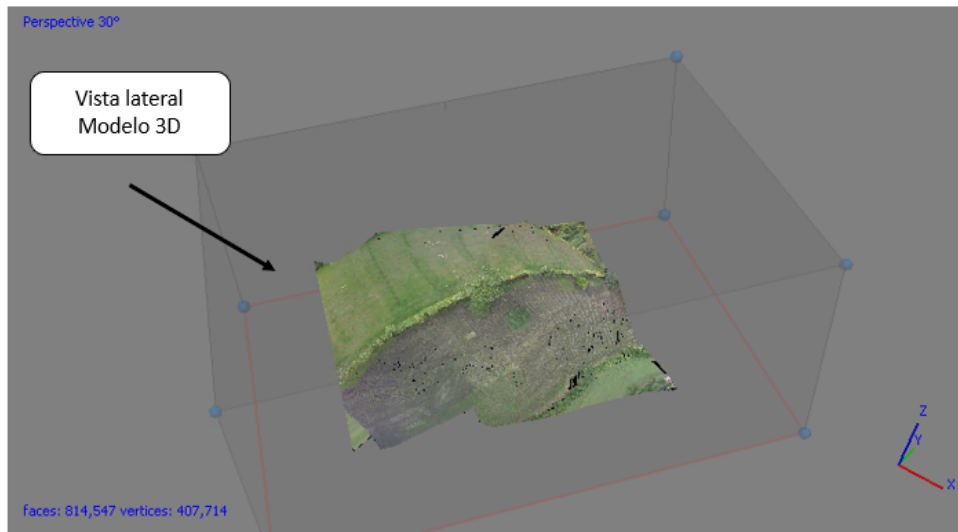


Figura 4.36: Vista lateral del resultado del modelo 3D.

Por último, a través de las herramientas de Agisoft, se puede generar un ortomosaico del modelo tridimensional en cuestión. En la figura 4.37 se ilustra el ortomosaico generado del modelo 3D.

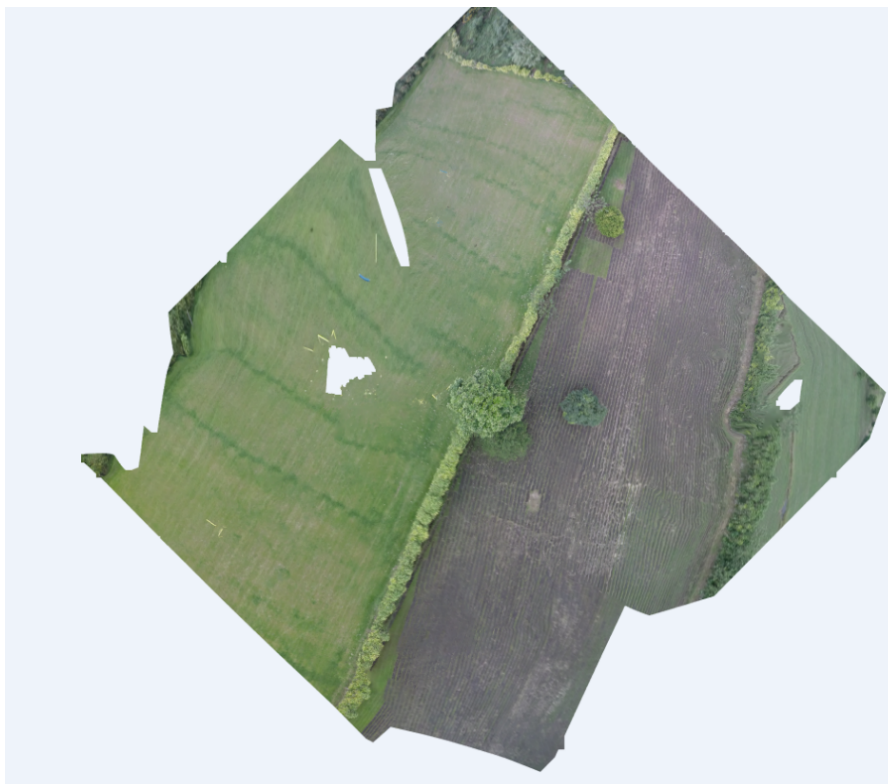


Figura 4.37: Ortomosaico generado a partir del programa Agisoft Photoscan.

Por otro lado, se realizó una prueba donde se descartaron las 15 imágenes que seleccionó el programa Agisoft. Esto con el fin de observar el resultado de procesar el resto de las imágenes. Para este caso el programa seleccionó 9 imágenes para la elaboración del modelo 3D. Una vez que se construyó la nube de puntos y se orientaron las fotos se procedió a obtener el modelo tridimensional. En las figuras 4.38 y 4.39 se muestra el modelo 3D de la segunda muestra de las fotos.

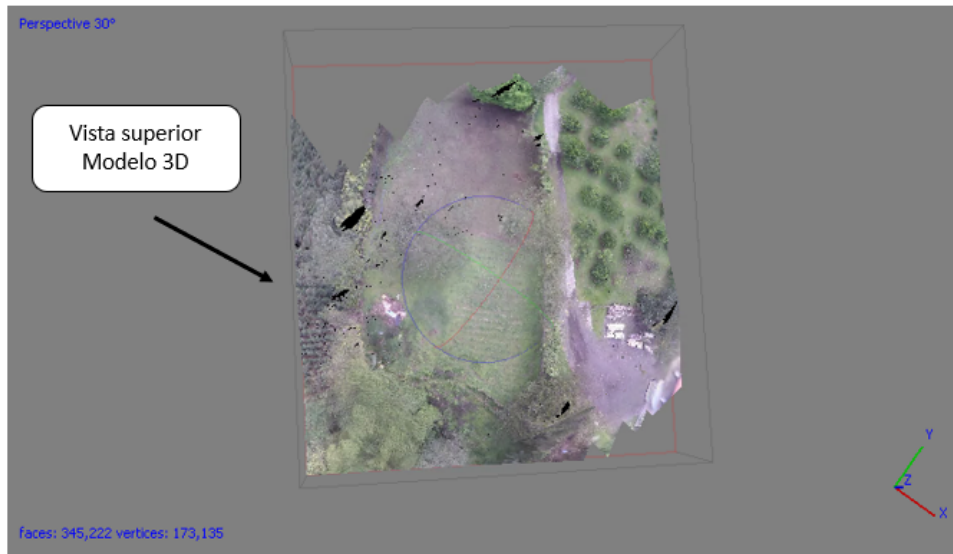


Figura 4.38: Resultado de vista superior del segundo modelo 3D.

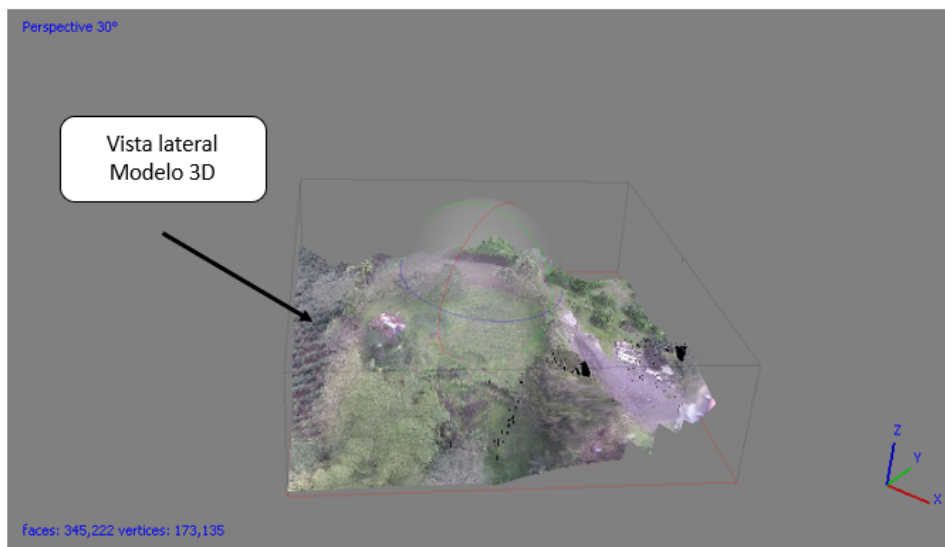


Figura 4.39: Resultado de vista lateral del segundo modelo 3D.

También se confeccionó el ortomosaico para esta muestra de imágenes. En la figura 4.40 se muestra el resultado para el segundo modelo 3D.

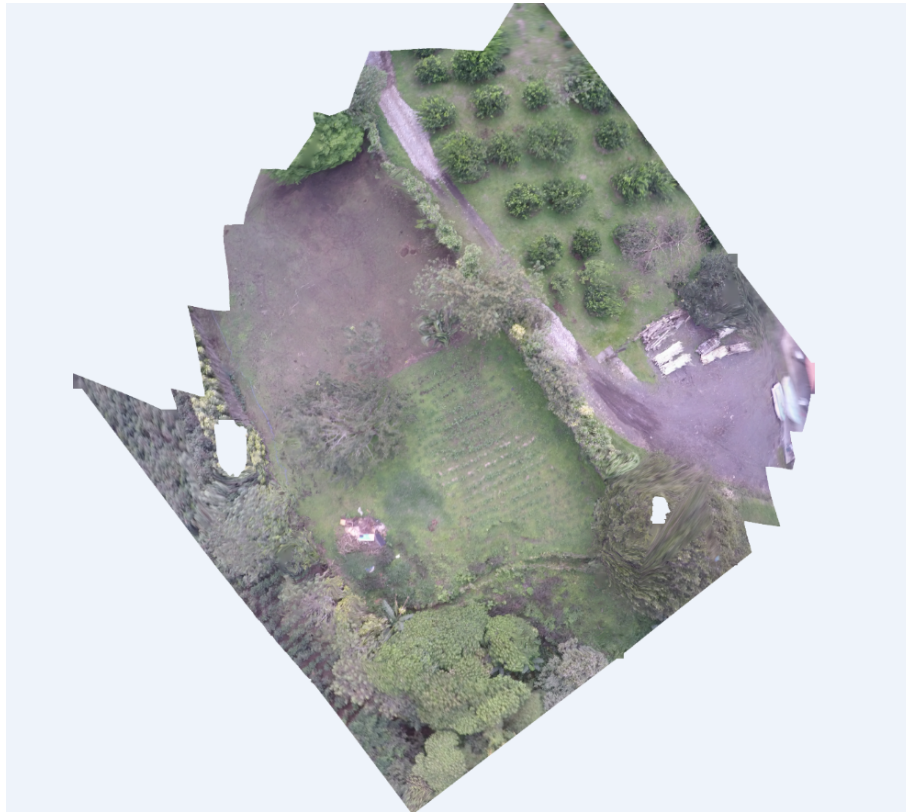


Figura 4.40: Ortomosaico generado del segundo modelo 3D a partir del programa Agisoft Photoscan.

En las figuras 4.35, 4.35 y 4.37 con respecto al primer modelo y las figuras 4.38, 4.39 y 4.40 del segundo modelo, se pueden ver agujeros e imperfecciones que comprometen la conformación del modelo, esto se debe por la forma en que se tomaron las fotografías y la poca cantidad de imágenes utilizadas para el procesamiento.

El problema con las fotos tomadas se debe a que el vuelo no cubrió por completo la región deseada. Debido a razones meteorológicas, temporales y espaciales imprevistas no se pudo desarrollar un plan de vuelo que pudiera recorrer por completo el terreno a tiempo. Esto ocasionó que muchas imágenes fueran descartadas en el proceso de la alineación de las fotos y la generación de la nube de puntos.

5 Conclusiones

A partir del desarrollo de una solución *open hardware* y *open source* se logró implementar y validar una plataforma UAS para aplicaciones fotogramétricas. El sistema tuvo un costo aproximado de \$1200, siendo una gran alternativa con respecto a las plataformas comerciales debido a su bajo costo. Además este sistema cuenta con la capacidad de soportar modificaciones a nivel de *software* y *hardware*.

Por medio del uso de la metodología de diseño modular se logró establecer un concepto de diseño para el sistema, a través del trabajo en conjunto de ocho módulos funcionales con una unidad de control.

Se comprobó a partir de pruebas de concepto que el sistema es capaz de:

- Establecer comunicación entre el piloto y la aeronave a partir de un enlace por radio frecuencia en el cual se puedan enviar instrucciones de vuelo.
- Controlar la dirección y velocidad del vuelo a través de señales PWM enviadas a los actuadores para el manejo del sistema de propulsión.
- Estimar los ángulos de orientación *roll*, *pitch* y *yaw* con una precisión de hasta $\pm 1^\circ$.
- Lectura de señales GPS de latitud y longitud con una precisión de hasta 4.0 m.
- Capacidad de establecer un enlace de comunicación bidireccional con una estación en tierra, mediante un enlace de frecuencia de banda libre con un alcance de hasta 334 m.

Se demostró que la plataforma UAS de ala fija es capaz de ejecutar misiones de manera autónoma, a partir del seguimiento de un plan de vuelo con puntos de navegación que indican la ruta a tomar por el sistema.

La estación de control en tierra posibilita la visualización de resultados de los sensores para el monitoreo del sistema UAS. Además, permite el diseño de planes de vuelo y el envío de instrucciones para el control de las misiones.

Se confeccionó un modelo tridimensional a partir de la toma de fotografías durante el vuelo del sistema, pero se necesitarán mas pruebas para poder estandarizar el proceso con el objetivo de evitar imperfecciones en la generación de los modelos.

6 Recomendaciones

Se sugiere el uso de un material más resistente para el *frame* de la aeronave, debido a que el utilizado es muy ligero por lo que presenta problemas en la estabilidad ante fuertes corrientes de viento. Además después de finalizar cada prueba de vuelo es necesario darle mantenimiento al cuerpo del sistema UAS.

Para el despegue del sistema se recomienda darle un gran impulso a la estructura durante el lanzamiento, para que el sistema tenga la suficiente sustentación para despegar. Además, se debe encender el motor al momento que la aeronave empieza a planear con el fin de evitar que se quiebre la hélice al chocar contra el terreno. Igual para el caso del aterrizaje se debe apagar el motor antes de tocar el suelo.

Se sugiere que la ubicación de la cámara debe estar lo más cercana posible al centro de masa de la aeronave y orientada de tal manera que el lente quede viendo hacia abajo. También se insta a la elaboración de una pieza que permita la estabilización y fijación de la cámara al cuerpo del sistema, para evitar que se caiga durante algún movimiento brusco.

Para el caso de aplicaciones o misiones que tengan un alcance mayor a los 330 m, se deben cambiar los dispositivos Xbee. Se sugiere el uso de módulos que presenten una mayor potencia de salida y una antena del tipo RP-SMA para un mayor alcance.

Para la generación de los modelos tridimensionales, se recomienda diseñar misiones que recorran más de una vez la región que se desea analizar por la velocidad y forma de vuelo del ala fija. Esto con el objetivo de obtener una mayor cantidad fotografías para la conformación del modelo. También se sugiere el uso de imágenes georeferenciadas y puntos de control, para aumentar la precisión de la generación modelos tridimensionales.

Se recomienda el uso de un regulador de tensión antes de la etapa de alimentación del controlador de vuelo para ofrecer una protección a la placa ante un pico de tensión como lo que ocurrió con el *Apogee*.

7 Bibliografía

- [1] El Mundo CR, “Erosión de los suelos genera pérdidas millonarias y baja la productividad agrícola,” 2015. [Online]. Available: <http://www.elmundo.cr/erosion-de-los-suelos-genera-perdidas-millonarias-y-baja-la-productividad-agricola/>
- [2] S. Abergel, S. Filin, and N. Goldshleger, “Measurement of Erosion in Agricultural Fields Using Monoscopic Photogrammetry Measurement of Erosion in Agricultural Fields Using Monoscopic Photogrammetry,” 2008.
- [3] L. Vega, “Evaluación de la erosión hídrica superficial por parcelas experimentales en suelos desnudos de la región de coquimbo,” Ph.D. dissertation, Universidad de Talca, 2008. [Online]. Available: <http://eias.utalca.cl/Docs/pdf/Publicaciones/tesis{-}de{-}grado/leonardo{-}vega.pdf>
- [4] N. Hudson, *Medición sobre el terreno de la erosión del suelo y de la escorrentía*, ser. Boletín de suelos de la FAO. Organización de las Naciones Unidas para la Agricultura y la Alimentación, 1997. [Online]. Available: <https://books.google.co.cr/books?id=m1DFcx3B0dYC>
- [5] T. Fernández del Castillo, J. L. Pérez García, F. J. Cardenal Escarcena, J. Delgado García, C. Irigaray Fernández, and J. Chacón Montero, “Evolution of a diachronic landslide by comparison between different DEMs obtained from digital photogrammetry techniques in Las Alpujarras (Granada, Southern Spain),” *Conference of Geoinformation for Disaster Management (GI4DM)*, 2011.
- [6] A. C. Sáez, “I Introducción a la Fotogrametría Digital FOTOGAMETRÍA DIGITAL,” pp. 1–9, 2001. [Online]. Available: ftp://ftp.unsj.edu.ar/agrimensura/Fotogrametria/Unidad2/Conceptos_Basicos_de_Fotogrametria_General.pdf
- [7] J. Carelli, “AREA FOTOGAMETRIA Y CARTOGRAFIA,” 2013. [Online]. Available: <https://www.facet.unt.edu.ar/dpto-geodesia-topografia/wp-content/uploads/sites/11/2014/07/fotogrametria.jpg>
- [8] M. Gašparović and D. Gajski, “Unmanned Aerial Photogrammetric Systems in the Service of Engineering Geodesy,” *SIG 2016 - International Symposium on Engineering Geodesy*, pp. 1–11, 2016.
- [9] C. de Geociencias aplicadas, “Principios de fotogrametría,” pp. 1–26, 2014. [Online]. Available: <http://ing.unne.edu.ar/dep/goeciencias/fointer/pub/teoria2011/parte01/fotom.pdf>
- [10] J. M. Macedo Manriquez, “Restituidores Fotogramétricos En La Facultad De Ingeniería De La Unam,” Ph.D. dissertation, Universidad Nacional Autónoma de México, 2009. [Online]. Available: <http://www.ptolomeo.unam.mx:8080/xmlui/bitstream/handle/132.248.52.100/1098/Tesis.pdf?sequence=1>
- [11] H. Eisenbeiss, “UAV Photogrammetry,” Ph.D dissertation, ETH Zurich, 2009.
- [12] J. L. Esteban Herreros, *Los Drones y sus aplicaciones a la ingeniería civil*. Madrid: Fundación de la Energía de la Comunidad de Madrid, 2015.
- [13] A. Durán Ferreras, “Modelado, control y percepción en sistemas aéreos autónomos,” Máster en Automática, Robótica y Telemática, Universidad de Sevilla, 2012.
- [14] C. Calvo González-Regueral, F. Herranz, and P. Calvo Aguilar, “De los UAV a los RPAS,” *Perfiles IDS*, p. 124, 2014. [Online]. Available: <http://www.infodefensa.com/wp-content/uploads/Af-Uavs-10-03.pdf>
- [15] J. A. Benito Carrasco, “PROYECTO FIN DE CARRERA Integración de un UAV (vehículo aéreo no tripulado) en la plataforma robótica ARGOS Integración de un UAV (vehículo aéreo no tripulado) en la plataforma robótica ARGOS,” Ph.D. dissertation, Universidad Autónoma de Madrid, 2015.
- [16] S. C. Segarra, “Modelos digitales del terreno mediante fotogrametría aérea realizada con un vehículo aéreo no tripulado,” PROYECTO DE FIN DE GRADO, UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID, 2015.
- [17] M. Mondek, “Small UAV flight control system,” Bachelor Tesis, Czech Technical University in Prague, 2015.
- [18] V. I. Kortunov, O. V. Mazurenko, A. V. Gorbenko, W. Mohammed, and A. Hussein, “Review and comparative analysis of mini- and micro-UAV autopilots,” *2015 IEEE 3rd International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, APUAVD 2015 - Proceedings*, pp. 284–289, 2015.
- [19] Paparazzi, “Apogee/v1.00,” 2013. [Online]. Available: <http://wiki.paparazziuav.org/wiki/Apogee/v1.00>

- [20] FeiyuTech, “FY-41AP,” 2016. [Online]. Available: http://www.feiyu-tech.com/index.php/Product/detail/pr_{-}id/57.html
- [21] D. Hazry, M. Sofian, and a. Z. Azfar, “Study of Inertial Measurement Unit Sensor,” *International Conference on ManMachine Systems ICoMMS*, no. October, pp. 11–13, 2009.
- [22] D. Pierre Vigouroux Cavolina, “Implementación De Unidad De Mediciones Inerciales (Imu) Para Robótica Utilizando Filtro De Kalman,” Ph.D. dissertation, Universidad Simón Bolívar, 2010. [Online]. Available: <http://159.90.80.55/tesis/000149068.pdf>
- [23] J. D. Guallichico Loachamín and C. Á. Utreras Caiza, “DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SISTEMA DE NAVEGACIÓN INERCIAL TIPO STRAPDOWN PARA ESTIMAR LA POSICIÓN DE UN ROBOT MÓVIL, APLICABLE A UN PROTOTIPO DE AUTOPILOTO DE UN AUV,” Ph.D. dissertation, Escuela Politécnica Nacional, 2013.
- [24] O. J. Woodman, “An Introduction to Inertial Navigation,” University of Cambridge, Cambridge, Tech. Rep. 696, 2007. [Online]. Available: <http://www.ncbi.nlm.nih.gov/pubmed/19863683>
- [25] M. Alejandro and C. Gallardo, “Seguimiento Virtual en Tiempo Real de Maniobras de Estabilización de un simulador de vuelo Satelital,” Ph.D. dissertation, Universidad Nacional Autónoma de México, 2012.
- [26] H. Chao, Y. Cao, and Y. Chen, “Autopilots for small unmanned aerial vehicles: A survey,” *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 8, no. 1, pp. 36–44, 2010.
- [27] H. Charte, “Daily activity monitoring using an inertial measurement unit,” Bachelor Thesis, Universidad Politècnica de Catalunya, 2014.
- [28] G. V. Raffo, “Modelado y control de un helicóptero quadrotor,” Master Thesis, Universidad de Sevilla, 2007.
- [29] Huerta Eduardo; Mangiaterra Aldo; Noguera Gustavo., *GPS Posicionamiento Satelital.*, 1st ed. Argentina: UNR Editora, 2005.
- [30] M. Farjas, “Aplicaciones Topográficas del G.P.S,” *UPM*, pp. 1–38, 2010. [Online]. Available: http://ocw.upm.es/ingenieria-cartografica-geodesica-y-fotogrametria/topografia-ii/Teoria_{-}GPS_{-}Tema_{-}12.pdf
- [31] J. Peñafel and J. Zagas, “Fundamentos del sistema gps y aplicaciones en la topografía,” *Colegio Oficial de Ingenieros Tecnicos en Topografia*, pp. 1–135, 2001.
- [32] A. E. Huerta, A. Mangiaterra, and G. Noguera, “Posicionamiento en Tiempo Real y PPP,” *XI Congreso Nacional y VIII Latinoamericano de Agri mensura*, 2012. [Online]. Available: http://www.fceia.unr.edu.ar/gps/publicaciones/EP_{-}posicTRyPPP.pdf
- [33] J. Fallas, “Sistema de posicionamiento global,” *Universidad Nacional*, no. July, p. 48, 2002. [Online]. Available: http://www.ucipfg.com/Repositorio/MGAP/MGAP-05/BLOQUE-ACADEMICO/Unidad-3/complementarias/Sistemas_{-}de_{-}posicionamiento_{-}global.pdf
- [34] J. Chen, Q. Fei, and Q. Geng, “The Design of Data Link for Multi-UAVs,” *2012 4th International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics*, pp. 106–109, 2012. [Online]. Available: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=6305636>
- [35] Paparazzi, “Measuring the PPM time values,” 2014. [Online]. Available: http://wiki.paparazziuav.org/wiki/Radio_{-}Control_{-}#Measuring_{-}the_{-}PPM_{-}time_{-}values
- [36] C. Dai, Y. Li, and W. Zhai, “Communication among UAVs,” Bachelor Tesis, School of Information Science, Computer and Electrical Engineering, Halmstad University, 2010.
- [37] S. P. Ruiz, “Localización de robots mediante filtro de Kalman,” Bachelor Tesis, Escuela Técnica Superior de Ingenieros Universidad de Sevilla, 2010.
- [38] S. A. R. Sierra, “Control Híbrido de motores DC sin escobillas FPGA.” Ph.D. dissertation, Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica, 2013.
- [39] G. Pérez de Lazárraga and J. M. Corres, “Control motor brushless sensorless,” Ph.D. dissertation, Universidad Pública de Navarra, 2015.
- [40] P. O. Basta, “Quad Copter Flight,” Master Tesis, California State University, Northridge, 2012.
- [41] D. Barrera Núñez, “Diseño e implementación de un cuadracóptero con sistema de control automático de estabilidad y comunicación inalámbrica de datos utilizando plataformas de hardware y software libre,”

- Bachelor Thesis, Universidad de Costa Rica, 2012.
- [42] A. R. Mayorga Rodríguez, “Sistema de Navegación para Vehículos Aéreos Cuadricópteros,” Bachelor Thesis, Universidad Politécnica de Catalunya, 2009.
- [43] M. R. Bernal, “Diseño y construcción de un avión no tripulado basado en sistemas y dispositivos COTS,” Bachelor Thesis, Universidad Politécnica de Cartagena, 2013. [Online]. Available: <http://repositorio.upct.es/handle/10317/3556>
- [44] J. E. Delgado González, “Diseño y cálculo FEM de estructura para tetracóptero nano UAV de apoyo a pequeñas unidades de Infantería de Marina,” Bachelor Thesis, Universidad de Vigo, 2015.
- [45] F. Candelas and J. Ramón, “Grupo de Automática, Robótica y Visión Artificial,” p. 8, 2007. [Online]. Available: <http://www.aurova.ua.es/previo/dpi2005/docs/publicaciones/pub09-ServoMotores/servos.pdf>
- [46] M. Milton, “Unidad V: Servomotores y motores sincrónicos,” *Ciclo Superior Electromecánica*, pp. 1–12, 2012. [Online]. Available: http://www.infopl.net/files/documentacion/motion_{_}control/infoPLC_{_}net_{_}U05.pdf
- [47] Simon Monk, “Arduino Lesson 14. Servo Motors,” *Adafruit Learning System*, p. 14, 2013. [Online]. Available: <https://cdn-learn.adafruit.com/downloads/pdf/adafruit-arduino-lesson-14-servo-motors.pdf>
- [48] P. Wang, “DESIGN, MODELING AND CONTROL OF TRAILING EDGE MORPHING UAV,” Bachelor Thesis, Wichita State University, 2016.
- [49] A. Christian and R. Becerril, “Sistema Híbrido De Almacenamiento De Energía Eléctrica,” Máster, Universidad Nacional Autónoma de México, 2009.
- [50] P. Ordóñez, “Estudio de baterías para vehículos eléctricos,” Ph.D. dissertation, Universidad Carlos III De Madrid, 2011.
- [51] C. D. B. Mellado, “Estimación del estado de carga para un banco de baterías basada en modelación difusa y filtro extendido de Kalman,” Ph.D. dissertation, Universidad de Chile, 2013. [Online]. Available: http://repositorio.uchile.cl/bitstream/handle/2250/114516/cf-burgos{_%}7B_{_%}7Dcm.pdf?sequence=1{_%}7B{&}{_%}7DisAllowed=y
- [52] Luis Ángel Roncal Romero, “ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS Titulación : Luis Ángel Roncal Romero,” Ph.D. dissertation, Universidad Pública Navarra, 2014.
- [53] Ardupilot. (2016, mar) Pixhawk overview. [Online]. Available: <http://ardupilot.org/plane/docs/common-pixhawk-overview.html#common-pixhawk-overview>
- [54] J. P. F. Vega, “Enlace de comunicación para aplicaciones con vehículos aéreos no tripulados,” Bachelor, Instituto Tecnológico de Costa Rica, jun 2016.
- [55] L. R. León, “Implementación de un sistema de control de vuelo automático para un vehículo aéreo no tripulado (uav),” Bachelor, Instituto Tecnológico de Costa Rica, nov 2015.
- [56] L. B. González, “Metodología para la generación de mapas tridimensionales a partir de fotogrametría con vehículo aéreo no tripulado,” Bachelor, Instituto Tecnológico de Costa Rica, jun 2016.
- [57] L. A. B. González, “Manual para la generación de modelos de elevación digital agisoft photoscan,” Instituto Tecnológico de Costa Rica, Tech. Rep., jun 2016.

Apéndices

A.1 Diagrama de conexión del sistema UAS con el Apogee flight controller

En esta sección se mostrará el diagrama de conexión del sistema UAS. A continuación se muestra la lista de componentes que lo conforman:

- **Controlador de vuelo:** *Apogee flight controller* de Paparazzi.
- **Módulo GPS:** M8N de Ublox.
- **Módulo receptor de Radiofrecuencia:** Receptor D4R-II de FrSky.
- **Módulo de telemetría:** Xbee Pro S1 de Digi.
- **Servomotores:** Servos DS238MG de Corona.
- **ESC:** H-king 35 A de Hobbyking.
- **Motor *brushless*:** A 2217-7 Cheetah.
- **Batería:** 2250 mAh 3S de PULSE.
- **Hélice:** 8 x 6 E de APC.

En la figura A.2 se ilustra el diagrama de conexión del sistema UAS.

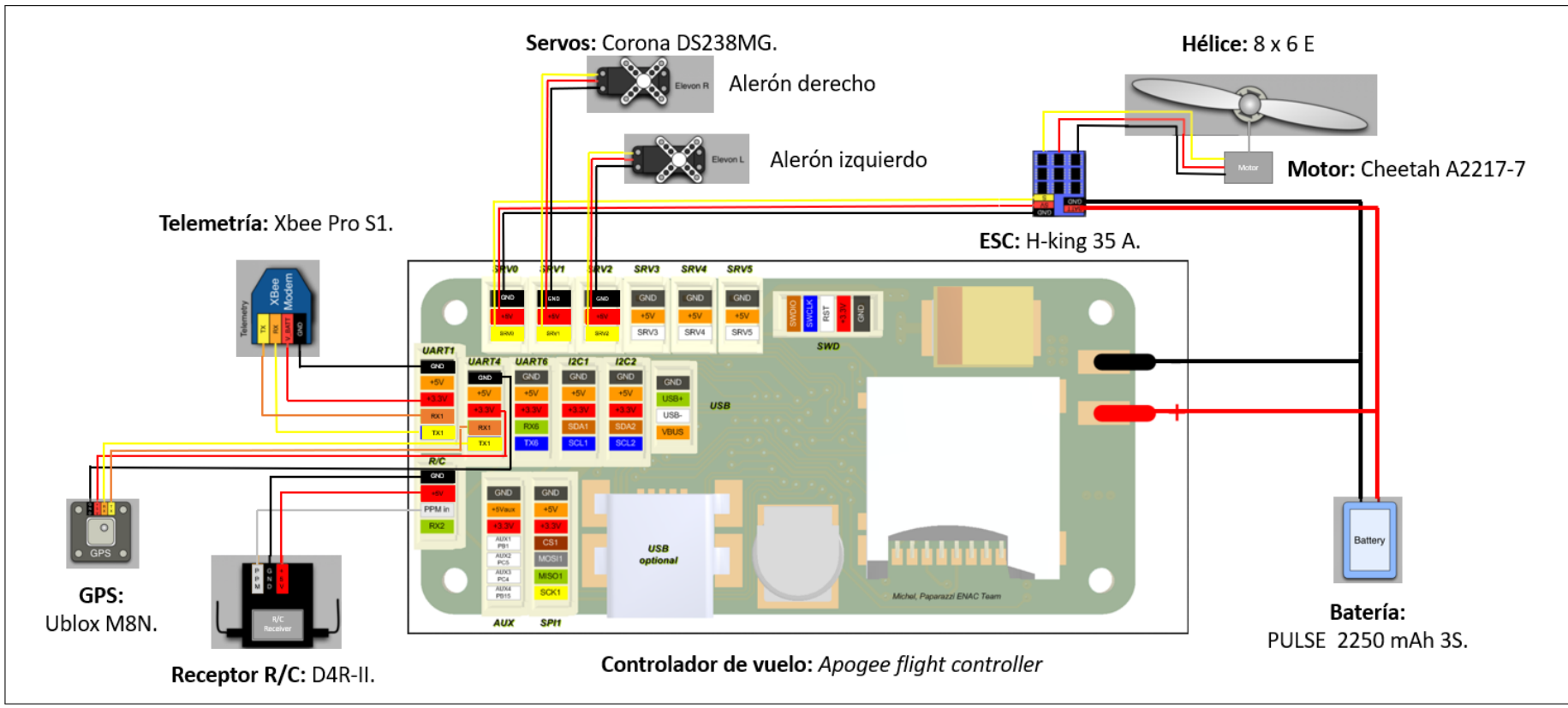


Figura A.1: Esquemático del sistema UAS con el *Apogee flight controller* [20].

A.2 Selección del hardware

En esta sección se detallará el proceso de selección de *hardware* para el desarrollo de la plataforma UAS. Para esto es necesario contar con los siguientes elementos:

- Controlador de vuelo.
- Unidad de medición inercial (IMU).
- Módulo GPS.
- Módulo de comunicación para la telemetría.
- Módulo de enlace por Radiofrecuencia.
- Motor *Brushless*.
- *Electronic Speed Controller* (ESC)..
- Hélices.
- Servomotores
- Sistema de alimentación.

Controlador de vuelo

El controlador de vuelo es la unidad encargada de: controlar y seguir la ruta de vuelo, comunicar con la estación en tierra y ejecutar las instrucciones del piloto. Además la placa de control debe poder integrarse con los demás elementos que conforman el sistema UAS para poder realizar estas tareas.

Entre las características que debe contemplar este sistema destacan:

- Bajo costo.
- Disponibilidad en el mercado.
- Pequeñas dimensiones.
- Contar con una herramienta de *software* para el monitoreo y ejecución de las misiones de vuelo.
- Soporte protocolos de comunicación UART, I^2C o SPI.
- Cuenta con salidas PWM.

En la tabla A.1, se resumen las opciones de placas de control que cumplen con las características mencionadas.

Tabla A.1: Especificaciones técnicas para los pilotos automáticos disponibles en el mercado.

Piloto Automático	CPU	Interfaces	Salidas PWM	Dimensiones (mm)	Alimentación (V)	Precio (\$)
<i>Apogee</i>	STM32F405 Cortex M4 168 MHz	UART, I^2C y SPI	6	53 x 25 x 8	5.5-17.0	223.02
<i>Pixhawk</i>	STM32F427 Cortex M4 168 MHz	UART, I^2C y SPI	14	82 x 50 x 16	4.1-5.7	259
FY-41AP	No indicado	UART	8	58 x 37 x 19	5.3	207

Según las especificaciones mostradas en la tabla A.1, se descartó el piloto FY-41AP, a causa de no trabajar con otros protocolos de comunicación diferentes al UART y de no contar con suficiente acceso a información de su funcionamiento con los demás módulos del sistema.

Entonces, la selección de la placa de control se limitó entre el *Apogee* y el *Pixhawk*, los cuales cumplen con los requerimientos necesarios para esta unidad. Se optó por utilizar el *Apogee* debido a su ventaja de ser alimentado directamente de baterías LiPo de 2 a 4 celdas, además sus dimensiones son lo suficientemente pequeñas para beneficiar el aspecto de distribución de espacios en la estructura del UAS. Por último, cuenta con un gran recurso de información en repositorios sobre su funcionamiento.

En cuanto al *Pixhawk*, sus dimensiones pueden representar un problema a la hora de instalarlo en el cuerpo de la aeronave. Adicionalmente al no poder ser alimentado directamente desde una batería LiPo, es necesario comprar un módulo que regule su tensión implicando un aumento en su costo con respecto al *Apogee*.

Unidad de medición inercial (IMU)

La unidad de medición inercial debe determinar la orientación del sistema UAS. Esta tiene que estar compuesta por un acelerómetro, un giroscopio y un magnetómetro. En la tabla A.2 se muestran opciones de las unidades que integran estos dispositivos.

Tabla A.2: Especificaciones técnicas para las unidades de medición inercial.

IMU	Resolución	Interfaz de Comunicación	Rango de medición	Dimensiones	DOF	Precio (\$)
MPU-9150	16 bits	I2C	± 16 g ± 2000 °/sec ± 1200 μT	4 x 4 x 1	9	6.62
SparkFun SEN-10121	16 bits	I2C	± 3 g ± 2000 °/sec	1.5 x 1.8 x 1	6	39.95
MinIMU-9 v3	16 bits	I2C	± 16 g ± 2000 °/sec ± 16 gauss	20 x 13 x 3	9	11.95

Con base en la tabla A.2, se observa que estos dispositivos cumplen con los requerimientos establecidos. Se seleccionó el MPU-9150 debido a que esta unidad viene integrada en el *Apogee flight controller*, representando un ahorro en el costo de esta unidad.

Módulo GPS

El dispositivo GPS debe determinar la ubicación del sistema a través de señales de los satélites. En la tabla A.3, se observan alternativas de módulos GPS disponibles en el mercado.

Tabla A.3: Especificaciones técnicas de módulos GPS comerciales.

Módulo GPS	Frecuencia (Hz)	Interfaz de Comunicación	Precisión (m)	Canales	Precio (\$)
U-blox NEO-M8N	1 - 10	UART	$\pm 2,5$	72	33.93
G0	1 - 10	UART	$\pm 2,5$	56	84.95
U-blox Neo-M8N HMC5983	1 - 10	UART	$\pm 2,5$	72	89.90

De acuerdo con la tabla A.3, se optó por usar el modulo U-blox NEO-M8N, esto en relación con la diferencia de precio que presenta con lo otros dispositivos. Es necesario indicar que los módulos G0 y el U-blox Neo-M8N HMC5983 cuentan con funcionalidades extra como la inclusión de magnetómetros en el sistema, por lo que su precio se bastante elevado con respecto al U-blox NEO-M8N.

Modulo de comunicacion para la telemetría

Los módulos de enlace por telemetría se utilizan para establecer la comunicacion entre la estación en tierra y el UAS, donde se envía información del estado del UAS. En la tabla A.4 se encuentran opciones de modems comerciales que trabajan en bandas libres.

Tabla A.4: Especificaciones técnicas de módulos de telemetría comerciales.

Módulo de Radio	Frecuencia (Hz)	Potencia Salida	Velocidad de Transmision (kbps)	Alcance (km)	Interfaz de Comunicación	Precio (\$)
Xbee Pro S1	2.4 GHz	60 mW	250	1.5	UART	37.95
RFD900	900 MHz	100 mW	250	8	UART	99.65
Xbee Pro 900HP	900 MHz	250 mW	250	15	UART	154.00

Según las especificaciones de la tabla A.4, las 3 opciones de radio cumplen con los requerimientos de este módulo. Se seleccionó los modems Xbee Pro S1 debido a que por sus características y precio cumplen con los requerimientos establecidos para este sistema. En cambio los otros radios aunque presentan un mayor alcance que los Xbee Pro S1, tienen un costo más elevado y serian necesarios para aplicaciones de mayor escala que la de este sistema.

Módulo de enlace por Radiofrecuencia

El enlace de radio frecuencia se utiliza para poder enviar instrucciones al sistema UAS. Este módulo debe de contar con las siguientes características:

- Poseer al menos 5 canales para configurar.
- Contar con al menos un interruptor de 3 posiciones.
- Salida del receptor en alguno de los protocolos PPM, S-bus o Spektrum.

En la tabla A.5 se resumen algunas opciones de transmisor y receptor R/C disponibles en el mercado.

Tabla A.5: Especificaciones técnicas de módulos de Radio frecuencia.

Modelo de Transmisor/Receptor	Frecuencia (Hz)	Canales Programables	Salida	Alcance (km)	mando de 3 posiciones	Precio (\$)
Spektrum DX8 / AR800 Receiver	2.4 GHz	8	DSM	2.8	3	349.99
FlySky FS-TH9X/ D4R-II Receiver	2.4 GHz	8	PPM	1.5	1	149.99
Futaba TJ10 / R3006SB Receiver	2.4 GHz	10	S.BUS	4.0	2	379.99

Para el caso de los módulos de enlace por radio frecuencia, se dispone del transmisor FS-TH9X de FlySky y el receptor D4R-II de FrSky para la elaboración del proyecto. Por ende, se utilizan estos dispositivos ya que se ahorra el costo de la compra de estos módulos.

Motor Brushless

El motor *Brushless* es el encargado de impulsar al sistema durante el vuelo. Para su selección, se evaluaron las alternativas que encuentran en la tabla A.6.

Tabla A.6: Especificaciones técnicas para motores *Brushless*.

Modelo	Fabricante	Kv (RPM/V)	Maxima Eficiencia (%)	Batería LiPo (Celdas)	Máxima Corriente (A)	Precio (\$)
A2217-7	Cheetah	1250	79	2-3	20	24.95
D3542/5	Turnigy	1250	75	2-4	46	20.30
X2814	SUNNYSKY	1250	80	3-4	55	29.99

Según las características de la tabla A.6, se observa que los motores presentan propiedades bastante similares. En el único aspecto que se presenta una gran diferencia es en la corriente máxima, entre mayor sea su valor implica más consumo energético por parte del motor cuando llegue a límite de velocidad. Se seleccionó el motor Cheetah A2217-7 principalmente por su disponibilidad en el mercado, además de ser el que presenta el menor consumo en su punto de máxima operación.

ESC (Electronic Speed Controller).

Para la selección del ESC, se tomó en cuenta el modelo del motor que se escogió. Por esto, en la tabla A.7 se muestran alternativas de ESC disponibles en el mercado que pueden trabajar con el motor Cheetah A2217/7.

Tabla A.7: Especificaciones técnicas para ESC compatibles con el motor Cheetah 2217/7.

Modelo	Fabricante	BEC (<i>Battery Eliminator Circuit</i>)	Batería LiPo (Celdas)	Máxima Corriente (A)	Precio (\$)
H-King 35	HobbyKing	5 V - 2 A	2 - 4	35	11.25
30 <i>Brushless</i>	Cheetah	5 V - 3 A	2 - 3	30	19.95
Talon 35	Castle Creations	5.5 V - 5 A	2 - 6	35	44.99

Con base en las características de los ESC en la tabla A.7, se optó por utilizar el ESC H-King 35, esto debido a su bajo costo, además de contar con un buen margen entre su corriente máxima y la del motor seleccionado. Este módulo además cuenta con una salida de 5V y 2A del BEC que puede ser utilizado para alimentar los servomotores de la estructura.

Hélices

La selección de las hélices se realizó con base a las recomendaciones del fabricante del motor seleccionado. En la tabla A.8 se muestran opciones de hélices disponibles en el mercado.

Tabla A.8: Especificaciones técnicas para hélices recomendadas para el motor Cheetah 2217/7.

Modelo	Fabricante	Diametro (in)	Paso	Voltaje (V) Corriente (A)	Potencia (W)	Precio (\$)
9 x 6 E	APC	9	6	10.7 33.3	356	2.59
8 x 6 E	APC	8	6	10.9 26.8	292	2.39
10 x 5 E	APC	10	5	7.8 19.6	153	2.99

Según las especificaciones de la tabla A.8, se seleccionó la hélice de 8 x 6 E con base el consumo de corriente y voltaje, ya que el rango se encuentra dentro de los puntos de operación máximos del motor lo que garantizaría una mayor eficiencia.

Servomotores

Los servomotores se encargan del movimiento de los alerones de la estructura. En la tabla A.9, se resumen alternativas de servos disponibles en el mercado.

Tabla A.9: Especificaciones técnicas para los servomotores

Modelo	Fabricante	Velocidad (s/°)	Torque (kg/cm)	Voltaje (V) Corriente (mA)	Precio (\$)
DS238MG	Corona	0.14	4.6	4.8 - 6.0 300 - 400	8.20
TGY-390DMH	Turnigy	0.11	5.4	4.8 - 6.0 300 - 400	28.99
BMS-136	Blue Bird	0.31	6.1	4.8 - 6.0 200 - 400	11.90

Para el caso de los servomotores observando la tabla A.9, se evidencia que los 3 modelos tienen características bastantes similares. Se seleccionó el motor DS238MG Corona, debido a su bajo costo.

Sistema de alimentación

La selección del sistema de alimentación se hizo con base a los requerimientos de los demás dispositivos que conforman el UAS. Por consiguiente, entre las alternativas se van manejar baterías de polímero de litio entre 2 y 4 celdas. En la tabla A.10 se muestran opciones disponibles en el mercado.

Tabla A.10: Especificaciones técnicas para baterías de litio polímero

Modelo	Fabricante	Número de Celdas	Voltaje (V)	Capacidad (mAh)	Peso (g)	Precio (\$)
PULSE LiPo	Pulse	3	11.1	2250	190	25.99
Turnigy LiPo	Turnigy	4	14.8	2200	248	24.39
Multistar Serie	Multistar	3	11.1	2200	270	17.68

Con base en la tabla A.10, se observa que cualquiera de las baterías cumple con los requerimientos del sistema. En el aspecto que presentan una diferencia significativa es en el peso, el cual puede afectar la estructura del avión. Por ende se selecciona la batería PULSE de 2250 mAh 3S, debido a que presenta tiene el menor peso entre las opciones.

A.3 Tabla de costos

En la tabla A.11 se muestran los costos totales del sistema UAS.

Tabla A.11: Costo total de la plataforma UAS.

Descripción	Cantidad	Costo Total (\$)
Cuerpo de la estructura (frame)	2	200
Piloto Automático	1	250
Módulo GPS	1	50
Módulos de telemetría	2	100
Transmisor / Receptor de Radio Frecuencia	1	350
Servomotor	2	50
ESC	1	25
Motor <i>Brushless</i>	1	50
Hélice	3	30
Batería	2	50
Total	-	1155

A.4 Diagrama de conexión del sistema UAS con el Pixhawk flight controller

En esta sección se mostrará el diagrama de conexión del sistema UAS, ante el cambio del controlador de vuelo. A continuación se muestran los componentes utilizados:

- **Controlador de vuelo:** *Pixhawk flight controller* de 3DR.
- **Módulo GPS:** M8N de Ublox.
- **Módulo receptor de Radiofrecuencia:** Receptor D4R-II de FrSky.
- **Módulo de telemetría:** Radios de telemetría 3DR.
- **Servomotores:** Servos DS238MG de Corona.
- **ESC:** H-king 35 A de Hobbyking.
- **Motor *brushless*:** A 2217-7 Cheetah.
- **Batería:** 2250 mAh 3S de PULSE.
- **Hélice:** 8 x 6 E de APC.
- **Regulador de tensión:** 3DR *power module*.

En la figura A.2 se ilustra el diagrama de conexión del sistema UAS.

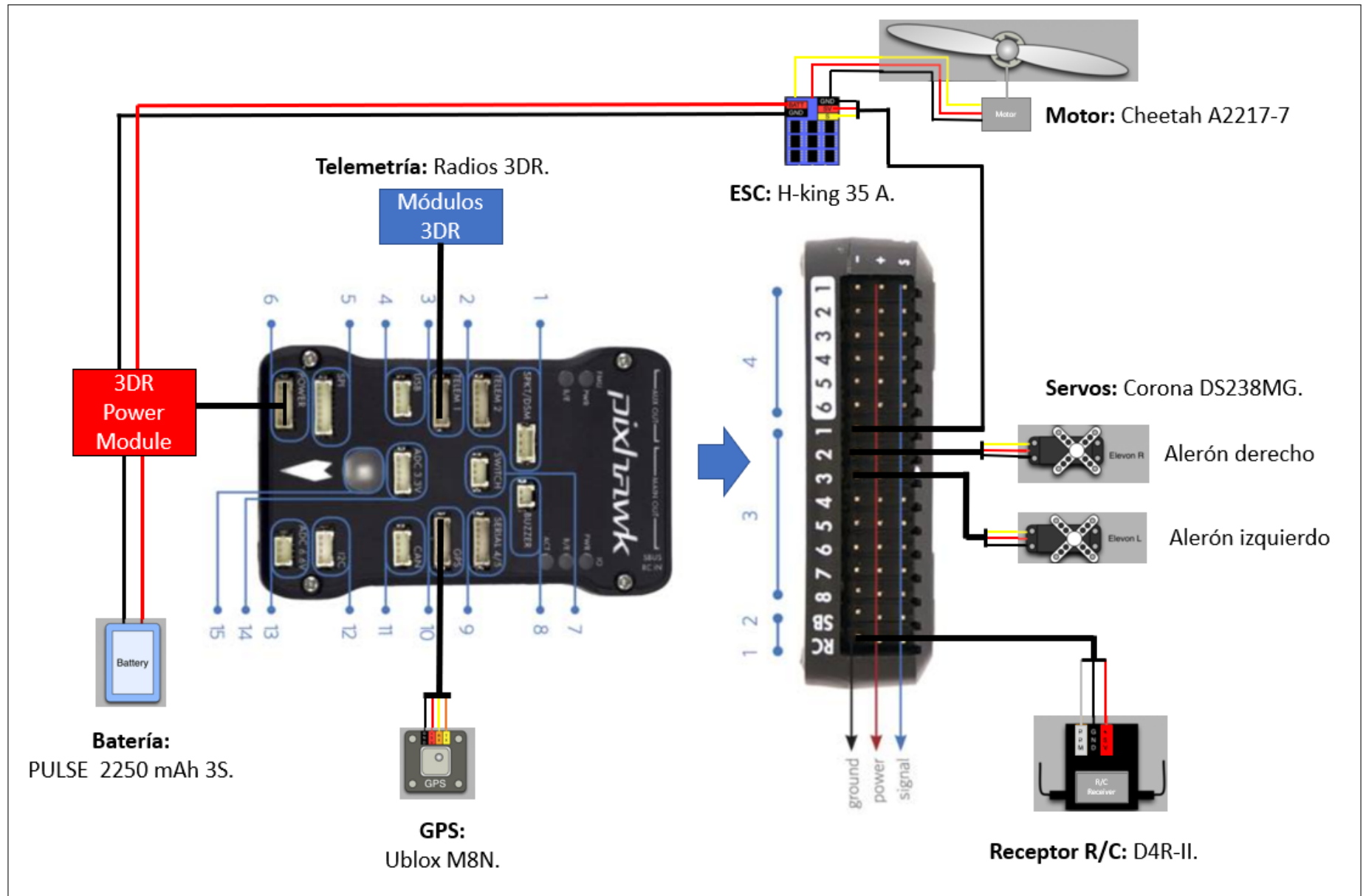


Figura A.2: Esquemático del sistema UAS con el *Pixhawk flight controller* [53].