

ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL

FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA

INTEGRACIÓN Y AUTOMATIZACIÓN DE UN SISTEMA DE SEGUIMIENTO DE UN UAV PARA ESTABLECER UN ENLACE DE COMUNICACIÓN CON UNA ESTACIÓN DE MONITOREO EN TIERRA

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO EN “ELECTRÓNICA Y CONTROL”**

SANTIAGO OLMEDO CAYO GUAMUSHIG

santiago.cayo@epn.edu.ec

IVÁN DAVID CHANGOLUISA CAIZA

david.changoluisa@epn.edu.ec

DIRECTOR: ING. PATRICIO JAVIER CRUZ DÁVALOS, PhD.

patricio.cruz@epn.edu.ec

CODIRECTOR: ING. DIANA VERÓNICA NAVARRO MENDEZ, PhD.

verónica.navarro@epn.edu.ec

Quito, septiembre 2018

AVAL

Certificamos que el presente trabajo fue desarrollado por Santiago Olmedo Cayo Guamushig e Iván David Changoluisa Caiza, bajo nuestra supervisión.

ING. PATRICIO JAVIER CRUZ DÁVALOS, PhD.
DIRECTOR DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

ING. DIANA VERÓNICA NAVARRO MÉNDEZ, PhD.
CODIRECTOR DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

DECLARACIÓN DE AUTORÍA

Nosotros, Santiago Olmedo Cayo Guamushig, Iván David Changoluisa Caiza, declaramos bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de nuestra autoría; que no ha sido previamente presentada para ningún grado o calificación profesional; y, que hemos consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedemos nuestros derechos de propiedad intelectual correspondientes a este trabajo, a la Escuela Politécnica Nacional, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normatividad institucional vigente.

Santiago Olmedo Cayo Guamushig

Iván David Changoluisa Caiza

DEDICATORIA

Este trabajo está dedicado a mi familia, quienes supieron apoyarme durante todo este tiempo.

Santiago Cayo.

DEDICATORIA

Dedico este trabajo a mis padres Luis Alfredo y María Carmen y a mis hermanos Fernando y Víctor, los seres que más amo en este mundo.

David Changoluisa.

AGRADECIMIENTO

Agradezco a mis padres, Magdalena Guamushig y Segundo Cayo, quienes con sus esfuerzos lograron educar a mis hermanos y a mí.

Por último, un agradecimiento a todas aquellas personas que hicieron que mi estadía en esta ciudad haya sido más placentera.

Santiago Cayo.

AGRADECIMIENTO

A mis padres por su amor y apoyo incondicional hacia mí en todo sentido, por enseñarme que con esfuerzo y dedicación se pueden conseguir grandes objetivos.

A mis hermanos Fernando y Víctor por siempre creer en mí, por ser más que mis hermanos mis mejores amigos.

A los doctores Patricio Cruz y Diana Navarro por confiar en nuestro trabajo y habernos guiado durante todo este proceso.

David Changoluisa.

ÍNDICE DE CONTENIDO

1. INTRODUCCIÓN	1
1.1. Objetivos	1
1.2. Alcance	2
1.3. Marco Teórico	4
UASs.....	4
Aeronave no tripulada (UAV).....	5
Sistema de comunicaciones.....	11
Estación en tierra.....	12
Sistema de comunicaciones inalámbricas para UAVs	15
Componentes de un sistema de comunicación para UAV.....	15
Espectro radioeléctrico	16
Elementos de un enlace de comunicación inalámbrico	20
Cálculo de radioenlaces	22
Sistemas de seguimiento de UAVs.....	25
Conmutación de antenas [27].....	26
Sistemas de seguimiento rotatorios basados en RSSI [28].....	27
Sistemas de seguimiento rotatorios basados en geolocalización.....	27
Controlador Pixhawk.....	31
Hardware	31
Software	32
Controladores PID	33
Formas de representación.....	33
Diseño de controladores tipo PID.....	34
Implementación de un controlador PID	36
2. METODOLOGÍA	38
2.1. Evaluación del sistema de comunicaciones disponible	40
2.2. Diseño del sistema de comunicaciones	44
Especificación de equipos para el enlace de monitoreo y control.....	44
Especificación de equipos para el enlace de video.	49
2.3. Estructura mecánica del sistema de seguimiento	54
Diseño.....	54
Dimensionamiento de los actuadores.....	56
2.4. Ensamblaje y montaje de equipos	61

2.5.	Identificación de la planta.....	68
2.6.	Análisis del firmware “Antenna Tracker”.....	72
	Estructura del controlador PID del firmware “Copter”	72
	Librería Tracking.cpp.....	74
	Librería Control_auto.cpp	75
	Librería AC_PID.cpp.....	76
	Librería Servos.cpp	77
2.7.	Diseño de los controladores.....	79
	Diseño del controlador para el movimiento Pan	82
	Diseño del controlador para el movimiento Tilt.....	84
2.8.	Simulación de los controladores	85
	Simulación del controlador para el movimiento Pan	85
	Simulación del controlador para el movimiento Tilt.....	87
2.9.	Integración del sistema de seguimiento a la estación en tierra	90
3.	RESULTADOS Y DISCUSIÓN	93
3.1.	Configuración del controlador Pixhawk como sistema de seguimiento ...	93
	Instalación del firmware “Antenna Tracker”	93
	Configuración del controlador Pixhawk del sistema de seguimiento	95
3.2.	Pruebas iniciales	97
	Prueba de seguimiento en tierra.....	97
	Prueba de transmisión de video en tierra	98
	Prueba en vuelo manual a corta distancia.....	99
3.3.	Pruebas en vuelo con misión autónoma	101
	Prueba en misión autónoma con el antiguo enlace de telemetría.	102
	Prueba en misión autónoma con el nuevo sistema de comunicaciones.....	104
3.4.	Pruebas de rango máximo	106
	Prueba de rango máximo de telemetría.....	106
	Prueba de rango máximo de transmisión de video	108
4.	CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	110
4.1.	Conclusiones.....	110
4.2.	Recomendaciones.....	112
5.	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	114
6.	ANEXOS.....	119
	ANEXO I. Equipos de comunicaciones	119

ANEXO II. Equipos de control del sistema de seguimiento.....	126
ANEXO III. Planos de la estructura mecánica del sistema de seguimiento. ...	130
ANEXO IV. Análisis de la librería AC_PID.cpp	148
ORDEN DE EMPASTADO.....	152

RESUMEN

En los últimos años los drones han pasado de ser un instrumento de diversión a convertirse en una herramienta de trabajo para diversas industrias y empresas del sector productivo y de servicios. Por esto, para mejorar su operación dentro de las aplicaciones en las que son requeridos es necesario equiparlo con mejores sistemas de control y comunicación.

LATITUDE AEROSPACE SOLUTIONS (LAS S.A), empresa patrocinadora de este proyecto, con el fin de expandir sus servicios de topografía y levantamiento catastral con drones requiere que los mismos sobrevuelen una mayor extensión de terreno para así reducir el tiempo y número de vuelos que actualmente les toma realizar este tipo de operaciones.

Para lograr este propósito se plantea la integración de un sistema de seguimiento automático por geolocalización que, en acción conjunta con antenas direccionales, permita incrementar el rango actual de comunicación (telemetría) entre los drones y su estación de monitoreo. Este sistema de seguimiento se controla a través de un autopiloto Pixhawk en el cual se ingresan los parámetros de un controlador tipo PID diseñado en base al método de síntesis directa. Adicionalmente, se implementa un enlace de video desde el dron hacia la estación de monitoreo en tierra, el cual resultaría útil para un sistema de vigilancia.

El sistema de seguimiento se valida a través de pruebas en vuelo similares a las realizadas durante un levantamiento catastral y con vuelos de larga distancia para comprobar el rango máximo obtenido tanto para el enlace de telemetría como para el de video.

PALABRAS CLAVE: Drones, Sistema de Seguimiento Automático, Geolocalización, Pixhawk, Síntesis Directa, Enlace de Video.

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicles have become into professional equipment for several industries. Therefore, it has been necessary to add better communication and control systems in order to support their operation and make them more reliable.

LATITUDE AEROSPACE SOLUTIONS (LAS S.A), the company that sponsors this project, offers topography and cadastral services by using these aerial platforms. These services demand that the drone can cover as much area as possible in a single flight. The UAVs available in the company have enough autonomy to cover this type of areas, but they are limited by the short range of the communication link between the UAV and the ground station.

For this reason, the aim of this project is to improve the range of the communication link by implementing an automatic tracking system based on geolocation. This system can move continuously a directional antenna in order to track the UAV during its flight. This system is controlled by a Pixhawk autopilot and PID controllers designed through the direct synthesis method. Also, a video transmission link between the drone and the ground station is implemented by using this tracking system.

The performance of the system, its communication range, and the video link are tested by using a fixed-wing drone in manual and autonomous flights. These tests mimic the normal operation during a mission for cadastral services focusing on long range flights.

KEYWORDS: UAVs, tracking system, antenna tracker, Pixhawk, direct synthesis, video link.

1. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados, UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) o drones, al no requerir de un piloto a bordo se han constituido en una solución para aplicaciones de exploración e investigación en lugares de difícil acceso para el ser humano. Por esto a lo largo de los años su uso y acogida ha crecido rápidamente en diversas áreas que van desde el monitoreo y vigilancia hasta la interacción con objetos externos.

Actualmente en nuestro país la demanda por la prestación de servicios que requieren UAVs se ha incrementado, es por ello que LAS S.A se ha dedicado en los últimos años al diseño, fabricación de componentes y ensamblaje de drones profesionales para brindar principalmente servicios de topografía y levantamiento catastral. La eficiencia de estos servicios depende del área que pueda cubrir el UAV en cada vuelo; esta se ve limitada por el rango de comunicación existente entre el UAV y la estación de monitoreo en tierra que se encarga de leer los datos enviados por el drone.

Es así que el presente proyecto está enfocado a mejorar los servicios que esta empresa oferta, mediante la implementación de un sistema de seguimiento que permita apuntar automáticamente las antenas de la estación de monitoreo en tierra en dirección al UAV para aumentar su rango de comunicación y así poder realizar vuelos de mayor distancia que cubran un aérea más extensa.

Además, se plantea integrar un sistema de transmisión de video desde el UAV hacia la estación de monitoreo en tierra, con ello la empresa será capaz de ofertar nuevos servicios como por ejemplo seguridad y vigilancia; servicio que actualmente la empresa no dispone.

1.1. Objetivos

El objetivo general de este estudio técnico es: integrar y automatizar un sistema de seguimiento de un UAV para establecer un enlace de comunicación con una estación de monitoreo en tierra.

Los objetivos específicos son:

- Realizar la revisión bibliográfica de los sistemas de seguimiento automático de UAVs y sus correspondientes sistemas de comunicación inalámbrica, y analizar las características del controlador Pixhawk así como su programación interna.

- Evaluar el sistema actual de comunicaciones de los UAVs de la empresa LAS S.A para verificar su rango máximo y determinar las especificaciones técnicas de los equipos para cumplir con las exigencias de rango requerido para telemetría y video.
- Ensamblar un sistema de seguimiento e identificar su modelo a fin de automatizarlo en base a un controlador Pixhawk.
- Integrar el sistema de seguimiento automático a las operaciones de la empresa patrocinadora a través de una estación de monitoreo en tierra capaz de mostrar tanto el video como los datos de desempeño del dron y del sistema de seguimiento.
- Realizar pruebas del sistema implementado utilizando un vehículo aéreo a fin de validar los rangos de telemetría y video planteados en el alcance y tomar los correctivos en caso de ser necesarios.

1.2. Alcance

- Revisión de la bibliografía de los sistemas de seguimiento automático de UAVs, a fin de presentar su principio de funcionamiento, sus características y las técnicas existentes para su implementación, además se estudian los sistemas de comunicaciones comúnmente empleados en UAVs.
- Evaluación del enlace actual de comunicaciones para determinar el rango máximo disponible en los sistemas manejados por la empresa LAS; así como las condiciones en las que opera el mismo.
- Análisis de las características del controlador de vuelo Pixhawk y su programación interna a fin de determinar las acciones a tomar para adaptarlo como controlador del sistema de seguimiento propuesto.
- Especificación de las características técnicas de los equipos comerciales para el sistema de comunicaciones que permite al menos duplicar el rango de telemetría disponible y que además incorpora transmisión de video en un rango de al menos 3km, considerando que el sistema total montado en el UAV no debe representar más del 10% del peso total del dron y su consumo de energía no reduzca en más del 15% a su autonomía.

- Ensamblaje de la estructura mecánica del sistema de seguimiento que forma parte de la estación de monitoreo en tierra, que permite realizar movimientos de hasta 360 grados en el plano horizontal (Pan) y de hasta 90 grados en el plano vertical (Tilt).
- Dimensionamiento de los motores correspondientes al sistema de seguimiento de la estación de tierra, los cuales son capaces de mover la estructura en conjunto con los elementos del sistema de comunicaciones.
- Identificación del modelo del sistema de seguimiento implementado, de manera que en conjunto con el estudio del controlador Pixhawk, permita realizar el diseño y simulación de los controladores tipo PID correspondientes a los movimientos Pan y Tilt.
- Automatización del sistema de seguimiento en base a los controladores diseñados en simulación, los cuales son implementados a través del controlador Pixhawk.
- Integración del sistema de seguimiento y de los equipos de transmisión de telemetría a una estación de monitoreo en tierra que cuenta con el software Mission Planner, el cual permite la visualización de los datos de desempeño como altura de vuelo, posición GPS, distancia respecto a la estación en tierra e intensidad de la señal de comunicación recibida (RSSI) del UAV. Además se mostrará en forma de vectores la orientación actual y el valor deseado para que el sistema de seguimiento se encuentre apuntando en todo momento al dron.
- Incorporación a la estación de monitoreo en tierra de un software que permite la visualización del video transmitido por el UAV.
- Realización de pruebas usando un UAV de la empresa patrocinadora, a través de las cuales se determine el tiempo de vuelo antes y después de montar en el dron los equipos especificados para la transmisión de telemetría y video.
- Realización de pruebas usando un UAV en vuelo a fin de determinar el rango máximo del enlace conseguido gracias a la operación en conjunto de los equipos de comunicación y del sistema de seguimiento automático implementado, esto en base a los datos de distancia del UAV con respecto a la estación de tierra visualizados en la estación de monitoreo.

1.3. Marco Teórico

El término UASs (Unmanned Aircraft System) constituye una definición más completa y formal para lo que tradicionalmente se conoce como UAV (Unmanned Aerial Vehicle), el cual es una aeronave capaz de volar sin piloto a bordo, sin importar si se encuentra volando de manera autónoma o es controlada de manera remota desde tierra [1]. Es así que, la definición de UAS, además de incluir a la propia aeronave o UAV, también incluye a todo el equipamiento, enlaces de comunicación y personal necesarios para controlar y monitorear a la aeronave no tripulada [2]. Ambos términos, UAV y UAS, suelen ser usados indistintamente pero siempre resulta importante tener en cuenta la connotación de los mismos. Continuando con la definición de UAS se presenta una descripción más detallada de todos los subsistemas que constituyen a este sistema.

UASs

Previo al estudio de estos sistemas y sus componentes resulta importante empezar brindando una subdivisión que permita realizar el presente análisis dentro de un marco de estudio más específico. Dado que actualmente en el país no existe una regulación legal que clasifique y defina a los UAS, se tomará el concepto de sUAS (Small Unmanned Aircraft Systems) o pequeños sistemas aéreos no tripulados, introducido por la FAA (Federal Aviation Administration). Estos vehículos corresponden a aquellos que están regidos por el Código Federal de Regulaciones parte 107 [3]. Entre algunas de las especificaciones que se deben cumplir para que un drone sea encasillado dentro de esta categoría se pueden mencionar las siguientes:

- Su peso no debe exceder los 25 kg.
- Su velocidad máxima de operación no debe sobrepasar los 44 m/s.

Todos los conceptos y análisis presentes en este proyecto están enfocados mayoritariamente a los sUAS, pues son el tipo de vehículos aéreos que la empresa patrocinadora fabrica y opera.

Como se mencionó anteriormente el término UAS le brinda a la aeronave no tripulada una definición más completa; es así que, un UAS se puede interpretar como un conjunto de varios subsistemas, dentro de los cuales el UAV es sólo uno de ellos. Cada subsistema tiene la misma importancia pues todos influyen antes, durante y después de la operación del drone. La Figura 1.1 esquematiza los principales subsistemas que forman parte del UAS.



Figura 1.1. Componentes de un sistema aéreo no tripulado UAS [2]

Se continuará con la descripción de cada uno de los subsistemas indicados en la Figura 1.1, comenzando por la plataforma de vuelo o aeronave no tripulada.

Aeronave no tripulada (UAV)

La aeronave no tripulada es la plataforma encargada de llevar la carga útil de la misión, esta última constituye el dispositivo o sensor que requiere ser transportado de manera aérea para recopilar datos de interés durante el vuelo de la aeronave. También puede tratarse de un paquete que requiera ser trasladado de un punto a otro, en definitiva, el tipo de carga útil estará definido por la aplicación específica que se le quiera dar al vehículo aéreo.

A partir de las definiciones previamente descritas resulta difícil brindar una sola clasificación para los vehículos aéreos. Para el presente trabajo se ha tomado como referencia una clasificación general que guarda relación con las características de la aeronave no tripulada como son su aerodinámica y configuración básica, a través de esta consideración se pueden definir diferentes tipos de vehículos aéreos: drone de rotor único, drone multirotor, drone de ala fija y el drone VTOL (Vertical take-off and landing).

Entre los drones mencionados, todos excepto el drone de rotor único, son operados por la empresa patrocinadora, para el presente proyecto se ha escogido como plataforma de vuelo al drone VTOL, pues representa el más reciente equipo desarrollado por la empresa patrocinadora y el que presenta las características más versátiles, por lo cual se hará especial énfasis en este drone.

Una aeronave tipo VTOL combina la maniobrabilidad que brindan los drones multirrotores con la aerodinámica y eficiencia obtenida con drones de ala fija, es así que, este drone híbrido constituye una solución de fácil operación y muy eficaz para aplicaciones en lugares de espacio limitado que no disponen de una pista de aterrizaje y despegue. Existen varios tipos de configuraciones para estas aeronaves, a manera de ejemplo se

presenta en la Figura 1.2 la configuración tipo quadrotor fabricada en el Ecuador por la empresa LAS S.A.



Figura 1.2. Drone tipo VTOL de la marca Latitude Aerospace Solutions LAS S.A [4]

Ya que el drone tipo VTOL será la plataforma de vuelo a utilizarse para el presente proyecto es importante familiarizarse con su funcionamiento y operación, por lo cual en la Tabla 1.1 se presenta una descripción de sus especificaciones técnicas más relevantes, las cuales serán de utilidad en el posterior diseño del sistema de seguimiento y comunicaciones a implementarse.

Tabla 1.1. Especificaciones técnicas del drone tipo VTOL de LAS S.A [4]

Característica	Descripción
Capacidad de trabajo	250 Hectáreas (Ha) por vuelo
Capacidad de carga	750 g
Carga útil disponibles	Cámaras infrarrojas, térmicas, multiespectrales y RGB
Capacidad de baterías	20000 miliamperios/hora (mAh)
Autonomía de vuelo	80 min eléctrico @ 2 800 metros sobre el nivel del mar.
Dimensiones	2100 mm de envergadura
Estructura	EPO foam + aluminio + fibra de carbono
Peso	4500 gramos (sin carga)

La plataforma aérea incluye toda la estructura y mecanismos básicos para su despegue, vuelo y aterrizaje, así como todos los subsistemas necesarios para su operación, los cuales son gestionados en base a un sistema de control central. Todos estos subsistemas interactúan entre sí y contribuyen a la adecuada operación de la aeronave.

[2] [5]



Figura 1.3. Composición básica de los subsistemas de un UAV [2]

En la Figura 1.3 se ilustra la interacción de los diversos subsistemas del vehículo aéreo no tripulado. Como se puede notar todos se encuentran a un mismo nivel de importancia y cada uno constituye un aporte para el UAV, es así que, a continuación se describirán cada uno de ellos junto con su función principal.

Sistema de control

El sistema de control lo constituyen el controlador, los actuadores y los sensores necesarios para manejar el sistema.

El controlador corresponde al procesador principal de la aeronave, es decir, al dispositivo capaz de adquirir los datos de todos los sensores integrados al vehículo a fin de determinar las señales de control más adecuadas hacia los actuadores para mantener estable al drone, ya sea en un vuelo autónomo o en una operación controlada continuamente desde un piloto en tierra.

En el mercado muchas empresas y proyectos han desarrollado controladores de vuelo o autopilotos dedicados para varios propósitos, los cuales difieren principalmente en su complejidad, versatilidad y costo. Es por ello que es necesario conocer previamente el tipo de aplicación para la cual será destinado el drone antes de elegir un controlador de vuelo. En el caso de la empresa patrocinadora, ésta utiliza un controlador de vuelo de la marca Pixhawk el cual se trata de un autopiloto de lenguaje abierto el cual puede ser adecuado a diversos tipos de vehículos aéreos, más detalles acerca de las características de este controlador se mencionaran más adelante.

Otra parte importante del sistema de control son los actuadores, los cuales son elementos encargados de producir los movimientos físicos que permiten sustentar y mantener en vuelo al vehículo aéreo. Estos actuadores corresponden a motores

eléctricos o de combustión interna los cuales son acoplados a hélices que permiten generar el empuje necesario para elevar y sustentar a la aeronave.

Un caso en particular son los drones de ala fija, los cuales además de requerir del motor principal para sustentar la aeronave, precisan de pequeños actuadores capaces de producir los movimientos de las superficies de control, generalmente estos corresponden a servomotores eléctricos.

Finalmente, los sensores corresponden a los elementos encargados de recopilar toda la información necesaria para que el controlador pueda estabilizar y dirigir a la aeronave. Estos elementos conforman lo que se conoce como sistema de navegación, el cual se lo describe con más detalle a continuación.

Sistema de navegación

Este sistema es necesario para conocer en todo momento la localización del vehículo aéreo. A su vez este sistema representa la referencia principal que la aeronave toma para cumplir con misiones pre-programadas. Generalmente este sistema integra una unidad de medición inercial (IMU) y un sistema de geo localización (GPS).

En lo que respecta a la unidad de medición inercial, esta constituye un dispositivo eléctrico capaz de medir orientación, velocidad y fuerzas gravitacionales a través del uso de acelerómetros, giroscopios y magnetómetros. El sistema de control recibe toda la información capturada por la IMU y calcula la posición del drone en base a datos de velocidad y tiempo, principalmente [6]; es así que, gracias a este sensor el sistema de control conoce la orientación de la nave en todo momento.

Por otra parte, el sistema de geolocalización se basa en la información satelital para determinar la ubicación de la aeronave utilizando el centro del planeta tierra como punto de referencia, dicha información es recopilada y actualizada continuamente a través de un receptor GPS ubicado en la aeronave.

Sistema de alimentación

Sin duda los actuadores son los dispositivos que mayor energía demandan, es así que, la fuente de energía principal de un UAV dependerá de los tipos de actuadores que este disponga. Para actuadores eléctricos se optan por usar baterías como fuente principal de alimentación, estas son muy prácticas y de fácil uso. La desventaja que presentan es que pueden llegar a ser muy pesadas lo cual repercute negativamente en la autonomía de vuelo del UAV. En el caso de actuadores mecánicos como lo son los motores de

combustión interna, la gasolina es su principal fuente de alimentación, a través de esta se puede obtener autonomías de vuelo mayores, no obstante el control de este tipo de motores puede resultar más complejo.

Adicionalmente, se debe contar con una fuente de energía destinada para los sistemas de control, comunicaciones y dispositivos auxiliares. Esta es del tipo eléctrico y su único requerimiento es que permanezca lo suficientemente estable durante toda la operación del vehículo.

Carga Útil

Corresponde al fin principal para el cual los vehículos aéreos están destinados, esta dependerá del tipo de aplicación y de la capacidad de carga que pueda ofrecer el dron. A fin de ilustrar de mejor manera este concepto se utilizará el caso particular de LAS S.A y las aplicaciones para las cuales esta empresa destina sus vehículos aéreos.

Para la empresa patrocinadora los drones constituyen la plataforma mediante la cual se busca conseguir su principal objetivo, el cual es consolidarse como empresa líder en la prestación de servicios profesionales con drones. Lógicamente los servicios que se pueden ofrecer a través de los drones son muy variados por lo cual a continuación se presentará, una descripción de los tres principales servicios que ofrece la empresa patrocinadora.

Estudios catastrales: La actualización catastral con drones constituye el principal servicio que ofrece LAS S.A. Mediante la utilización de vehículos aéreos es posible reducir considerablemente el tiempo necesario para recopilar datos de grandes extensiones de terreno; además, se evita el riesgo que pueden representar algunos lugares de difícil acceso para los profesionales en esta aérea.

Es así que al dotar a un dron de una carga útil constituida por una cámara de alta resolución con un sistema GPS es posible obtener imágenes geo-referenciadas que permitan aplicar la técnica de fotogrametría. Esta técnica se basa en obtener las características geométricas y espaciales de un área u objeto a partir de varias fotografías. Una vez realizada la operación de fotogrametría con el dron, la información es procesada y es posible obtener reconstrucciones 3D, modelos digitales del terreno, delimitación de predios y otros datos de especial relevancia para los gobiernos descentralizados. [7]

Actualmente la empresa ha logrado posicionarse como una de las entidades más reconocidas a nivel nacional en lo que se refiere a la prestación de estos servicios. La

experiencia de la empresa es muy amplia y entre los trabajos exitosamente realizados se destaca la obtención de la topografía y actualización catastral de la provincia de Francisco de Orellana, con alrededor de 13 000 Ha levantadas y una precisión de más de 10 cm. Actualmente, esta constituye la actualización catastral más grande con drones que se ha realizado en el país y en Sudamérica.

Topografía: Usando la misma técnica basada en fotogrametría también es posible realizar estudios de regiones naturales, a través de los cuales se obtienen entre otros modelos digitales del terreno y elevaciones, ortofotografías, curvas de nivel y otros datos de especial relevancia para profesionales del sector [7].

LAS S.A también ha participado activamente en la prestación de estos servicios en el país. Entre sus trabajos más representativos se encuentra el levantamiento topográfico de cinco represas ubicadas entre las regiones de Manabí y Guayas, las cuales constituyeron una aérea total de 10 000 Ha, esta información sirvió para el estudio hídrico de las mismas a cargo de la Empresa Pública del Agua (EPA).

Agricultura de precisión: La agricultura de precisión constituye un concepto que busca estudiar y entender las variaciones dentro de una cosecha a fin de optimizar la gestión de los cultivos teniendo en cuenta aspectos agronómicos, medioambientales y económicos [8], esta actividad es realizada tradicionalmente por profesionales agrícolas que deben recorrer todo el campo para generar la información necesaria para su estudio, es así que para grandes extensiones de cultivo este estudio resulta muy costoso y básicamente es inviable. Es por eso que hoy en día los UAVs se han convertido en una herramienta poderosa para ser aplicada en esta área de estudio, a través de la incorporación de cámaras especializadas como carga útil del vehículo aéreo, las cuales permiten adquirir y recopilar datos de interés en un corto periodo de tiempo.

A través de toda la información recopilada por los vehículos aéreos es posible realizar análisis en laboratorio que permiten el conteo y supervisión de la producción agrícola, la estimación de cantidad y distribución necesaria de fertilizantes, la detección de zonas con riego inapropiado, la determinación temprana de enfermedades y plagas en cultivos, la ubicación de malas hierbas, entre otros. [9].

LAS S.A también ha sido y es participe de proyectos relacionados a la agricultura de precisión, siendo la compañía que a través de sus drones y en colaboración con la Universidad Andina Simón Bolívar trabajan en un proyecto que busca demostrar las ventajas económicas y sociales de realizar cultivos orgánicos, sustentables y amigables con el medio ambiente. Además, una de las aplicaciones que tiene mucho potencial

actualmente es la vigilancia y respuesta en emergencia y es precisamente un servicio que la empresa podrá ofertar gracias al sistema de seguimiento y comunicación implementado en el presente proyecto.

Vigilancia y respuesta en emergencias [10]: Se prevé que el uso de drones con la capacidad de transmitir video pueda reemplazar a lo que hoy en día son las redes de cámaras de vigilancia. Varios países ya han empezado a incorporar esta tecnología a sus sistemas de seguridad. En Alemania se utilizan para vigilar las líneas de ferrocarriles, en Estados Unidos y Brasil los drones se usan para vigilar sus límites fronterizos mientras que en Sudáfrica se aprovechan para perseguir y detectar cazadores ilegales. [11] Además usando el mismo sistema de video es posible mantener un constante monitoreo de zonas en emergencia; así por ejemplo en caso de incendios los drones pueden proveer información acerca del tamaño y tendencia tanto del incendio como de los gases tóxicos que pueden ser liberados.

Sistema de comunicaciones

Constituye el segundo de los tres elementos principales de un UAS y es el sistema encargado de proveer un enlace de comunicación entre la estación de tierra y la aeronave no tripulada. Usualmente este enlace se establece mediante radiofrecuencia. Algunas de las tareas primordiales que debe cumplir este sistema son:[5]

- Transmitir el programa o trayectoria de vuelo a cumplir hacia el sistema de control de la aeronave.
- Transmitir comandos de control en tiempo real cuando sea necesaria la intervención humana.
- Transmitir información de la posición de la aeronave.
- Transmitir datos de la carga útil de la aeronave, por ejemplo transmisión de video.
- Transmitir datos de energía disponible en la aeronave.

No obstante se deben tener en cuenta varios factores cuando se desea implementar un sistema de este tipo. Es así que, el nivel de energía destinado a este sistema, la complejidad de procesamiento, el diseño de las antenas, el peso y el costo del enlace de comunicaciones estará determinado entre otros por: [5]

- El rango (distancia) de operación de la aeronave desde la estación en tierra.
- El tipo de enlace que demande la carga útil.
- La seguridad del enlace requerida.

En la sección Sistemas de comunicaciones inalámbricas para UAVs, se brindarán más detalles acerca de este sistema, sus componentes básicos y consideraciones importantes previas a su implementación.

Estación en tierra

También conocida como estación base o estación de monitoreo en tierra, se trata del tercer componente del gran sistema UAS y constituye el principal centro de control de la operación y la interface hombre-máquina del sistema. Desde esta estación el operador de la aeronave mantiene comunicación a fin de monitorear su vuelo o incluso puede utilizarse para operar los diversos tipos de carga útil que puede contener [5]. Por ejemplo, se puede usar a manera de carga útil a una cámara fotográfica de alta definición y usar la estación de tierra para controlar el zoom o los disparos de la cámara. No obstante, siempre se debe tener en cuenta que la función principal de esta estación es brindarle al operador la posibilidad de monitorear el desempeño de la aeronave y sus subsistemas durante el vuelo, siempre priorizando la seguridad de la operación.

Para establecer este centro de control existen diversos software que pueden actuar como estación de tierra dentro de un computador. Por lo general cada fabricante maneja su propio software. En el caso de LAS S.A, en donde todos los drones son fabricados en base a sistemas de lenguaje abierto, se ha considerado el uso de un software de estación en tierra también de lenguaje abierto, esto para brindar mayores facilidades de operación a sus equipos y ofrecer un mejor soporte técnico.

La estación de tierra utilizada por la empresa patrocinadora es conocida como Mission Planner [12]. Este es un software capaz de interpretar los datos recibidos por el equipo de telemetría para luego mostrarlos de manera gráfica en su interfaz de usuario. La Figura 1.4 ilustra las partes constituyentes de la interfaz descrita



Figura 1.4. Mission Planner durante una misión autónoma en base a waypoints

Es posible dividir la ventana principal del software en tres secciones, la primera, conocida como Horizonte artificial, es en donde se muestra de forma gráfica los valores de los ángulos de movimiento de la aeronave (pitch, roll y yaw), esto permite al operador determinar posibles anomalías durante un vuelo, además se pueden observar variables de mucho interés durante la operación del vehículo aéreo como lo son la altura y velocidad de vuelo, batería disponible en el vehículo, entre otras. A continuación la Figura 1.5 ilustra el contenido de esta sección.

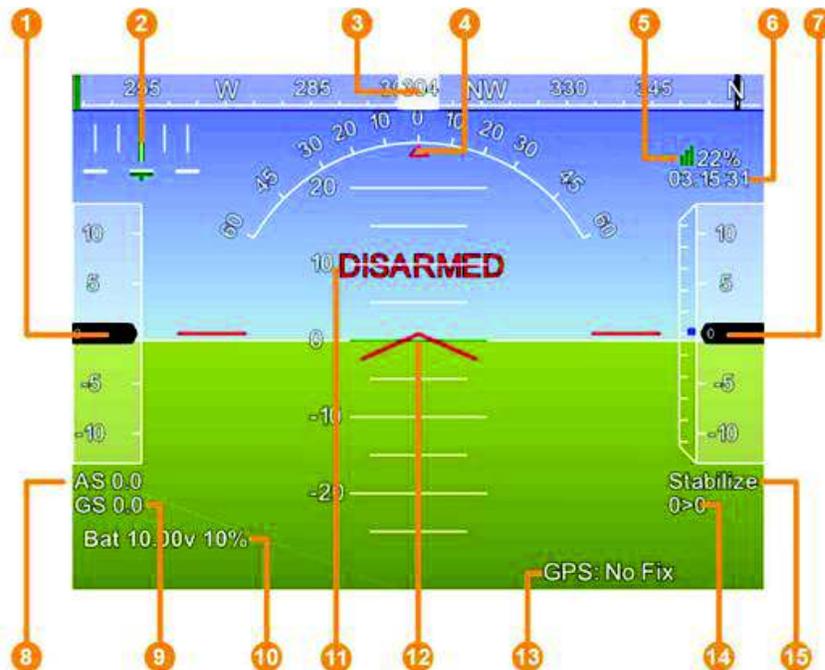


Figura 1.5 Horizonte artificial junto con sus principales datos [13].

En base a la Figura 1.5 se detallan cada una de las variables que constituyen el horizonte artificial. [13]

1. Velocidad de la aeronave respecto al viento.
2. Tasa de giro del vehículo aéreo.
3. Dirección a la que apunta la aeronave respecto al norte (ángulo yaw de la aeronave).
4. Valor del ángulo roll de la aeronave.
5. Porcentaje de calidad de señal.
6. Tiempo de la unidad GPS.
7. Altitud de la aeronave con respecto al lugar de despegue.
8. Velocidad de la aeronave respecto al viento.
9. Velocidad de la aeronave respecto a tierra (dada por el sensor GPS).
10. Estado de la batería del vehículo aéreo (voltaje y corriente).
11. Horizonte artificial.
12. Valor de ángulo pitch de la aeronave.
13. Estado de la unidad GPS.
14. Waypoint actual (para misiones pre-programadas).
15. Modo de vuelo actual de la aeronave.

Estas variables también pueden ser visualizadas con mayor precisión bajo el horizonte artificial, en lo que se señala en la Figura 1.4 como Panel de variables, en esta sección se puede configurar y escoger hasta seis variables que el operador considere de interés para el vuelo, la diferencia con el horizonte artificial radica en que en esta sección es posible observar hasta con dos números decimales el valor de las variables, mientras que en el horizonte artificial estas siempre son redondeadas al inmediato superior.

Además, también permite observar la trayectoria de la aeronave ya sea que se encuentre en una operación pre-programada o no, esto es posible observarlo en la sección nombrada como Ventana de vuelo. Es así que través de mapas satelitales obtenidos en línea se puede observar la geolocalización del dron en todo momento. Cabe mencionar que el software Mission Planner también es utilizado para la configuración y calibración de los controladores asignados como autopilotos de los vehículos aéreos, dichas funciones serán de gran utilidad en el Capítulo 3 del presente trabajo.

Recapitulando los UAS corresponden a sistemas aéreos no tripulados conformados principalmente por un UAV, una estación en tierra y su correspondiente sistema de comunicaciones; estos dos últimos componentes son el objeto de estudio del presente

proyecto puesto que el sistema de seguimiento automático a ser implementado formará parte de la estación de tierra y ayudará a mejorar al sistema de comunicaciones, por estas razones inicialmente es necesario un estudio íntegro de los sistemas de comunicaciones inalámbricas para UAVs a fin de tener claro los conceptos y obtener las herramientas necesarias que permitan en primer lugar diagnosticar el sistema disponible actualmente y posteriormente presentar una alternativa para mejorarlo.

Sistema de comunicaciones inalámbricas para UAVs

El sistema o enlace de comunicaciones es una parte importante de cualquier sistema aéreo no tripulado. Es de tanta relevancia que no es posible concebir una operación segura sin la presencia de un enlace bidireccional que permita conocer la información del desempeño del vehículo aéreo en todo momento y enviar comandos eventuales hacia la aeronave. Además, muchas de las aplicaciones que usan vehículos aéreos requieren incluso de la transmisión de datos de la carga útil hacia la estación en tierra.

Componentes de un sistema de comunicación para UAV

Es posible definir tres componentes principales correspondientes al enlace de comunicación, los cuales son mostrados en la Figura 1.6 y definidos a continuación.

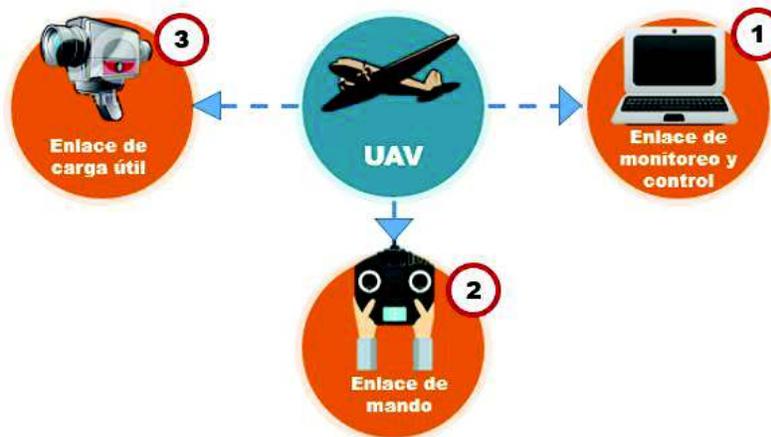


Figura 1.6. Componentes principales de un enlace de comunicación para UAV

Enlace de monitoreo y control

Se trata de un enlace bidireccional encargado de transmitir datos de desempeño del vehículo aéreo durante vuelo y recibir eventuales comandos desde una estación en tierra. Comúnmente este enlace se conoce como telemetría, pues tiene la capacidad de transmitir las mediciones de todos los sensores asociados a la operación de la aeronave.

Enlace de mando

Corresponde al enlace capaz de transmitir las señales de mando cuando el vuelo del vehículo aéreo es controlado de manera remota por un operador en tierra.

Enlace de carga útil

Se refiere a la transmisión de datos asociados a los sensores incluidos en el UAV para una determinada aplicación. Dados los objetivos del presente trabajo se hará énfasis principalmente a la transmisión de video como enlace de carga útil.

Como se mencionó anteriormente estos enlaces de comunicaciones para UAVs son establecidos en base a señales de radiofrecuencia, por lo cual resulta importante realizar una breve revisión de este tipo de comunicaciones, empezando por las señales que forman parte de este sistema, las cuales se encuentran englobadas en el espectro radioeléctrico.

Espectro radioeléctrico

Típicamente el enlace de comunicación inalámbrico se establece en base a señales de radiofrecuencia (RF) para lo cual son necesarios dos subsistemas, el terminal en aire que corresponde a la porción del enlace colocada en el UAV y el terminal en tierra que corresponde al equipo localizado en la estación base.

Para permitir que este enlace se produzca es necesario que los equipos del sistema hagan uso del espectro radioeléctrico, el cual se define como el subconjunto de ondas electromagnéticas fijadas convencionalmente por debajo de 3 000 GHz, que se propagan por el espacio sin necesidad de una guía artificial [14]. Dentro de este espectro las ondas se caracterizan por su frecuencia y su longitud de onda.

Al respecto de las ondas radioeléctricas y sus propiedades resulta importante para el presente trabajo mencionar ciertas características [15], que posteriormente serán de utilidad para el estudio y análisis del sistema de comunicación a implementar

- Cuanto más baja la frecuencia, mayor el alcance; cuanto más alta la frecuencia menos alcance (tomando en consideración la misma potencia de emisión).
- Cuanto más baja la frecuencia, antenas y equipos más grandes; cuanto más alta la frecuencia, antenas y equipos más pequeños.

A fin de ayudar a la distribución adecuada y ordenada del espectro se le ha fijado una división por décadas, la cual se encuentra detallada en la Tabla 1.2.

Tabla 1.2. Denominación de las bandas de frecuencias por décadas [16]

Banda	Denominación	Frecuencia	Longitud de onda λ
ELF	Extremely Low Frequency	<3kHz	> 100 km
VLF	Very Low Frequency	3 - 30 kHz	100 – 10 km
LF	Low Frequency	30 - 300 kHz	10 – 1 km
MF	Medium Frequency	0,3 – 3 MHz	1000 – 100 m
HF	High Frequency	3 - 30 MHz	100 – 10 m
VHF	Very High Frequency	30 - 300 MHz	10 – 1 m
UHF	Ultra High Frequency	0,3 – 3 GHz	100 – 10 cm
SHF	Super High Frequency	3 - 30 GHz	10 – 1 cm
EHF	Extremely High Frequency	30 - 300 GHz	10 – 1 mm

Son varias las tecnologías que requieren ingresar al espectro radioeléctrico, desde transmisiones de radio y televisión hasta comunicaciones marítimas a nivel civil y militar, cada una tiene sus necesidades específicas que deben ser cubiertas por una de las bandas de frecuencia disponibles dentro del espectro radioeléctrico, por lo cual es común que la asignación de estas frecuencias sea regulada por un organismo superior el cual controla y gestiona la utilización de estas frecuencias. En tal virtud, se han delimitado bandas de frecuencias que están destinadas a su libre utilización y dentro de las cuales es posible operar sin la necesidad de una autorización previa, estas corresponden a las bandas de frecuencias no licenciadas o libres y su designación dependerá de las regulaciones vigentes en cada país.

En el Ecuador el organismo que se encarga de regular todas las actividades relacionadas al uso del espectro radioeléctrico es el ARCOTEL en base al Plan Nacional de Frecuencias (PNF). En este documento se establecen las normas para la atribución de las bandas y canales radioeléctricos para los diferentes servicios de radiocomunicaciones, es así que este plan constituye la referencia para normalizar el uso del espectro radioeléctrico en el país. [17]

Dentro del PNF también se establecen bandas de frecuencias libres o de aficionados a lo largo de todo el espectro, las cuales corresponden a bandas dentro de las cuales se puede operar sin necesidad de una autorización previa hacia el organismo de control pues se establece que el uso de estas bandas no interfiere con las operaciones de terceros. En la Tabla 1.3 se presentan las frecuencias correspondientes a los rangos UHF y SHF definidas por el PNF como bandas de frecuencias libres o para aficionados.

Tabla 1.3. Bandas de frecuencias libres en los rangos del espectro UHF y SHF. [17]

Banda	Unidades
430 – 440	MHz
915 - 928	MHz
1240-1300	MHz
2300-2450	MHz
5650-5925	MHz
10 – 10,5	GHz
24 – 24,25	GHz

En el caso de la operación de pequeños UAS (sUAS) se busca que, en la medida de lo posible, los enlaces puedan ser establecidos dentro de las mencionadas bandas de frecuencias libres para las cuales existe la disponibilidad de equipos comerciales. Esto permite la masificación del desarrollo de drones, disminuyendo su costo y facilitando su operación. A continuación se muestra en la Figura 1.7, algunas de las principales tecnologías que hacen uso del espectro radioeléctrico, dentro del cual se hace especial énfasis en las bandas de frecuencias comúnmente usadas por sUAS.

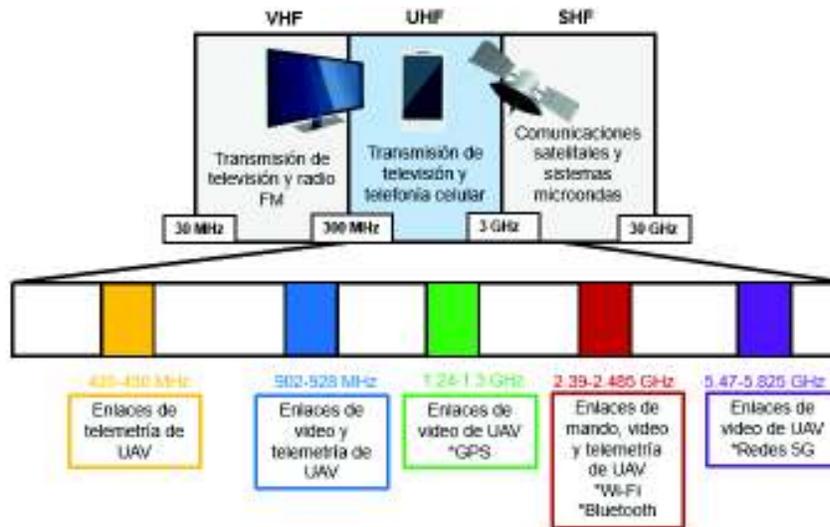


Figura 1.7. Bandas de frecuencias no licenciadas y sus aplicaciones en sUAS [18].

Como se puede observar la mayoría de equipos comerciales desarrollados para radiocomunicaciones y específicamente para pequeños UAVs se encuentran dentro de las frecuencias UHF junto con un pequeño fragmento de las SHF.

Es posible notar que las bandas de frecuencias no licenciadas para las cuales existe la disponibilidad de equipos comerciales (ver Figura 1.7) y las frecuencias designadas como libres por el PNF en la Tabla 1.3 no son exactamente las mismas. Esto permite realizar una primera discriminación entre dichas frecuencias, a fin de realizar un análisis

comparativo únicamente entre aquellas bandas de frecuencias permitidas en el país y que además cuentan con la disponibilidad de equipos para su utilización. Dicho análisis será de gran utilidad para el posterior diseño del sistema de comunicación presentado en la Sección 2.2.

La Tabla 1.4 presenta un análisis comparativo únicamente entre las frecuencias no licenciadas en el país y para las cuales existe la disponibilidad de equipos en el mercado.

Tabla 1.4. Tabla comparativa entre frecuencias libres en el país disponibles para su aplicación en comunicaciones de UAVs. [19]

Frecuencia	Ventajas	Desventajas
433 MHz	Rango y penetración excelentes	Tamaño de los equipos muy grandes y de poca disponibilidad en el mercado
915 MHz	Rango y penetración muy buenos	Antenas grandes Frecuencia cercana a la de telefonía móvil GSM 3G
1.2 GHz	Rango y penetración buenos El ancho de banda bueno, permite realizar transmisión de video	Equipos de tamaño moderado El video transmitido es de una calidad limitada Puede causar interferencia a sistemas que operan a 915 MHz y 2.4 GHz.
2.4 GHz	Rango moderado, equipos económicos y tamaño de antenas manejables. Ancho de banda considerablemente bueno	Frecuencia compartida con Wi-Fi y Bluetooth por lo que existe mucha interferencia potencial en ciudades y zonas habitadas.
5.8 GHz	Rango aceptable, antenas y equipos económicos y compactos Gran disponibilidad de equipos y accesorios Muy buen ancho de banda por lo que se pueden transmitir grandes cantidades de datos a la vez.	Baja penetración por lo que se requiere mantener línea de vista entre los equipos transmisor y receptor

Elementos de un enlace de comunicación inalámbrico

Para establecer un enlace de comunicación inalámbrico basado en señales de radiofrecuencia son necesarios tres elementos fundamentales; el transmisor, el receptor y el canal que en este caso es el aire o espacio vacío. Tanto el transmisor como el receptor están provistos de sus respectivas antenas, las cuales son las encargadas de guiar y recibir el mensaje a través del canal de transmisión. Resulta importante mencionar que todos los dispositivos que forman parte del enlace de comunicación están diseñados para trabajar en una determinada banda de frecuencia por lo cual la frecuencia de operación es un parámetro muy importante a tomar en cuenta en cualquier diseño de un radioenlace.

Transmisor

Corresponde al elemento electrónico encargado de tomar la información que se va a enviar y convertirla en una señal de radiofrecuencia. Para esto el transmisor debe ser capaz de generar la señal a una frecuencia específica del espectro radioeléctrico, proporcionar cierta forma de modulación a la señal, amplificarla y finalmente radiarla a través de una antena [20].

Uno de los parámetros más importantes que se define para este elemento es el de la potencia de transmisión (PTx), la cual es una magnitud expresada comúnmente en dBm.

Receptor

El receptor es la unidad electrónica encargada de recibir a través de su antena las ondas electromagnéticas y convertirlas en señales eléctricas para que puedan ser interpretadas por una unidad procesadora. Para este dispositivo es importante definir su sensibilidad (SRx) también expresada en dBm, la cual es un parámetro que indica el nivel mínimo de señal de radiofrecuencia que puede detectarse en la entrada del receptor y que producirá una señal de información demodulada que pueda ser útil [21].

Antena

La antena es un elemento que permite radiar energía en forma de onda electromagnética, resulta indiferente si la antena forma parte del equipo de recepción o de transmisión pues sus características y funcionalidad son las mismas en cualquier caso [22].

Para este elemento se definen varios parámetros que son importantes para optar por una u otra antena en una aplicación específica. Algunos de estos son mencionados a continuación.

Patrón de radiación: También conocido como diagrama de radiación, corresponde a la forma en que la antena radia potencia en el espacio y generalmente es representado en forma tridimensional utilizando coordenadas esféricas. También son comunes los diagramas bidimensionales los cuales pueden ser representados en coordenadas polares en donde el ángulo representa la dirección del espacio, mientras que el radio representa la intensidad del campo eléctrico. Estos dos tipos de diagramas son ilustrados en la Figura 1.8.

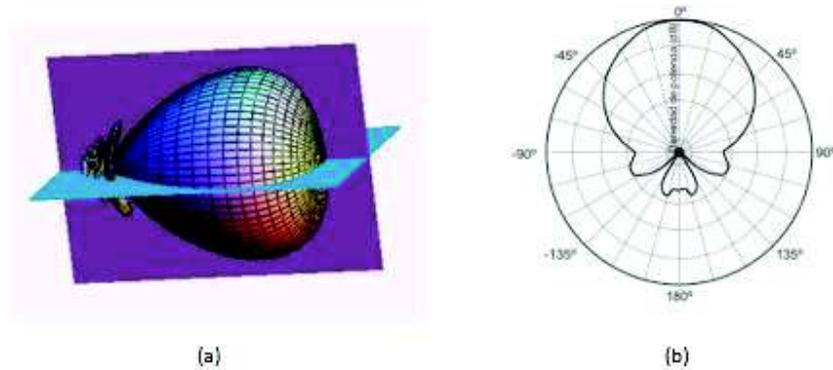


Figura 1.8. Patrón de radiación (a) tridimensional de una antena en coordenadas esféricas, (b) bidimensional en coordenadas polares [16], [21].

Dentro de este tipo de diagramas se puede definir con mayor claridad uno de los parámetros más importantes para la descripción de una antena, este es el ancho de haz. Para determinar este parámetro se consideran los puntos de media potencia es decir los puntos a -3dB . Esto se puede observar en la Figura 1.9 en donde el ancho de haz se encuentra delimitado por los puntos A y B. [16], [21]

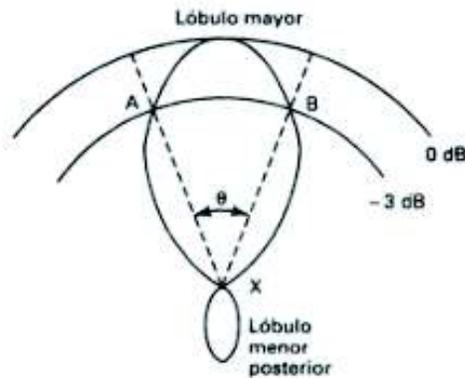


Figura 1.9. Ancho de haz de -3dB en el patrón de radiación bidimensional de una antena en coordenadas polares [21].

Ganancia: También conocida como ganancia directiva, es un parámetro que define la relación, para cada dirección, entre la potencia radiada por una determinada antena y la potencia radiada por la antena isotrópica. Esta ganancia en cada dirección del espacio permite añadirle una medida al patrón de radiación. Generalmente ese parámetro es denotado en dB o dBi (haciendo resaltar que es medido respecto a la antena isotrópica). Los fabricantes suelen brindar el valor máximo de esta relación y denominarlo simplemente ganancia [22]. Adicionalmente resulta importante definir que la ganancia de la antena es inversamente proporcional a la abertura del haz, de tal manera que, mientras más grande es la ganancia de la antena el ancho del haz de -3db se hace más pequeño [21], repercutiendo esto en la generación de una antena con mayor directividad. En base a estos conceptos previamente mencionados se puede establecer una clasificación de antenas como la mostrada en la Figura 1.10.

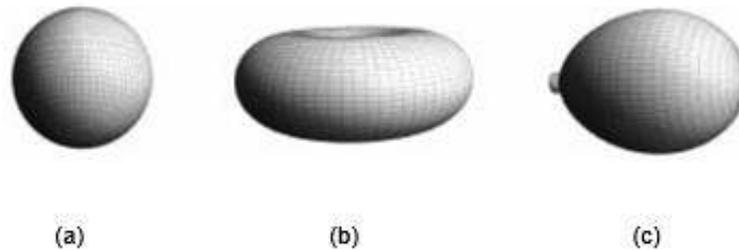


Figura 1.10. Patrones de radiación, (a) isótropo, (b) omnidireccional y (c) direccional [16].

La antena omnidireccional, Figura 1.10 (b) es aquella que su diagrama de radiación presenta simetría de revolución en torno a un eje [16], mientras que la antena direccional, Figura 1.10 (c) es aquella en la que la mayor intensidad de radiación se encuentra repartida en una determinada dirección del espacio.

Finalmente, en lo que respecta a esta sección del sistema de comunicaciones inalámbricas para UAVs, se describirá la metodología que servirá para analizar los enlaces de comunicaciones en la Sección 2.1. Esta trata del cálculo de radioenlaces, la cual es una metodología que busca determinar la viabilidad de un enlace en base a las especificaciones técnicas de los equipos de comunicaciones.

Cálculo de radioenlaces

El cálculo del radioenlace corresponde a un método de análisis a través del cual es posible determinar la viabilidad de un determinado enlace radioeléctrico, esto se logra considerando tanto las pérdidas como las ganancias del enlace a una distancia y frecuencia de operación dadas. El resultado de este cálculo es un valor de potencia el

cual deberá ser evaluado para determinar si es capaz o no de sensibilizar a la unidad receptora. [23] La Figura 1.11 a continuación ilustra este concepto.

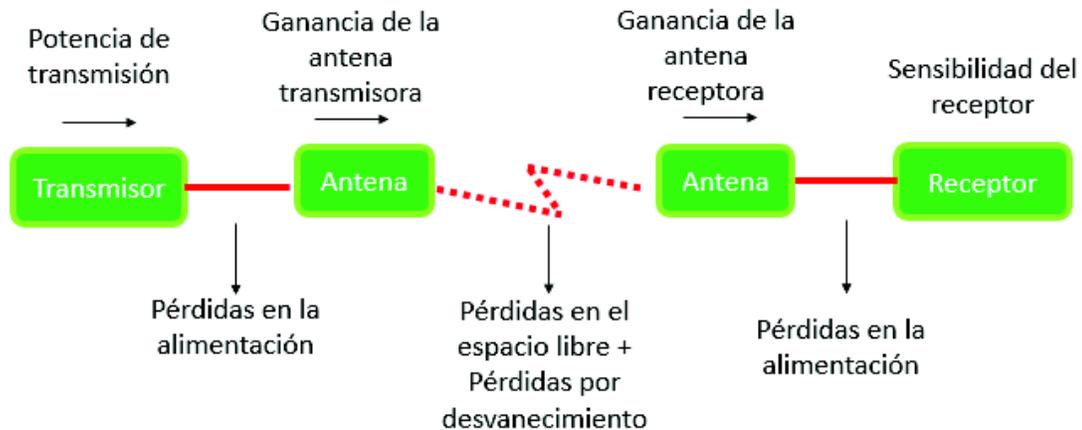


Figura 1.11. Diagrama de pérdidas y ganancias en un enlace radioeléctrico. [24]

Dentro de la Figura 1.11 podemos observar que se encuentran especificados algunos tipos de pérdidas, los cuales definiremos a continuación:

Pérdidas en la alimentación (L_A)

Este tipo de pérdidas son causadas por el cableado entre la unidad transmisora o receptora y la antena. Además también causan pérdidas los conectores que se requieran para realizar la instalación, por lo cual se recomienda que el cable hacia la antena sea lo más corto posible.

La pérdida típica en los cables está entre 0,1 dB/m y 1dB/m, y para conectores comerciales generalmente se considera una pérdida de 0,25 dB por cada conector en el cableado. [25]

Pérdidas en el espacio libre (L_p)

También llamadas pérdidas por dispersión, son ocasionadas como consecuencia de la propagación en el espacio de la onda electromagnética conforme se aleja de la fuente de emisión [26]. En este tipo de pérdidas se considera que la onda viaja en línea recta por un medio vacío. [23]

Cuando la frecuencia se expresa en GHz y la distancia en km, se define este tipo de pérdidas según la Ecuación 1.1.

$$L_p (dB) = 92.4 + 20 \log f(GHz) + 20 \log D(km)$$

Ecuación 1.1. Cálculo de las pérdidas en el espacio libre.

Pérdidas por desvanecimiento (L_D)

Dado que las ondas electromagnéticas no viajan en un medio vacío son susceptibles a sufrir atenuaciones que vienen dadas por el medio en el cual se desplazan, así este tipo de pérdidas considera factores como el tipo de suelo, clima en el ambiente y además se considera un factor que determinará la confiabilidad que se espera del enlace [23]. Esas pérdidas vienen dadas por la Ecuación 1.2,

$$L_D(dB) = 30 \log D + 10 \log(6ABf) - 10 \log(1 - R) - 70$$

Ecuación 1.2. Cálculo de las pérdidas por desvanecimiento.

Donde:

D = distancia del enlace (km)

f = frecuencia (GHz)

R = confiabilidad en tanto por uno (99.99% = 0.9999 de confiabilidad)

A = factor de rugosidad

= 4 agua, rios muy anchos, etc

= 3 sembrados densos, pastizales

= 2 bosques (la propagación va por encima)

= 1 terreno normal

= 0.25 terreno rocoso

B = factor climático

= 1 áreas marinas

= 0.5 áreas tropicales, calientes y húmedas

= 0.25 áreas continentales promedio

= 0.125 áreas muy secas o montañosas

A partir de lo expuesto previamente al respecto del cálculo de radioenlaces podemos establecer que la potencia que llega a la unidad receptora ($P_{llegada}$) estará definida por la Ecuación 1.3.

$$P_{llegada} = P_{Tx}(dBm) - L_A(dB) + G_{Tx}(dBi) - L_p(dB) - L_D(dB) + G_{Rx}(dBi) - L_A(dB)$$

Ecuación 1.3. Balance de potencia para el cálculo de radioenlaces.

Donde:

P_{Tx} = Potencia del transmisor

L_A = Pérdidas en la alimentación

GT_x = Ganancia de la antena transmisora

L_p = Pérdidas en el espacio libre

L_D = Pérdidas por desvanecimiento

GR_x = Ganancia de la antena receptora

Es así que, en base a la potencia que llega a la unidad receptora y a la sensibilidad de la misma es posible determinar la viabilidad del enlace, recordando que la potencia mínima que un receptor puede interpretar está determinada por su sensibilidad, es decir:

*Si Pllegada > Sensibilidad del receptor, entonces **el enlace es viable***

Cabe mencionar que según lo recomendado en la bibliografía especializada, la potencia de llegada debe superar a la sensibilidad del receptor en un margen de entre 16 a 4 dB dependiendo del tipo de enlace y de la cantidad de información enviada [25].

Una vez terminado el estudio relacionado con los sistemas de comunicaciones inalámbricas para UAV, se continúa con una breve revisión de los sistemas de seguimiento de UAVs.

Sistemas de seguimiento de UAVs

Como se ha descrito anteriormente, el sistema de comunicación entre un vehículo aéreo no tripulado y el usuario es de suma importancia para que la operación sea lo más segura posible. Un enlace de comunicación deficiente o incluso la pérdida momentánea del enlace podría causar graves consecuencias tanto para la aeronave como para terceros. Además, resulta muy imprudente tener en operación un vehículo aéreo sin la debida supervisión humana en todo momento; es por eso que muchos han sido los esfuerzos que se han ido desarrollando a lo largo de los años para brindarle más confiabilidad, seguridad y eficiencia a este enlace. Por otra parte, una de las características que siempre se busca en enlaces de este tipo es que permitan un elevado rango o distancia de comunicación entre el UAV y la estación de tierra. Ante esta problemática, una de las primeras alternativas que existen es la de contar con equipos que generen una elevada potencia de transmisión. Esta solución puede ser válida para enlaces de comunicación fijos en tierra, no obstante para el caso de UAVs, el hecho de utilizar equipos de gran potencia repercute negativamente en la autonomía de la aeronave, pues demandan un mayor consumo energético y tienden a incrementar su tamaño conforme la potencia crece.

Otra posible solución para cumplir con las características mencionadas anteriormente, sin afectar ni la autonomía de vuelo ni la carga útil de la aeronave, es la utilización de antenas omnidireccionales las cuales podrán mantener el enlace de comunicación sin importar la posición del vehículo aéreo o de la estación en tierra. No obstante dichas antenas al ser capaces de recibir señales en cualquier dirección son más susceptibles a interferencias, además su baja ganancia no permite obtener rangos de comunicación considerables.

Es así que, surge la idea de utilizar antenas direccionales las cuales pueden permitir enlaces de comunicación con un amplio rango, además de que son menos susceptibles a posibles interferencias provenientes de otras direcciones. La única desventaja de este tipo de antenas es que su patrón de radiación se emite en una dirección determinada, por lo cual, para ser utilizadas y aprovechar al máximo su potencial, requieren posicionarse en todo momento hacia la dirección en la cual esté el UAV. Justamente las técnicas que se detallan a continuación están ligadas a cumplir con este propósito, el de simular un comportamiento omnidireccional en base a antenas direccionales.

Conmutación de antenas [27]

Como se ha mencionado previamente lo que se desea es tener un enlace capaz de operar dentro de un rango de acción de 360 grados, es decir capaz de cubrir todo el espacio utilizable por las ondas electromagnéticas. El método de conmutación de antenas consiste en integrar un conjunto de antenas direccionales en un arreglo geométrico omnidireccional, de tal manera que un procesador sea capaz de conmutar hacia la antena que mejor recepción tiene a través de la lectura de sensores especializados capaces de medir la potencia de la señal recibida por cada una de las antenas. En la Figura 1.12 se muestra la configuración de un enlace de este tipo, el cual está realizado a través de un arreglo de cinco antenas direccionales.

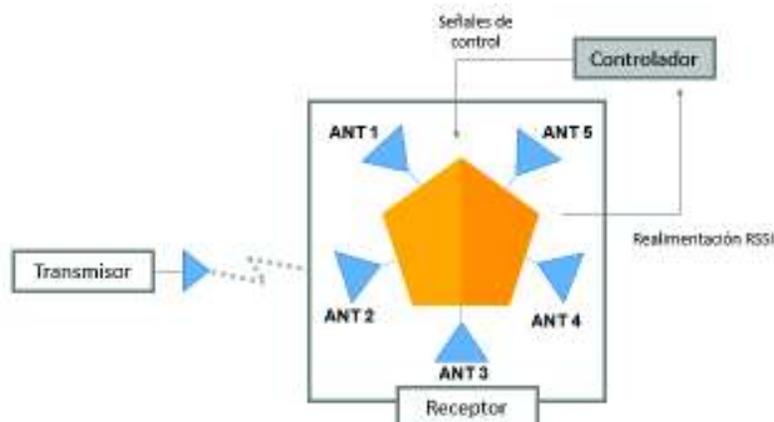


Figura 1.12. Esquema general de un arreglo para conmutación de antenas. [27]

Sistemas de seguimiento rotatorios basados en RSSI [28]

Los sistemas de seguimiento rotatorios corresponden a aquellos en los cuales una antena direccional consigue ser posicionada continuamente a través de una estructura mecánica para mantener un enlace de comunicación con un sistema móvil como es el caso de un UAV. Para conseguir este movimiento es necesario un elemento sensor que determine cuando y hacia donde se debe producir el movimiento.

Es así que uno de los parámetros comúnmente utilizados para implementar esta técnica es el RSSI (Received Signal Strength Indicator) o indicador de la intensidad recibida. El RSSI es un parámetro que determina la calidad del enlace de comunicación a lo largo de una operación. Basándose en este se ha desarrollado la técnica que consiste en un mecanismo capaz de seguir la ruta de vuelo del UAV en función de la medición del RSSI, de esta manera es posible desarrollar algoritmos de seguimiento que maximicen en todo momento este parámetro.

Sistemas de seguimiento rotatorios basados en geolocalización

Este tipo de control se basa en la obtención de las coordenadas latitud y longitud (geolocalización) tanto del UAV como del sistema de seguimiento ubicado en tierra, esto gracias a que ambos sistemas poseen un receptor GPS que envía su respectiva posición al sistema de seguimiento para que dadas las dos ubicaciones calcule el vector de posición relativa del drone respecto al sistema de seguimiento y así, determinar la distancia, altura y dirección a la cual se encuentra el UAV. La Figura 1.13 ilustra lo antes mencionado. Para realimentar la posición a la cual se encuentra apuntando la antena del sistema de seguimiento se suele adherir a la misma un sensor IMU con brújula digital interna, el cual envía su orientación en grados respecto al Norte magnético.

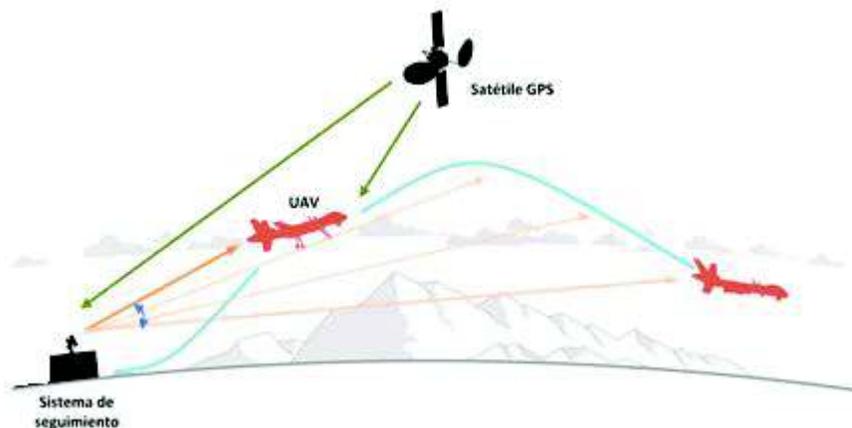


Figura 1.13. Sistema de seguimiento por geolocalización [29]

En cuanto a la estructura física de este tipo de sistemas, comúnmente poseen dos grados de libertad correspondientes al movimiento en el plano horizontal o Pan y al movimiento en el plano vertical o Tilt. Cada movimiento está dado por el giro de un motor el cual debe tener el torque suficiente para soportar el peso de la estructura y de la antena de comunicación. Por convención para el presente proyecto, el ángulo que describe el movimiento en el plano horizontal se denomina yaw, y el ángulo que describe el movimiento en el plano vertical se denomina pitch; tal como se muestra en la Figura 1.14.

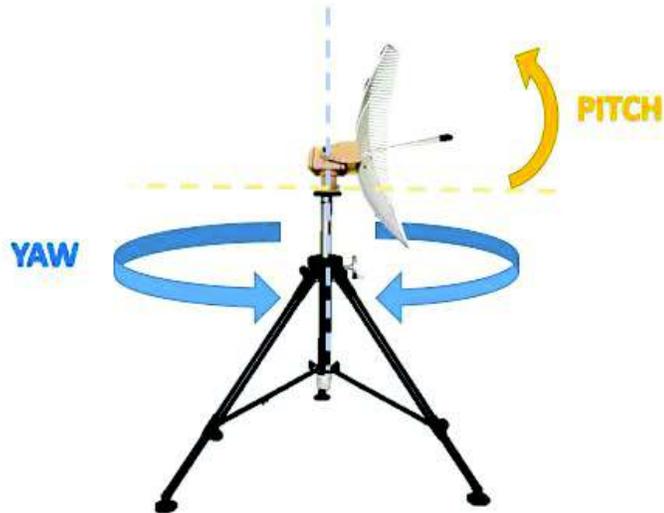


Figura 1.14. Movimientos de la estructura física [30]

A continuación se explican los algoritmos comúnmente usados para determinar los ángulos que rigen los movimientos de la estructura para el sistema de seguimiento rotatorio basado en sensores GPS.

Algoritmo de seguimiento

Si se conocen las posiciones tanto del UAV como del sistema de seguimiento, es posible calcular los ángulos yaw y pitch necesarios para que la antena del sistema de seguimiento apunte hacia el UAV. Estos algoritmos se basan en trigonometría esférica [31] y hacen uso de las variables y coordenadas geográficas expresadas a continuación.

- Latitud sistema de seguimiento= LAT1
- Longitud sistema de seguimiento =LON1
- Altura sistema de seguimiento = H1
- Latitud UAV= LAT2
- Longitud UAV=LON2
- Altura UAV= H2

- Distancia paralela a la superficie terrestre= D
- Radio de la tierra=R

El ángulo yaw ψ se mide a partir el Norte magnético tal como se indica en la Figura 1.15, y para calcularlo se emplea la Ecuación 1.4.

$$\psi = \text{Tan}^{-1} \left(\frac{y}{x} \right)$$

Ecuación 1.4. Ángulo yaw

Donde:

$$y = \text{sen}(LON2 - LON1) * \cos(LAT2)$$

$$x = \cos(LAT1) * \text{sen}(LAT2) - \text{sen}(LAT1) * \cos(LAT2) * \cos(LON2 - LON1)$$

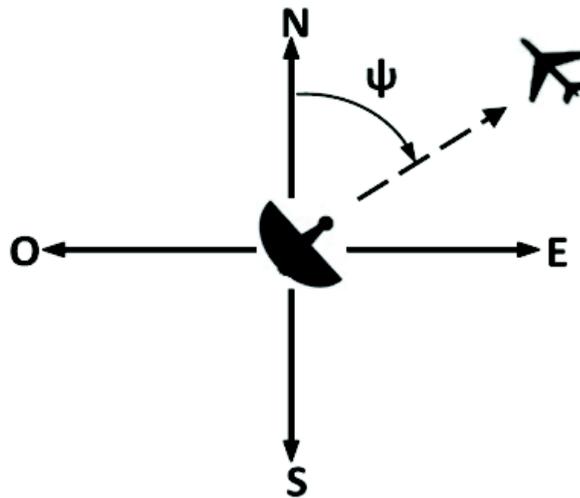


Figura 1.15. Sistema de referencia para el ángulo yaw [31]

El ángulo pitch θ correspondiente a la elevación del UAV respecto al sistema de seguimiento se mide a partir de la altura de la antena tal como se muestra en la Figura 1.16, y para calcularlo se emplea la Ecuación 1.5.

$$\theta = \text{Tan}^{-1} \left(\frac{H2 - H1}{D} \right)$$

Ecuación 1.5. Ángulo pitch

Donde:

$$D = R * \cos^{-1} [\text{sen}(LAT1) * \text{sen}(LAT2) + \cos(LAT1) * \cos(LAT2) * \cos(LON1 - LON2)]$$

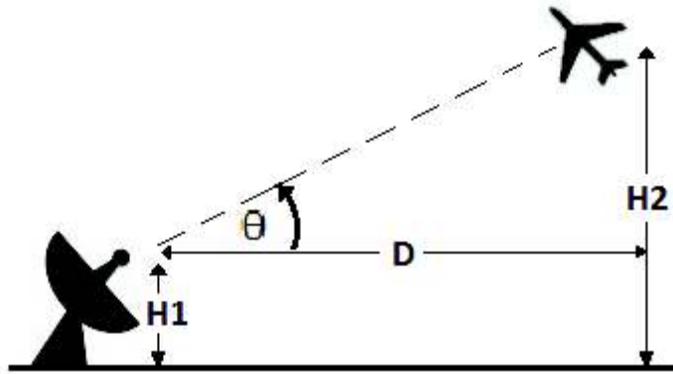


Figura 1.16. Sistema de referencia para el ángulo pitch

Finalmente, a manera de resumen se describen en la Tabla 1.5 las ventajas y desventajas de cada una de las técnicas de seguimiento descritas en esta sección.

Tabla 1.5. Comparación de técnicas usadas para el seguimiento de UAVs.

Técnica	Ventajas	Desventajas
Conmutación de antenas	No requiere de mecanismos móviles. Permite lograr la omnidireccionalidad del enlace con antenas de alta ganancia.	Requiere de varias antenas direccionales que dependiendo de la frecuencia pueden llegar a tener un elevado costo. Requiere de equipos receptores compatibles con esta técnica.
Sistemas de seguimiento rotatorios basados en RSSI	Algoritmo de control de fácil implementación.	Los sensores RSSI son muy susceptibles al ruido por lo que se requieren algoritmos de estimación. Disminuye la precisión conforme aumenta el rango.
Sistemas de seguimiento rotatorios basados en geocalización	Algoritmo de control relativamente sencillo y de fácil implementación. Es posible lograr gran precisión de seguimiento con la utilización de sensores adecuados.	Requiere de una estructura mecánica, la cual es más susceptible a desgastes.

Analizando la Tabla 1.5 se puede establecer que el seguimiento basado en geocalización es el que daría un menor error de apuntamiento, ya que la precisión de la ubicación del UAV está determinada por la precisión de su receptor GPS la cual se

incrementa conforme aumenta el número de satélites que envían señales a dicho receptor. Además, su precisión no se ve afectada por el aumento del rango de distancia ya que su ubicación está dada por sus coordenadas geográficas y no por la intensidad de la señal emitida desde el UAV (RSSI) como en el caso de las dos primeras técnicas descritas.

Por último, cabe recalcar que la empresa patrocinadora se dedica al diseño y ensamblaje de drones, por ello tiene a su disposición receptores GPS y autopilotos Pixhawk. Debido a esto y al análisis anterior, se escoge la técnica de seguimiento por geolocalización como la más adecuada para ser implementada en el presente proyecto. Justamente, a continuación se presentan detalles sobre el autopiloto Pixhawk.

Controlador Pixhawk

Es un controlador de vuelo o autopiloto de código abierto desarrollado en sus inicios en el Instituto Federal Suizo de Tecnología de Zúrich como un proyecto independiente para el control de UAVs. Actualmente Pixhawk es utilizado por Linux Foundation como hardware de su proyecto DroneCode [32], cuyo objetivo es brindar a las comunidades académicas, industriales y de entretenimiento, un autopiloto confiable y de bajo costo que permita el control de drones tipo multirrotor, de ala fija, helicópteros, automóviles, barcos o cualquier robot móvil [33]. La Figura 1.17 muestra el autopiloto mencionado.



Figura 1.17. Autopiloto Pixhawk V2.4.6 [33]

Hardware

Al ser un autopiloto destinado en principio para el control de UAVs, éste no representa un peso o volumen considerable. A continuación se presentan algunas características que posee la versión 2.4.6, la cual es la versión disponible y utilizada por los drones en la empresa patrocinadora. [34].

- Alimentación 4.8V a 5.4V
- 14 salidas PWM (Servo riel)
- Barómetro, IMU y brújula digital integrados
- 5 puertos UART (Telem1, Telem2, GPS, Serial 4/5)
- Puerto micro USB interno
- Puerto para extensión de micro USB externo
- Interfaz I2C,SPI, 2x CAN
- 2 conversores ADC (3.3V y 6.6V)
- Peso 38g
- Dimensiones 81.5x50x15.5 mm

Software

El controlador Pixhawk es compatible con varios Software de monitoreo como QGround Control y Mission Planner que a más de permitir visualizar los datos que envía el controlador, también sirve como una interfaz de configuración del Pixhawk y para la instalación del firmware necesario. El firmware que será instalado en el Pixhawk depende del tipo de drone a ser utilizado, por ello los programas antes mencionados disponen de manera general de los siguientes firmwares:

- Copter: Para multirrotores
- Arduplane: Para aviones de ala fija
- Copter heli: Para helicópteros
- Rover: Para automóviles

Una vez que se ha instalado el firmware, el controlador proporciona algoritmos de orientación y posición, algoritmos de navegación y de control necesarios para la posterior configuración del sistema por parte del usuario, cabe mencionar que la configuración es diferente para cada firmware.

El autopiloto Pixhawk es normalmente usado como un controlador de vuelo para drones, pero en el presente proyecto se busca la forma de adaptarlo para que sea usado como controlador del sistema de seguimiento propuesto; esto debido a que la empresa patrocinadora dispone de este controlador en stock. La forma más adecuada para lograr esto es hallar un nuevo firmware que habilite al Pixhawk como controlador de dicho sistema.

Actualmente, el software QGround Control no dispone de un firmware adecuado para ser usado como parte del control del sistema de seguimiento de UAVs, es por ello que este

software queda descartado en la elaboración del presente proyecto. En cambio, Mission Planner en sus últimas versiones ya dispone de un firmware llamado “Antenna Tracker” [35] que habilita al Pixhawk para utilizar los algoritmos de otro firmware, específicamente del firmware “Copter”. Esto quiere decir que el control del sistema de seguimiento con el firmware “Antenna Tracker” instalado en el Pixhawk se basa en la misma estructura del controlador PID que tendría un Pixhawk con el firmware de “Copter” instalado, esto posibilitará usar al Pixhawk como controlador del sistema de seguimiento del UAV.

A fin de comprender la estructura del PID del firmware “Copter”, se estudiará a continuación las diferentes formas en las que un controlador PID se puede representar.

Controladores PID

La mayoría de controladores utilizados en la industria están compuestos por una combinación de acciones Proporcional, Integral y Derivativa logrando así una mayor robustez ya que toma las características de cada uno de sus componentes, de ahí que recibe el nombre de controlador PID.

El controlador PID es ampliamente utilizado debido a su facilidad de implementación y al correcto desempeño que presenta en la mayoría de procesos. Sin embargo, no existe una estructura única definida para representarlo, por ello a continuación se describen las formas de representación más comunes del controlador PID.

Formas de representación

Estándar

También se lo conoce como no interactuante porque la constante integral no influye en la parte derivativa y la parte derivativa no influye sobre la parte integral [36], tal como se indica en la Ecuación 1.6.

$$G_c(s) = k_p \left(1 + \frac{1}{k_i s} + k_d s \right)$$

Ecuación 1.6. PID estándar

Serie

También se lo conoce como interactuante porque la constante integral influye sobre la parte derivativa y ésta a su vez influye sobre la parte integral [36], tal como se indica en la Ecuación 1.7.

$$G_c(s) = k_p \left(1 + \frac{1}{k_i} \right) (1 + k_d s)$$

Ecuación 1.7. PID serie

Paralelo

En esta representación el controlador PID posee una constante independiente para la acción proporcional, integral y derivativa [36], tal como se indica en la Ecuación 1.8.

$$G_c(s) = k_p + \frac{k_i}{s} + k_d s$$

Ecuación 1.8. PID paralelo

Diseño de controladores tipo PID

Para determinar los valores de las constantes de un controlador tipo PID se puede optar por sintonizar o diseñar el controlador. Para el presente proyecto se propone diseñar un controlador tipo PID mediante el método de síntesis directa tal como se justifica en el Capítulo 2.

Diseño por el método de Síntesis Directa

Este método permite al diseñador elegir el comportamiento del proceso en lazo cerrado. La Figura 1.18 representa el esquema de un proceso donde $G_c(s)$ es la función de transferencia del controlador y $G_p(s)$ es la función de transferencia de la planta.

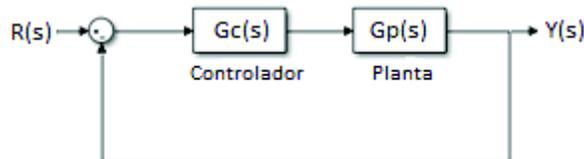


Figura 1.18. Esquema del proceso

Entonces, la función de transferencia en lazo cerrado es:

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{G_c(s) \cdot G_p(s)}{1 + G_c(s) \cdot G_p(s)}$$

Ahora, suponiendo que el comportamiento requerido en lazo cerrado es:

$$Y(s) = Q(s) \cdot R(s)$$

Donde $Q(s)$ es una función de transferencia elegida por el diseñador y depende del tipo de respuesta que se desea que tenga el sistema en lazo cerrado. En la Figura 1.19 se muestran algunas elecciones para $Q(s)$ dadas en la referencia [37].

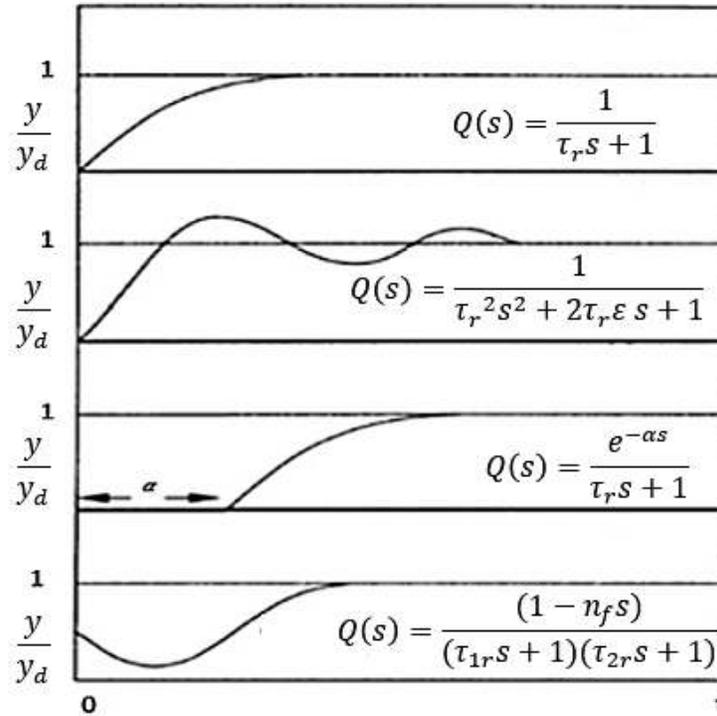


Figura 1.19. Respuestas deseadas para $Q(s)$ [37]

Para que el sistema tenga el comportamiento deseado debe cumplirse que:

$$Q(s) = \frac{Gc(s) \cdot Gp(s)}{1 + Gc(s) \cdot Gp(s)}$$

Despejando $Gc(s)$ se tiene la Ecuación 1.9 que representa el controlador.

$$Gc(s) = \frac{1}{Gp(s)} \left[\frac{Q(s)}{1 - Q(s)} \right]$$

Ecuación 1.9. Controlador por síntesis directa

Dado que se conoce la función de transferencia de la planta $Gp(s)$ y se ha elegido $Q(s)$, se puede calcular el controlador, que por lo general suele tener una estructura similar a la de un controlador tipo PID. En ciertos casos el controlador puede ser un PID con filtro o simplemente una función de transferencia, esto depende de cuan complejas sean $Q(s)$ y $Gp(s)$.

Un criterio para evaluar el desempeño de un controlador es a través del error que presenta el sistema en lazo cerrado hasta alcanzar la referencia. Lo que se busca es reducir este error al mínimo posible y a fin de cuantificarlo se hace uso de índices de desempeño. Para el presente proyecto se considerará el índice ISE (Ecuación 1.10).

$$ISE = \int_0^{\infty} e^2(t) dt$$

Ecuación 1.10. Índice de desempeño ISE

El ISE da más peso a los errores largos, los cuales se producen al inicio de la respuesta, y menos peso a los errores pequeños que se producen al final de la respuesta [38].

Implementación de un controlador PID

Para implementar un controlador en un sistema embebido se lo debe realizar mediante su equivalente en tiempo discreto. La forma más común de obtener la aproximación digital de un controlador PID es aproximando su término integral a través de la Ecuación 1.11 y su derivada mediante la Ecuación 1.12.

$$\int e(t) \approx Tm \sum_{i=1}^k e(k)$$

Ecuación 1.11. Aproximación de la integral

$$\frac{d}{dt} e(t) \approx \frac{[e(k) - e(k - 1)]}{Tm}$$

Ecuación 1.12. Aproximación de la derivada

Donde $e(k)$ es el error en la muestra actual, $e(k - 1)$ es el error en la muestra anterior, y Tm es el tiempo entre muestras o tiempo de muestreo. Por tanto, el controlador PID se puede expresar como su equivalente en diferencias mostrado en la Ecuación 1.13.

$$Gc(k) = Kp e(k) + Ki Tm \sum_{i=1}^k e(k) + Kd \frac{[e(k) - e(k - 1)]}{Tm}$$

Ecuación 1.13. Controlador PID en diferencias

Existe una forma más rápida y simple para encontrar el equivalente discreto de cualquier función expresada en el dominio de Laplace, y es a través de los equivalentes discretos.

Estos métodos brindan aproximaciones de la derivada (s) en tiempo discreto, tal como en la Tabla 1.6.

Tabla 1.6. Equivalentes discretos.

Método	Aproximación
Diferencia hacia atrás	$s \rightarrow \frac{z-1}{Tm \cdot z}$
Diferencia hacia adelante	$s \rightarrow \frac{z-1}{Tm}$
Tustin	$s \rightarrow \frac{2}{Tm} \frac{z-1}{z+1}$

Comúnmente para la implementación de controladores PID digitales se usa la aproximación en diferencias hacia atrás. A continuación se presentan las diferentes formas de representación de un PID en su forma digital [37], las cuales se expresan en la Ecuación 1.14, Ecuación 1.15 y Ecuación 1.16.

$$G_c(z) = kp \left(1 + \frac{Tm}{ki} \frac{z}{z-1} + \frac{kd}{Tm} \cdot \frac{z-1}{z} \right)$$

Ecuación 1.14. Controlador PID estándar discreto

$$G_c(z) = kp \left(1 + \frac{1}{ki} \right) \left(1 + \frac{kd}{Tm} \cdot \frac{z-1}{z} \right)$$

Ecuación 1.15. Controlador PID serie discreto

$$G_c(z) = kp + ki \cdot Tm \frac{z}{z-1} + \frac{kd}{Tm} \cdot \frac{z-1}{z}$$

Ecuación 1.16. Controlador PID paralelo discreto

2. METODOLOGÍA

El desarrollo del presente proyecto se enmarca dentro de una investigación aplicada, ya que mediante la recopilación de información y su posterior análisis brindan las herramientas necesarias para implementar este trabajo y así solucionar el problema que actualmente la empresa patrocinadora presenta. La recopilación de información se obtiene a través de consulta de fuentes bibliográficas como libros, artículos científicos y sitios web académicos a partir de los cuales se elabora el marco teórico de este proyecto.

La estructura del presente trabajo se encuentra detallada en las siguientes fases metodológicas:

A. Fase teórica

En la etapa inicial se realizará un estudio teórico de las técnicas más importantes utilizadas para realizar el seguimiento automático de vehículos aéreos así como su principio de funcionamiento y características.

Adicionalmente, se estudiarán las características y programación del controlador comercial de código abierto Pixhawk, utilizado por la empresa patrocinadora, a fin de determinar la forma más idónea de adaptarlo para que opere como el controlador del sistema de seguimiento.

Se realizará, también, la revisión bibliográfica correspondiente a los sistemas de comunicaciones inalámbricas comúnmente empleados con UAVs, a fin de evaluar el sistema de comunicación de telemetría con el que cuenta actualmente los drones de la empresa LAS S. A., con el objetivo de determinar su rango máximo y las características de los equipos utilizados actualmente. Además, la revisión de estos sistemas de comunicaciones, permitirá evaluar las diferentes alternativas existentes de sistemas de transmisión de video, el cual será incorporado a un UAV de la empresa.

B. Fase de diseño y análisis.

Se especificarán las características técnicas de los equipos comerciales para establecer el enlace de comunicación, tanto de transmisión de telemetría como de video para alcanzar los rangos de comunicación requeridos por la empresa de 3km para video y al menos el doble del rango actual para la telemetría. Esto, tomando en cuenta que para la elección de los equipos se deberán considerar las restricciones en cuanto a la capacidad de carga y consumo de energía disponibles en el vehículo aéreo.

Se tomarán las acciones necesarias para conseguir que el controlador comercial Pixhawk, usado actualmente para el control de los drones de la empresa patrocinadora, pueda ser usado como el controlador del sistema de seguimiento propuesto.

Se ensamblará la estructura mecánica del sistema de seguimiento tal que permita movimientos de hasta 360 grados en el plano horizontal y de hasta 90 grados en el plano vertical; además se determinará el torque requerido por los motores tal que puedan mover la estructura y los elementos de comunicaciones que estarán montados sobre la misma.

Posteriormente se realizará la identificación de la función de transferencia del sistema de seguimiento implementado mediante la utilización del paquete computacional MATLAB. A partir de dicho modelo y del estudio de la configuración interna del controlador Pixhawk, se diseñarán y simularán los controladores tipo PID correspondientes a los movimientos Pan y Tilt del sistema de seguimiento.

C. Fase de implementación.

Se automatizará el sistema de seguimiento mediante el controlador Pixhawk, para lo cual se ingresarán a través del software de configuración Mission Planner los parámetros de los controladores tipo PID diseñados en la fase previa.

Se integrará el sistema de seguimiento automático a las operaciones de la empresa patrocinadora a través de una estación de monitoreo en tierra que cuente con el software Mission Planner, el cual permitirá la visualización de datos importantes durante el vuelo del dron como altura de vuelo, posición GPS, distancia respecto a la estación en tierra e intensidad de la señal de comunicación recibida (RSSI) del UAV. Además se mostrará a manera de vectores la orientación actual y la deseada para que el sistema de seguimiento se encuentre apuntando al dron.

Finalmente se incorporará a la estación de monitoreo en tierra un software que permita la visualización del video transmitido desde el dron.

D. Fase de validación / análisis de resultados/ pruebas de funcionamiento

Se realizarán pruebas de funcionamiento del sistema implementado con un dron de la empresa LAS en vuelos autónomos a fin de comprobar el rango requerido para telemetría y video, en base principalmente a la obtención de datos de distancia relativa entre la estación de tierra y el UAV.

Adicionalmente, a través de pruebas de vuelo se determinará el tiempo de autonomía del vehículo aéreo antes y después de montar en el mismo el sistema de comunicaciones implementado. De ser necesario se tomarán los correctivos pertinentes.

2.1. Evaluación del sistema de comunicaciones disponible

Dado que el objetivo del presente proyecto guarda estrecha relación con el sistema de comunicaciones de los drones de la empresa patrocinadora, se empezará realizando una descripción y análisis acerca del sistema de comunicaciones disponible en sus equipos. El fin es determinar las acciones a tomar para cumplir con los alcances planteados que son: lograr un enlace de monitoreo y control con un rango del doble del disponible actualmente, e incorporar un enlace de video de al menos 3 km de rango.

Como se mencionó en la Sección 1.3, el sistema de comunicaciones para un UAV está compuesto por tres enlaces: el enlace de mando, el enlace de monitoreo y control, y el enlace de carga útil. De estos, del único que se puede prescindir sin comprometer la seguridad de la operación del dron es el enlace de carga útil pues está relacionado más con la aplicación dada al UAV.

En el caso particular de LAS S.A, los servicios de topografía y actualización catastral no requieren de un enlace de carga útil en específico, por lo cual hasta ahora, sólo ha sido necesario operar con los enlaces de monitoreo y control y el enlace de mando. Para entender mejor el estado actual y la configuración disponible para estos enlaces se realizará una descripción de las características más relevantes de cada uno de ellos, haciendo especial énfasis en el enlace de monitoreo y control, pues es uno de los enlaces que es parte de los alcances del presente proyecto.

Tabla 2.1. Tabla resumen de las principales características del enlace de monitoreo y control disponible en los UAVs de LAS S.A. [39] [4]

Frecuencia de operación	Especificaciones técnicas de los equipos		Rango máximo de operación
	Estación de tierra	UAV	
915 MHz	Sensibilidad de recepción : -117dBm Potencia de transmisión : 100mW Antena: Omnidireccional dipolar 2dBi	Sensibilidad de recepción: -117dBm Potencia de transmisión: 100mW Antena: Omnidireccional dipolar 2dBi	2km (LOS)

La Tabla 2.1 muestra un resumen de las características principales de los equipos del enlace de monitoreo y control manejado por LAS S.A. Este es un enlace bidireccional que opera a 915 MHz con transceptores tanto en la estación de tierra como en el UAV. El radio transceptor ubicado en el vehículo aéreo envía y recibe la información disponible en el controlador Pixhawk, que corresponde al autopiloto de la aeronave no tripulada; mientras que, en la estación de tierra, la información es recibida por el correspondiente radio transceptor e interpretada por el software Mission Planner.

En la Figura 2.1 se ilustra la configuración disponible actualmente para este enlace y además se resumen características técnicas de los equipos utilizados, que serán de utilidad para el posterior estudio y actualización de equipos para el nuevo enlace de comunicación.



Figura 2.1. Configuración del enlace de monitoreo y control disponible actualmente en los equipos de LAS S.A.

De acuerdo a la información presentada en la Tabla 2.1, el rango máximo de operación de este enlace es 2 km. Al respecto de este valor, el equipo de desarrollo técnico de la empresa indica que fue obtenido en base a pruebas experimentales en tierra y en vuelo, además como bien se señala, este rango se cumple bajo condiciones de línea de vista, es decir que a lo largo del rango de operación no deberán existir obstáculos significativos que obstruyan la línea de vista entre la estación de monitoreo en tierra y el vehículo aéreo. Para verificar y validar este rango se acompañó al personal de la empresa a una operación que consistía en el levantamiento topográfico de aproximadamente 250 Ha, que de acuerdo a la información presentada en la Tabla 1.1, es la cantidad total de área

que la plataforma VTOL puede levantar por cada vuelo. En la Figura 2.2 (a) es posible observar el horizonte artificial de la misión en el punto más lejano de la misión, mientras que en la Figura 2.2 (b) se muestra al drone cumpliendo la misión pre-programada en forma de barrido. En estas dos figuras se presentan varios parámetros importantes que sirven para validar la prueba de rango máximo.



(a)



(b)

Figura 2.2. Verificación del rango del enlace de monitoreo y control disponible en los drones de LAS S.A.

En las Figura 2.2 (a) y (b) se señalan la velocidad y altura de vuelo que permiten verificar como el drone en efecto se encuentra en el aire y cumpliendo la misión autónoma a una velocidad de 16 m/s y una altura de 250 m. Además para efectos de esta prueba se

indica en la Figura 2.2 (a) la calidad de la señal mostrada en porcentaje, mientras que en la Figura 2.2 (b) se observa la distancia desde el UAV hacia la estación de tierra indicada bajo el nombre de "Dist to Home". A partir de las figuras indicadas se observa que la calidad de la señal es del 38% a una distancia de 1979.72 m desde la estación de tierra, que de acuerdo a la Figura 2.2 (b) corresponde al punto más lejano de la misión

En la práctica se pudo observar que con ese porcentaje de calidad de señal, si bien el enlace se estableció, este no era constante ni mucho menos estable, a tal punto que había ciertos intervalos en los cuales la comunicación se perdía totalmente, esto también fue confirmado por los operadores de la empresa, quienes señalaban que en la mayoría de ocasiones el enlace presenta intermitencias a larga distancia, por esta razón se puede afirmar que los equipos de comunicaciones con los que contaba no eran lo suficientemente confiables y se encontraban operando al límite de sus capacidades.

Dado que el objetivo de este análisis es validar y verificar el rango de operación disponible en la empresa, se puede concluir que dicho rango es de 2 km, el cual si bien no es del todo estable, era con el cual se encontraban trabajando los operadores de los vehículos aéreos a pesar de las deficiencias que presentaba. Adicionalmente, el rango de operación del enlace disponible actualmente constituye un limitante para las operaciones de la empresa pues no permite que el UAV pueda cubrir más área de terreno por vuelo. Esto incrementa considerablemente el tiempo que debe operar el drone, por ejemplo, para realizar la topografía de un sector cuya área sea extensa.

Por otro lado, en lo que respecta al enlace de mando disponible en los vehículos aéreos de LAS S.A, se trata de un enlace unidireccional que opera a 2.4 GHz, en el cual la unidad transmisora se encuentra en la estación de tierra y es manejada directamente por el operador y la unidad receptora se encuentra en el UAV conectada directamente al autopiloto. Este enlace ofrece, según la hoja de especificaciones de los equipos de la empresa [4], un rango de 1 km, rango que ha sido evaluado mediante pruebas en tierra y en vuelo por su personal. Este enlace, junto con su rango disponible, resulta suficiente para cumplir con las aplicaciones de la empresa, pues al contarse con vehículos aéreos con la capacidad de realizar vuelos autónomos, este enlace sólo se lo utiliza eventualmente para realizar despegues y aterrizajes manuales en donde la geografía y condiciones del terreno así lo demanden.

Por lo explicado anteriormente, LAS S.A cuenta con un enlace de mando adecuado cuyas características cumplen con los requerimientos de las aplicaciones para las cuales está diseñado. No obstante el enlace de monitoreo y control presenta deficiencias en

cuanto a su estabilidad y principalmente en lo que respecta al rango de comunicación. Además, como se ha mencionado anteriormente, existen aplicaciones actualmente demandadas que requieren de un enlace de carga útil, como son las aplicaciones de apoyo en emergencias y desastres naturales, fiscalización de obras y vigilancia de urbanizaciones. Específicamente, estas aplicaciones requieren que el enlace de carga útil sea un sistema de transmisión de video hacia la estación de monitoreo en tierra, enlace que a partir de esta sección lo denominaremos simplemente como enlace de video.

En la siguiente sección se presentarán las especificaciones técnicas de los equipos necesarios tanto para incrementar el rango del enlace de monitoreo y control como para dotar a los vehículos aéreos de LAS S.A de un sistema de transmisión de video hacia la estación de monitoreo en tierra. Para ambos enlaces se presentarán análisis para determinar la viabilidad de los mismos previa a su implementación.

2.2. Diseño del sistema de comunicaciones

Para el diseño tanto del enlace de monitoreo y control como para el enlace de video se considerará en primer lugar la elección de las frecuencias de operación. Tomando en cuenta que el enlace de mando no requiere modificación alguna y opera a 2.4 GHz, este último dato resulta importante pues como premisa se tiene que no es recomendable operar dos enlaces de comunicación distintos a la misma frecuencia.

Especificación de equipos para el enlace de monitoreo y control.

Tomando en cuenta la disponibilidad de equipos de comunicaciones que maneja LAS S.A, se ha definido que no se modificará la frecuencia de operación del enlace de monitoreo y control (telemetría), pues el hecho de poder incrementar el rango cambiando el enlace a una frecuencia más baja no justificaría el costo y el esfuerzo que representaría modificar los equipos de comunicaciones de todos los drones de la empresa. Además, se desea es que el sistema que se está desarrollando en el presente trabajo sea compatible con los vehículos aéreos de la empresa patrocinadora. Por las razones mencionadas, se decide mantener la frecuencia de 915 MHz de operación del enlace de monitoreo y control. A partir de esta frecuencia de operación se procede a la elección de los equipos necesarios para establecer el enlace, es decir del transmisor, receptor y antenas tanto del sistema en tierra como del UAV.

Se tiene el rango máximo de comunicación del enlace como requerimiento principal a cumplir, el cual deberá ser de al menos del doble del rango disponible, es decir, en base

al análisis previo se deberá alcanzar una distancia de al menos 4 km. Para cumplir con dicho propósito, según lo visto previamente en lo que respecta a la teoría de radioenlaces en la Sección 1.3, existen varias opciones:

- Incrementar la potencia de transmisión.
- Incrementar la sensibilidad de recepción.
- Incrementar la ganancia de la/las antenas.

De entre estas opciones, la alternativa de incrementar la ganancia de las antenas es la que mejor se adapta a las necesidades de la empresa, puesto que un incremento excesivo en la potencia de transmisión podría convertir al equipo de comunicación en una potencial fuente de interferencia para el vehículo aéreo y los subsistemas que forman parte del mismo. La principal dificultad de manejar antenas de mayor ganancia y por consiguiente más directivas, radica en el hecho de que siempre deben estar apuntando al objetivo que en este caso es el vehículo aéreo. Este problema será solucionado gracias al sistema de seguimiento automático desarrollado en el presente proyecto. Con lo cual una antena de mayor ganancia ubicada en la estación de tierra se adapta perfectamente a la aplicación en cuestión. Adicionalmente, se considerará no modificar la antena ubicada en el dron puesto que, dada la frecuencia de operación del enlace, una antena con mayor ganancia, además de representar más peso para la aeronave ocuparía más espacio y podría repercutir en el desempeño de la aeronave en vuelo.

Para la selección de una antena direccional que opere en la frecuencia de 915 MHz existen diversas alternativas, para este caso, entre otras se priorizará la portabilidad de la misma. Puesto que el sistema a ser implementado debe ser continuamente trasladado a campo para la realización de las diversas operaciones de la empresa, se ha elegido una antena direccional tipo Patch cuyas características son resumidas en la Tabla 2.2, y su hoja datos está disponible en el Anexo I.

Tabla 2.2. Especificaciones técnicas de la antena tipo Patch a ser montada en el sistema de seguimiento ubicado estación de tierra. [40]

Antena	Especificaciones	
	Modelo	HG908P
	Frecuencia	902-928 MHz
	Ganancia	8dBi
	Ancho de haz	75 ° Horizontal / 65 ° Vertical
	Peso	450 gramos
	Dimensiones	215.9 x 215.9 x 30.4 mm

A fin de asegurar el cumplimiento del rango para el enlace de monitoreo y control y dotar de mejor fiabilidad al enlace, se ha considerado modificar los transceptores ubicados tanto en la estación de tierra como en la aeronave por unos de calidad superior, pues de acuerdo a los testimonios del personal técnico de la empresa, los equipos transceptores actuales por lo general llegan a tener una vida útil muy reducida, menor a la que especifica el fabricante. Las especificaciones técnicas de los nuevos transceptores que se ha decidido incorporar pueden encontrarse en el Anexo I, en esta sección se presenta en la Tabla 2.3 un resumen con las características más importantes del equipo

Tabla 2.3. Especificaciones técnicas del transceptor a ser montado tanto en la estación de tierra como en el vehículo aéreo. [41]

Transceptor	Especificaciones	
	Modelo	RFD 900
	Frecuencia	902-928 MHz
	Potencia	100 mW
	Sensibilidad	-121 dBm
	Peso	14.5 gramos
	Dimensiones	30 x 57 x 12.8 mm

A continuación, se procederá a evaluar el enlace considerando la adición de una antena direccional tipo Patch en la estación de tierra, manteniendo la antena dipolar en el vehículo aéreo y modificando los equipos transceptores por los especificados previamente en la Tabla 2.3. Recordando además que lo que se busca es lograr un enlace de monitoreo y control con un rango de 4 km.

Para la realización del balance de potencia y estudio de la viabilidad del enlace es necesario considerar cada una de las pérdidas que intervienen en el sistema, las mismas que fueron previamente descritas en la Figura 1.11. Estas son, las pérdidas en la alimentación, las pérdidas en el espacio libre y las pérdidas por desvanecimiento.

Las pérdidas en la alimentación son producidas a causa del cableado y de los conectores utilizados tanto en el lado de recepción como en el de transmisión. Este tipo de pérdidas dependen de la calidad y cantidad de conectores y del tamaño de las extensiones usadas, por lo cual, se considerará la pérdida típica de 0.1 dB/m correspondiente a las extensiones y de 0.25 dB por cada conector utilizado. Si tomamos en cuenta que las extensiones entre la antena y las unidades transmisora/receptora no superan los 30 cm y que se usan dos conectores en cada lado del enlace, se tiene que las pérdidas por

extensiones serán de 0.1 dB mientras que las pérdidas por cuatro conectores utilizados son de 1 dB. Con lo cual obtenemos un total de pérdidas de 1.1 dB en la alimentación de todo el enlace o de 0.55 dB en cada lado del enlace.

$$L_A(dB): 0.55 \text{ dB (en cada lado del enlace)}$$

Las pérdidas por trayectoria libre dependen de la frecuencia de operación y del rango del enlace; en este caso, la frecuencia es de 915 MHz (0.915 GHz) y el rango que se desea evaluar es de 4 km, por lo que aplicando la Ecuación 1.1 se obtiene:

$$L_p(dB) = 92.4 + 20 \log f(\text{GHz}) + 20 \log D(\text{km})$$

$$L_p(dB) = 92.4 + 20 \log(0.915) + 20 \log(4)$$

$$L_p(dB) = 103.66 \text{ dB}$$

Por otro lado, las pérdidas por desvanecimiento están definidas por las condiciones del terreno y del clima en donde se produce el enlace, dichas condiciones están representadas por las constantes A y B de la Ecuación 1.2. Además, se ha considerado un factor de confiabilidad de R de 0.9999 típico para enlaces de este tipo [23]. Entonces aplicando la Ecuación 1.2 para las pérdidas por desvanecimiento se tiene que:

$$L_D(dB) = 30 \log D(\text{km}) + 10 \log(6ABf(\text{GHz})) - 10 \log(1 - R) - 70$$

$$A = 3 \text{ (sembrados densos, pastizales)}$$

$$B = 0.5 \text{ (áreas tropicales, calientes y húmedas)}$$

$$L_D(dB) = 30 \log 4 + 10 \log(6 \times 3 \times 0.5 \times 0.915) - 10 \log(1 - 0.9999) - 70$$

$$L_D(dB) = 2.78 \text{ dB}$$

Se procede a realizar el balance de potencia para el enlace de monitoreo y control tomando en cuenta las características de los equipos transceptores especificados en la Tabla 2.3 y las de la antena receptora en la Tabla 2.2.

$$\text{Sensibilidad del receptor} = -121 \text{ dBm}$$

$$\text{Potencia del transmisor (PTx)} = 20 \text{ dBm.}$$

$$\text{Ganancia de la antena transmisora (GTx)} = 2 \text{ dBi}$$

$$\text{Ganancia de la antena receptora (GRx)} = 8 \text{ dBi}$$

En base a la Ecuación 1.3 del cálculo del enlace radioeléctrico se tiene que:

$$Pllegada = PTx(\text{dBm}) - L_A(\text{dB}) + GTx(\text{dBi}) - L_p(\text{dB}) - L_D(\text{dB}) + GRx(\text{dBi}) - L_A(\text{dB})$$

$$Pllegada = 20dBm - 0.55 dB + 2 dBi - 103.66 dB - 2.78 dB + 8dBi - 0.55dB$$

$$Pllegada = -77.54 dBm$$

Finalmente, se procede a verificar la condición que permita establecer la viabilidad del enlace

Si Pllegada > Sensibilidad del receptor, entonces el enlace es viable

Dado que $-77.54 dBm > -121 dBm$ con margen de diferencia de 43.46 dBm, se puede afirmar que la potencia de la señal recibida sí será suficiente para sensibilizar a la unidad receptora y que ésta podrá interpretar adecuadamente la información recibida. En tal virtud se concluye que el enlace de monitoreo y control elaborado en base a los equipos especificados, operando a una frecuencia central de 915MHz, si es viable para un rango de 4 km.

En resumen, las características de los equipos del enlace de monitoreo y control a ser utilizado por los drones de LAS. S.A son resumidas en la Tabla 2.4

Tabla 2.4. Principales características de los equipos del enlace de monitoreo y control a ser incorporado en los UAVs de LAS S.A. [39]

Ubicación	Equipo	Características
Estación en tierra	Transceptor	Sensibilidad del receptor: -121 dBm Potencia de transmisión: 100 mW Alimentación: 5 V
	Antena	Tipo: Direccional Patch Ganancia: 8 dBi
UAV	Transceptor	Sensibilidad del receptor: -121 dBm Potencia de transmisión: 100 mW Alimentación: 5 V
	Antena	Tipo: Omnidireccional Dipolar Ganancia: 2 dBi

Respecto de este enlace, en la Figura 2.3 se ilustra la configuración que se utilizará. Como se podrá notar ahora el enlace entre la estación de tierra y el UAV no es directo, sino que pasa por una etapa intermedia que corresponde al sistema de seguimiento, el cual es automatizado en base al controlador Pixhawk y su implementación es necesaria dadas las características de directividad de la antena incorporada.

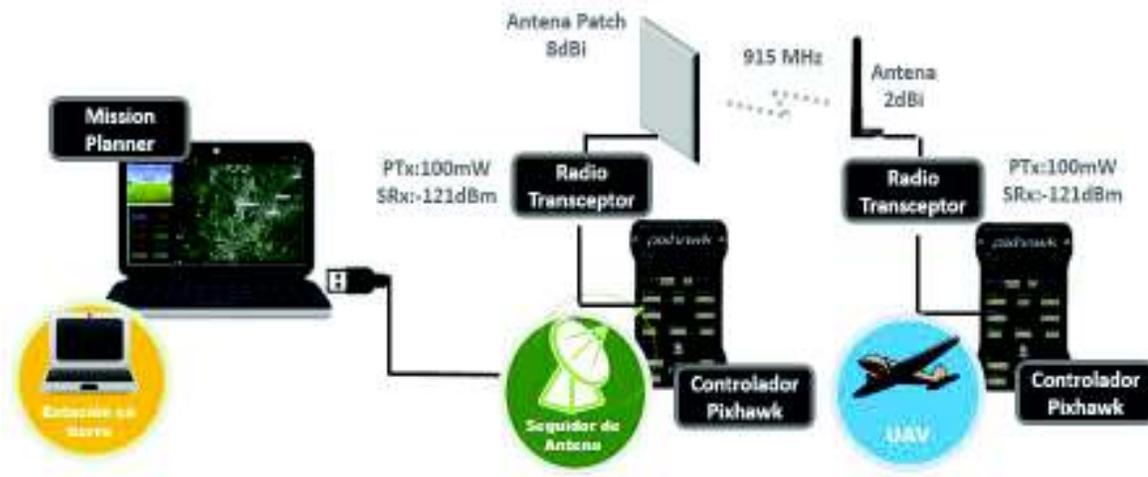


Figura 2.3. Configuración del nuevo enlace de monitoreo y control a ser implementado para las operaciones de LAS S.A.

Especificación de equipos para el enlace de video.

De manera similar al caso anterior se empezará eligiendo la frecuencia central a la que operará este enlace. Se definió previamente, a partir de la Tabla 1.4 y de la Figura 1.7, que las frecuencias por las que se puede optar para establecer este enlace son las de 915 MHz, 1.2 GHz, 2.4 GHz y 5.8 GHz, pues son aquellas para las cuales existe la disponibilidad de equipos en el mercado y están definidas como bandas de frecuencia de libre operación en nuestro país. En primer lugar se descarta la utilización de las bandas con frecuencia central de 915 MHz y 2.4 GHz pues ya se encuentran utilizadas en el enlace de monitoreo y control, y en el enlace de mando, respectivamente. Lo cual deja la elección de la frecuencia entre las opciones de 1.2 GHz y 5.8 GHz.

Con la utilización de antenas estándar (2 dBi) en ambos lados del enlace (transmisión y recepción), la frecuencia de 1.2 GHz, puede ofrecer rangos de comunicación más elevados que la frecuencia de 5.8 GHz, no obstante los rangos pueden ser equiparables si a la frecuencia de 5.8 GHz se le incorpora una antena direccional (mayor ganancia). Adicionalmente en el caso de la frecuencia de 1.2 GHz, esta presenta varias limitantes, entre ellas se puede mencionar el tamaño considerable de los equipos que serían necesarios incorporar a la estación de tierra y más importante aún al vehículo aéreo. Además, dado que 1.2 GHz es múltiplo de la frecuencia de 2.4 GHz muy probablemente será necesario la utilización de filtros que prevengan una posible interferencia entre el enlace de mando y el de video.

Es así que, tomando en cuenta el tamaño de los equipos y las posibles interferencias con otros enlaces del sistema, la frecuencia de 5.8 GHz es la más adecuada para la presente aplicación. Por esto se optará por establecer el enlace de video en la banda con frecuencia central de 5.8 GHz.

Gracias al sistema de seguimiento automático que se implementa en el presente proyecto, se posibilita la utilización de antenas direccionales también para este enlace, las cuales permitan obtener un buen rango de comunicación, tomando en consideración que uno de los alcances del presente proyecto es el de obtener un enlace de video de al menos 3km de rango. En tal virtud, los equipos que han sido escogidos para implementar este enlace son mostrados en la Tabla 2.5, que para la aplicación son los que mejores características presentan tanto en especificaciones técnicas como en confiabilidad del equipo dadas por el fabricante. El detalle completo de las especificaciones técnicas dadas por los fabricantes se encuentra en el Anexo I.

Tabla 2.5. Principales características del enlace de video a ser incorporado en los UAVs de LAS S.A.[42], [43], [44]

Ubicación	Equipo	Características
Estación en tierra	Receptor	Sensibilidad del receptor: -90dBm Alimentación: 12V Peso: 169 gramos
	Antena	Tipo: Direccional Helicoidal Ganancia: 15.5dBi Peso: 38 gramos
UAV	Transmisor	Potencia de transmisión: 600mW Consumo: DC 16.8V, 170mA (+salida de 5V-300mA) Peso: 18 gramos
	Antena	Tipo: Omnidireccional Ganancia: 2.5 dBi Peso: 8 gramos
	Cámara	Resolución: 700 TVL Formato: NTSC Consumo: DC 5V-15V, 150mA-50mA Peso: 36 gramos

Ya que la antena direccional correspondiente a la estación de tierra es la que será incorporada al sistema de seguimiento desarrollado en el presente trabajo, se brindan mayores detalles acerca de sus características en la Tabla 2.6.

Tabla 2.6. Especificaciones técnicas de la antena tipo helicoidal a ser montada en el sistema de seguimiento ubicado en la estación de tierra. [42]

Antena	Especificaciones	
	Modelo	VAS-Super Cannon V1
	Frecuencia	5200-6200 MHz
	Ganancia	15.5 dBi
	Ancho de haz	40 °
	Peso	38 gramos
	Largo	25 mm

A continuación en base a las especificaciones descritas anteriormente en la Tabla 2.5 se realizará el cálculo del enlace para determinar su viabilidad, tomando en cuenta que el requerimiento a cumplir son 3km de rango.

Pérdidas en la alimentación L_A : se las considera de forma similar al enlace anterior, 0.1dB de pérdidas a causa de las extensiones de cable entre las antenas y los equipos transmisor y receptor, y 1dB a causa de los cuatro conectores utilizados, obteniéndose un total de 1.1dB en todo el enlace o de 0.55 en cada lado del mismo.

Pérdidas de trayectoria L_p : a partir de la Ecuación 1.1, estas pérdidas dependen de la frecuencia de operación del enlace y del rango del mismo, para este caso, la frecuencia de operación (f) es de 5.8 GHz y el rango a evaluar (D) es de 3 km

$$L_p (dB) = 92.4 + 20 \log(f) + 20 \log(D)$$

$$L_p (dB) = 92.4 + 20 \log(5.8) + 20 \log(3)$$

$$L_p (dB) = 117.248 \text{ dB}$$

Pérdidas por desvanecimiento: constituyen pérdidas que dependen del entorno en el cual se desarrolla el enlace, para el presente análisis se ha considerado un terreno con sembrados densos y un clima tropical, representado por las constantes $A = 3$ y $B = 0.5$ de la Ecuación 1.2, respectivamente. Además, de manera similar que en el análisis del enlace de monitoreo y control, se considera un factor de confiabilidad $R = 0.9999$ recomendado por la bibliografía especializada, es así, que a partir de la Ecuación 1.2 se tiene que:

$$L_D (dB) = 30 \log D + 10 \log(6 \times A \times B \times f) - 10 \log(1 - 0.9999) - 70$$

$$A = 3 \text{ (sembrados densos, pastizales)}$$

$$B = 0.5 \text{ (áreas tropicales, calientes y húmedas)}$$

$$L_D(dB) = 30 \log 3 + 10 \log(6 \times 3 \times 0.5 \times 5.8) - 10 \log(1 - 0.9999) - 70$$

$$L_D(dB) = 1.49 \text{ dB}$$

Cálculo del enlace radioeléctrico, a partir de la Ecuación 1.3:

$$27.78 \text{ dBm} - 0.55 \text{ dB} + 15.5 \text{ dBi} - 117.248 \text{ dB} - 1.49 \text{ dB} + 2.5 \text{ dBi} - 0.55 \text{ dB} > -90 \text{ dBm}$$

$$-74 \text{ dBm} > -90 \text{ dBm}$$

En base al resultado obtenido se puede afirmar que la potencia que llegará al receptor será lo suficientemente alta para sensibilizarlo y que éste será capaz de interpretar los datos recibidos, con lo cual se concluye que el enlace es viable.

Finalmente en lo que respecta a este enlace, la Figura 2.4 mostrada a continuación ilustra la configuración que será incorporada a las operaciones de LAS S.A para que sus equipos cuenten con un enlace de video.



Figura 2.4. Configuración del nuevo enlace de video implementado a las operaciones de LAS S.A.

Una vez terminada toda la descripción correspondiente a los equipos que serán utilizados en todo el sistema a implementarse, resulta pertinente realizar la evaluación de los pesos tanto de los equipos que serán montados tanto en el UAV como en el sistema de seguimiento.

En el caso del UAV resulta importante considerar los pesos de los equipos, puesto que el drone a ser utilizado tiene una capacidad de carga limitada y especificada por sus fabricantes, además de acuerdo a los alcances planteados para el presente proyecto, el

peso de los equipos a ser incorporados en el UAV no deben representar más del 10% del peso total del dron.

De acuerdo a los análisis realizados en la Sección 2.2, se requiere modificar los transceptores correspondientes al enlace de monitoreo y control, además se necesita incorporar una cámara y un transmisor de video con su correspondiente antena. Los pesos de los equipos mencionados se resumen en la Tabla 2.7.

Tabla 2.7. Pesos de los equipos a ser incorporados para el enlace de monitoreo y control, y el enlace de video

Enlace de monitoreo y control	
Transceptor de telemetría	20 g
Antena dipolar	5 g
Total enlace de monitoreo y control = 25 g	
Enlace de video	
Transmisor de video	18 g
Antena omnidireccional	8 g
Cámara	20 g
Regulador de voltaje	15 g
Total enlace de video = 86 g	
Total de equipos = 111 g	

De acuerdo en lo señalado en la Tabla 1.1 correspondiente a las especificaciones técnicas del dron a utilizarse para el presente proyecto, el peso total de la aeronave no tripulada es de 4500 g mientras que, según el resultado obtenido en la Tabla 2.7, el peso total de los equipos a instalarse en el UAV es de 111 g lo cual corresponde al 2.46 % del peso total de dicha aeronave, siendo menor al 10% señalado como alcance en el presente proyecto.

En la Tabla 2.8, se presenta un resumen de los pesos correspondientes a los equipos de comunicación (Anexo I) y controlador Pixhawk (Anexo II) que serán montados sobre el sistema de seguimiento, esta información será de gran utilidad para el posterior dimensionamiento de los actuadores encargados de producir los movimientos en el plano horizontal (Pan) y en el plano vertical (Tilt) del sistema de seguimiento localizado junto a la estación en tierra del sistema de seguimiento localizado junto a la estación en tierra.

Tabla 2.8. Pesos de los equipos del sistema de seguimiento ubicado en la estación de tierra.

Equipos de control	
Controlador Pixhawk	40 g
Total equipos de control = 40 g	
Equipos de comunicaciones	
Antena de telemetría	450 g
Antena de video	38 g
Transceptor de telemetría	14.5 g
Receptor de video	202 g
Total equipos de comunicaciones = 704.5 g	

En base a la información obtenida en esta sección se procederá al diseño de la estructura mecánica del sistema de seguimiento.

2.3. Estructura mecánica del sistema de seguimiento

Debido a que los elementos que serán montados sobre el sistema de seguimiento no representan un peso considerable tal como se puede constatar en la Tabla 2.8, se opta por el diseño y creación de piezas de polímero en 3D que luego serán ensambladas y darán forma a la estructura.

Diseño

Para el diseño de la estructura mecánica del sistema de seguimiento se deben considerar los siguientes puntos:

- Tener 2 grados de libertad (movimientos Pan y Tilt).
- El movimiento Pan debe permitir una rotación de 360° sobre el plano horizontal.
- El movimiento Tilt debe permitir una rotación de 90° sobre el plano vertical.
- Distribución adecuada del espacio a fin de facilitar el montaje de equipos.

Lo bocetos iniciales para las piezas 3D de la estructura son basados en [45], pero sus dimensiones deben ser modificadas debido a la falta de espacio, ya que sus dimensiones son pequeñas y no permitirían el correcto montaje de los equipos. Esta modificación se la

realiza a través del software Autodesk Inventor Professional [46], el cual permite un diseño asistido por computadora.

En Autodesk Inventor, cada pieza es creada como un archivo .ipt. En la Figura 2.5 se muestran todas las piezas de la estructura mecánica del sistema de seguimiento. Sus respectivos planos y la función que cumplen se encuentran detallados en el Anexo III.

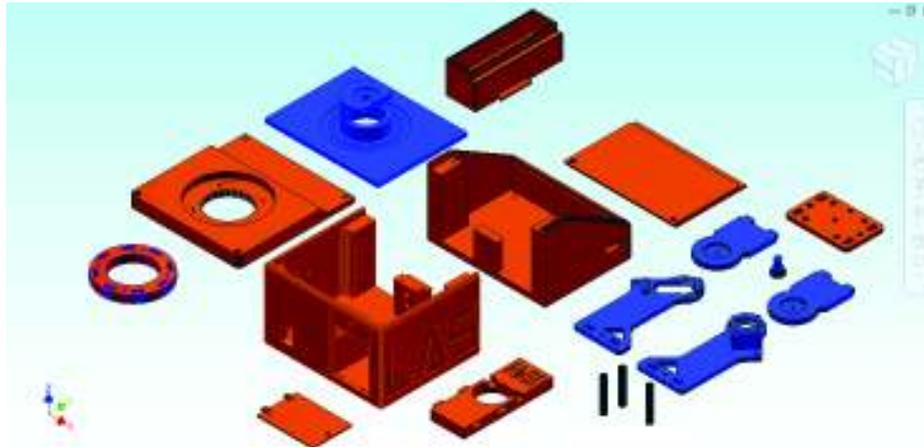


Figura 2.5. Piezas 3D para la estructura del sistema de seguimiento

Autodesk Inventor también brinda la opción de ensamblar las piezas diseñadas para corroborar que encajen entre ellas, y además se pueden realizar simulaciones dinámicas de la estructura ya ensamblada. Para ello se crea un nuevo archivo con extensión .iam dentro del cual se ensamblarán todas las piezas de archivos .ipt. La Figura 2.6 muestra la estructura completamente armada, así como los movimientos correspondientes a los dos grados de libertad.

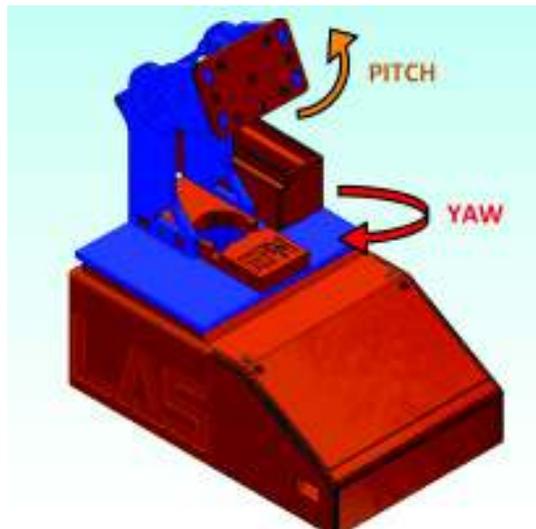


Figura 2.6. Simulación de la estructura armada

Dimensionamiento de los actuadores

Debido a que se trata de un sistema de control de posición y aprovechando que el controlador Pixhawk tiene salidas tipo PWM, se escoge servomotores como actuadores. El dimensionamiento de los servomotores consiste en determinar el torque necesario para rotar el sistema completo, y en base a este adquirir el servomotor adecuado.

Autodesk Inventor, a través de su herramienta “Dynamic Simulation”, permite realizar simulaciones mecánicas a partir de las cuales se obtienen datos de algunas variables como fuerza, torque, estrés mecánico, posición y velocidad. Para ello, primeramente se debe asignar a cada pieza el tipo de material del cual serán creadas. Al tratarse de una pieza en 3D se utilizará un filamento de polímero PLA [47]. El software calcula automáticamente en base a la densidad del material elegido las propiedades físicas de cada pieza, tal como se muestra en el ejemplo de la Figura 2.7.



Figura 2.7. Propiedades físicas de una pieza

A fin de considerar las variables que afectan a la estructura se debe habilitar la opción de gravedad y considerar como una fuerza externa el peso de las antenas de telemetría y video que se instalarán sobre la placa de la montura, en la misma también serán instalados el Pixhawk y el transceptor de telemetría. La Ecuación 2.1 representa la fuerza aplicada sobre la montura, donde se considera la masa de cada equipo (ver Tabla 2.8).

$$F1 = W_{ant1} + W_{ant2} + W_{pixhawk} + W_{Rx}$$

Ecuación 2.1. Fuerza externa sobre la montura

$$F1 = (0.45 + 0.038 + 0.04 + 0.0145)kg \cdot 9.81 \frac{m}{s^2} = 5.32 N$$

El receptor de video se montará sobre una base diferente a la anterior, pero de igual manera también se considerará su peso como una fuerza externa.

$$F2 = 0.202 kg \cdot 9.81 \frac{m}{s^2} = 1.98N$$

La Figura 2.8 muestra el ingreso de las fuerzas F1 y F2 como fuerzas externas.

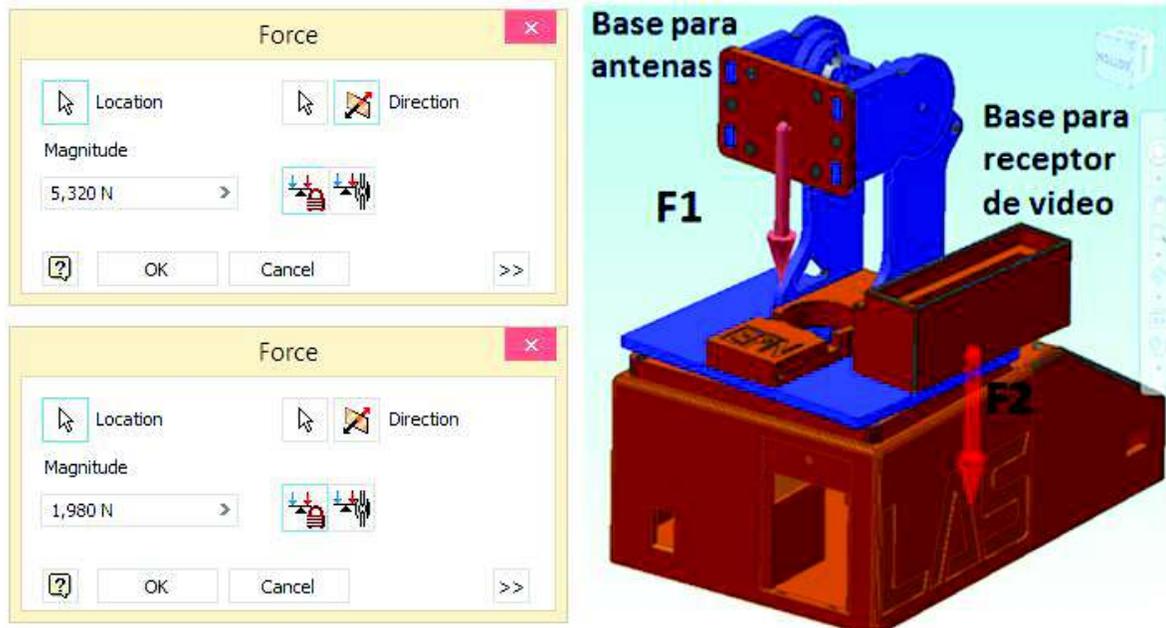


Figura 2.8. Ingreso de fuerzas externas

Otra variable a considerar es la fricción existente en cada eje de rotación ya que las piezas móviles rotan sobre las piezas fijas produciéndose un contacto entre ambas superficies. Así, el torque a más de vencer el peso de los elementos móviles, también debe vencer la fricción que se produce entre las superficies. Para ello se ingresa ciertas propiedades del material PLA como su coeficiente de fricción y de amortiguación (damping) cuyos valores han sido tomados de las referencias [48] y [49]. Además, al ser un eje de rotación es necesario ingresar el radio de la junta en contacto que para la rotación pitch está dado por el radio de la pieza “pivote derecho”, y para la rotación yaw corresponde al radio de la pieza “anillo separador”. A continuación, en la Figura 2.9 se muestra el ingreso de los coeficientes de fricción y amortiguación, y los radios de las juntas respectivas para cada eje de rotación.

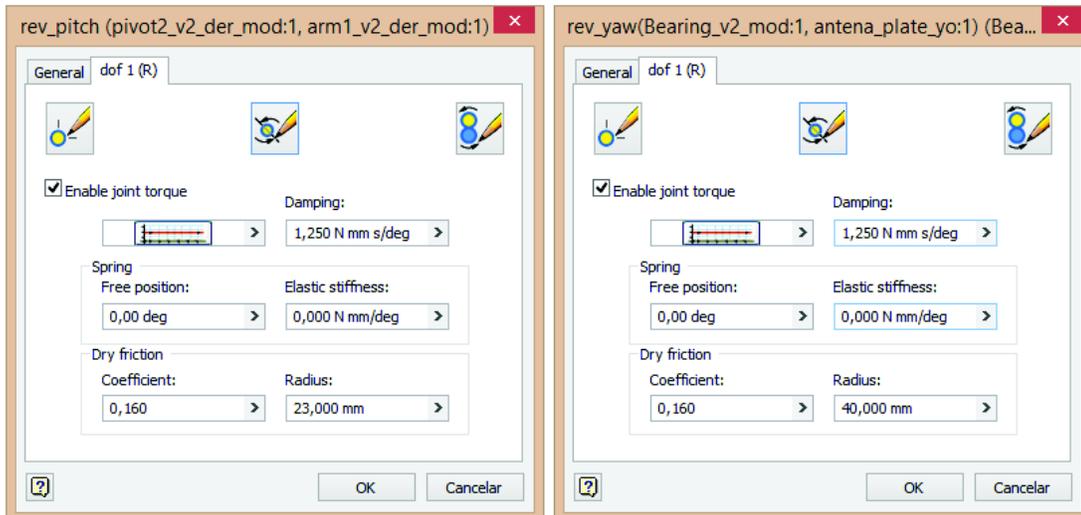


Figura 2.9. Ingreso de datos de fricción para los ejes de rotación yaw y pitch

Antes de simular el modelo es necesario definir la velocidad con la que se realizarán los movimientos de rotación, para lo cual se tomará como referencia el datasheet de un servomotor de alto torque, el cual indica que su velocidad sin carga es de $250^{\circ}/s$ [50]. En el presente proyecto se tiene antenas como carga y por ende dicha velocidad debe reducirse, por ello se asumirá que la velocidad con carga es alrededor del 75% de la velocidad sin carga, obteniendo así una velocidad de $180^{\circ}/s$. Considerando dicha velocidad y debido a que el desplazamiento del ángulo yaw es 360° , el tiempo de simulación será de dos segundos. En cambio, el ángulo pitch debe rotar únicamente 90° , los cuales considerando la velocidad de $180^{\circ}/s$, se alcanzarán en 0.5 s. El ingreso del desplazamiento para el ángulo pitch y el ingreso de la velocidad para el ángulo yaw se observan en la Figura 2.10 y Figura 2.11 respectivamente.

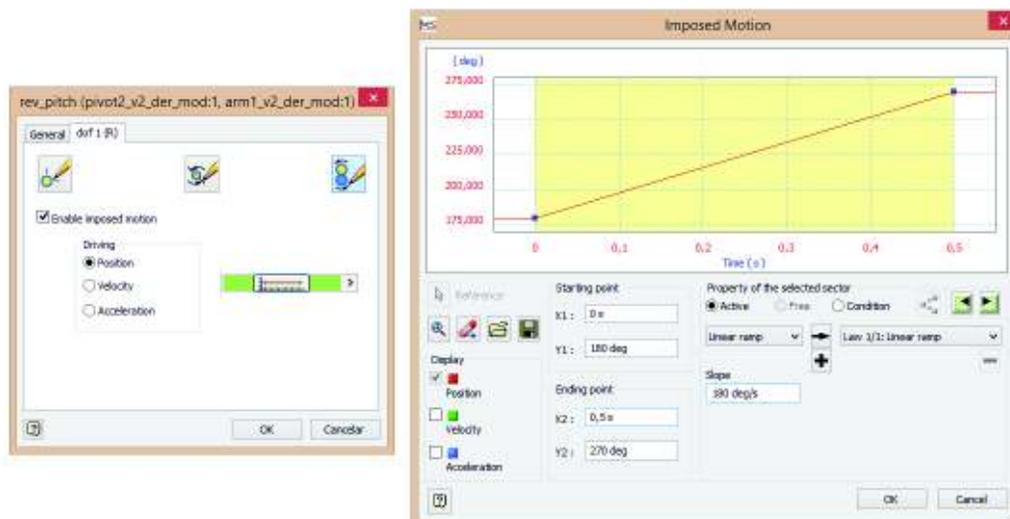


Figura 2.10. Ingreso del desplazamiento para el ángulo pitch

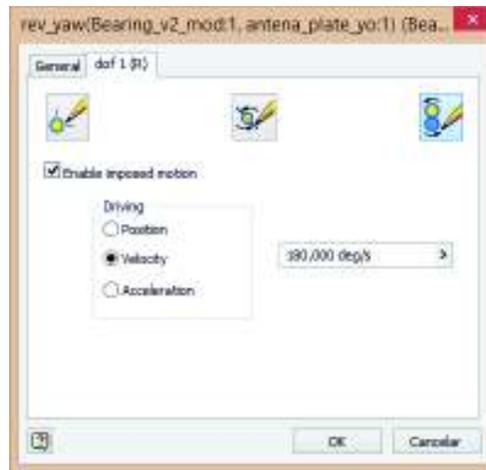


Figura 2.11. Ingreso de la velocidad para el ángulo yaw

Una vez dadas todas las condiciones se procede a iniciar la simulación en la cual se observa como la estructura se mueve acorde al desplazamiento y a la velocidad anteriormente definidos. Para obtener los datos de la simulación se hace uso de la opción “Output Grapher” en donde se escogen las variables que se desean graficar. A continuación, en la Figura 2.12 se muestra el torque que requiere el servomotor Tilt para realizar el desplazamiento de 90°.

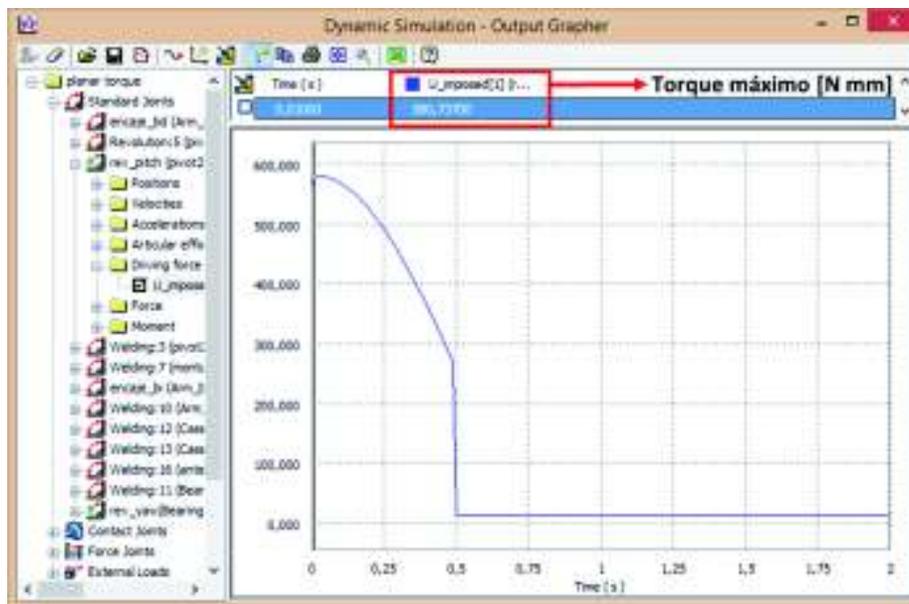


Figura 2.12. Torque para el ángulo pitch

Por otro lado, en la Figura 2.13 se muestra el torque que requiere el servomotor Pan para realizar el desplazamiento de 360°.

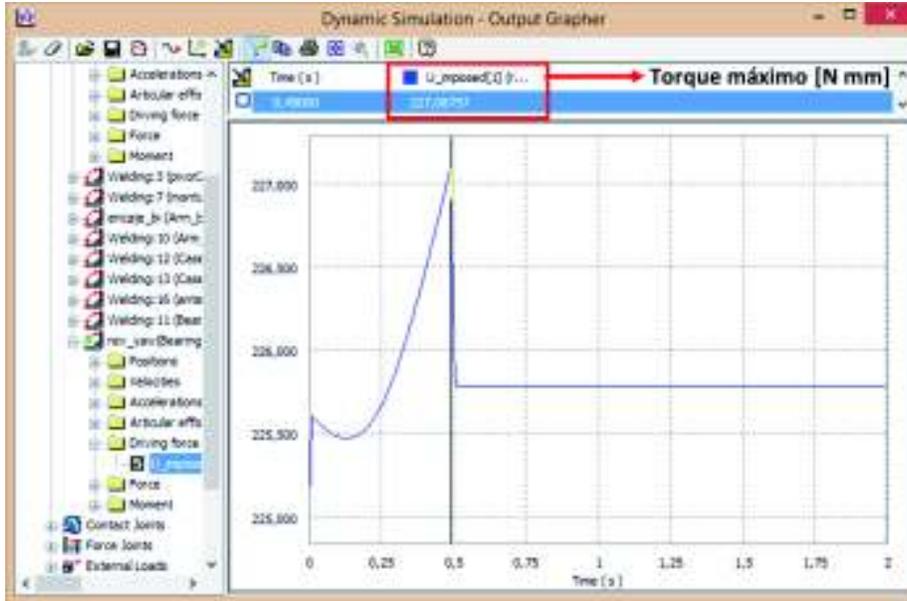


Figura 2.13. Torque para el ángulo yaw

A partir del máximo valor del torque mostrado en la Figura 2.12 se dimensiona la capacidad del servomotor Tilt.

$$580.74 \text{ N mm} \cdot \frac{1 \text{ kg}}{9.81 \text{ N}} \cdot \frac{1 \text{ cm}}{10 \text{ mm}} = 5.92 \text{ kg cm}$$

A partir del máximo valor del torque mostrado en la Figura 2.13 se dimensiona la capacidad del servomotor Pan.

$$227.09 \text{ N mm} \cdot \frac{1 \text{ kg}}{9.81 \text{ N}} \cdot \frac{1 \text{ cm}}{10 \text{ mm}} = 2.31 \text{ kg cm}$$

Los servomotores a elegir deben soportar un toque mayor a los calculados, y además mecánicamente deben cumplir con los rangos de movimiento. Para el caso del servomotor Tilt el cual debe girar 90°, el rango no es un problema debido a que los servomotores normalmente giran 180°, lo cual es más que suficiente. En cambio, el servomotor Pan debe girar 360° lo cual no es muy común, por ello en este caso se priorizó la búsqueda de un servomotor que cubra dicho rango. La Tabla 2.9 muestra el torque requerido y los servomotores elegidos.

Tabla 2.9. Selección de los servomotores Pan [50] y Tilt [51]

Movimiento	Torque requerido	Servomotor elegido	Torque	Rango de giro
Tilt	5.92 kg cm	HS-645MG	7.7 kg cm	180°
Pan	2.31 kg cm	HS-785HB	11 kg cm	360°

Si bien es cierto que el servomotor Pan elegido tiene un torque sobredimensionado en relación al que se requiere, éste presenta la ventaja mecánica que puede girar una vuelta completa (360°), es por ello que se escogió dicho motor, priorizando el rango de rotación por sobre el torque requerido. En el caso del servomotor Tilt se prioriza el torque requerido, debido a que desplazarse 90° no representa un problema.

2.4. Ensamblaje y montaje de equipos

En la presente sección se brindará una descripción detallada de la disposición física de los distintos elementos correspondientes tanto al sistema de seguimiento automático como a los enlaces de monitoreo y control y del sistema de video.

Las piezas que fueron diseñadas y modificadas en el software Autodesk Inventor se exportan como un archivo compatible con la impresora 3D a ser utilizada, estos archivos son cargados a la impresora y se inicia su elaboración. Una vez impresas las piezas se procede a ensamblarlas haciendo uso de tornillos y pernos que las fijen fuertemente entre sí, y para el caso de los ejes de rotación se inserta rodamientos que permitan girar libremente a las partes móviles.

A continuación, a manera de ejemplo se presentan algunas de las piezas que han sido impresas. La Figura 2.14 muestra las piezas que conforman la base de la estructura, mientras que en la Figura 2.15 se presenta la base ya ensamblada.



Figura 2.14. Piezas de la base de la estructura



Figura 2.15. Base ensamblada

El resto de la estructura se la debe ensamblar conforme avanza el montaje de los sensores, servomotores, equipos de comunicación y sistema de control, este proceso se describe a continuación.

Para fines ilustrativos el ensamblaje se divide en tres secciones, las cuales constituyen: la base fija que sirve de apoyo para todo el sistema de seguimiento, la base móvil correspondiente al movimiento en el eje horizontal o Pan y finalmente el mecanismo correspondiente al movimiento en el eje vertical o Tilt

En primer lugar se comienza con el ensamblaje y montaje de equipos en la base fija, en ella se colocarán la batería que conforma la alimentación de energía para todo el sistema, el servomotor del movimiento Pan y su correspondiente montura, los reguladores de voltaje para 12V y 5V, la extensión para conexión micro USB y el convertor RCA/USB para el sistema de video, La disposición física de los elementos mencionados se presenta en la Figura 2.16.

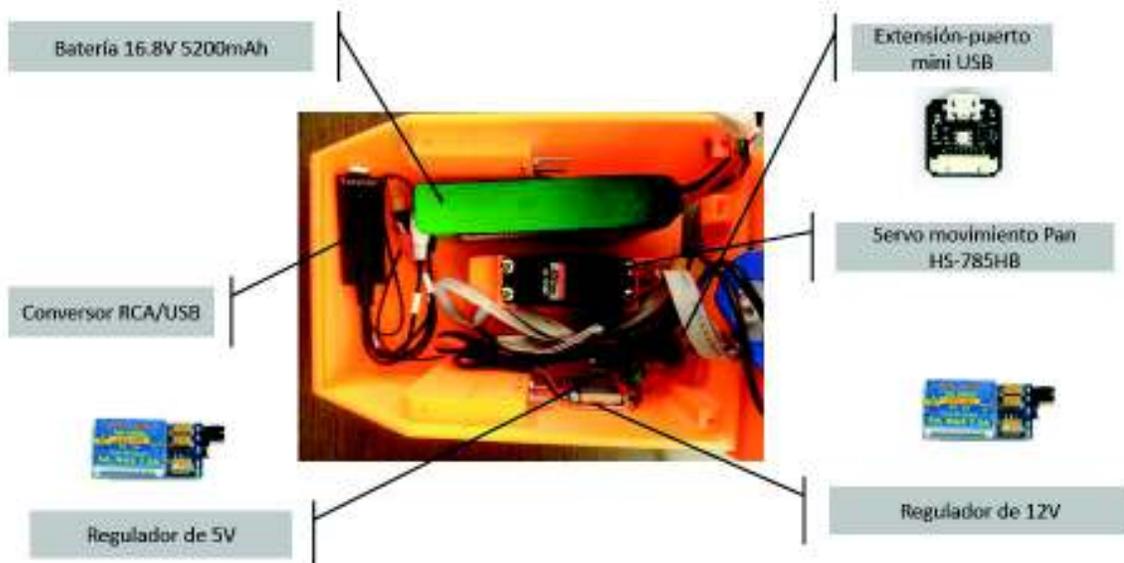


Figura 2.16. Ensamblaje y montaje de equipos en la base fija del sistema de seguimiento

Se continúa con el ensamblaje y montaje de equipos en la base móvil, esta base puede girar hasta 360 grados en el eje horizontal y en ella se ubican el receptor de video, el transceptor del enlace de monitoreo y control, y el dispositivo GPS. La ubicación de los elementos mencionados se ilustra en la Figura 2.17

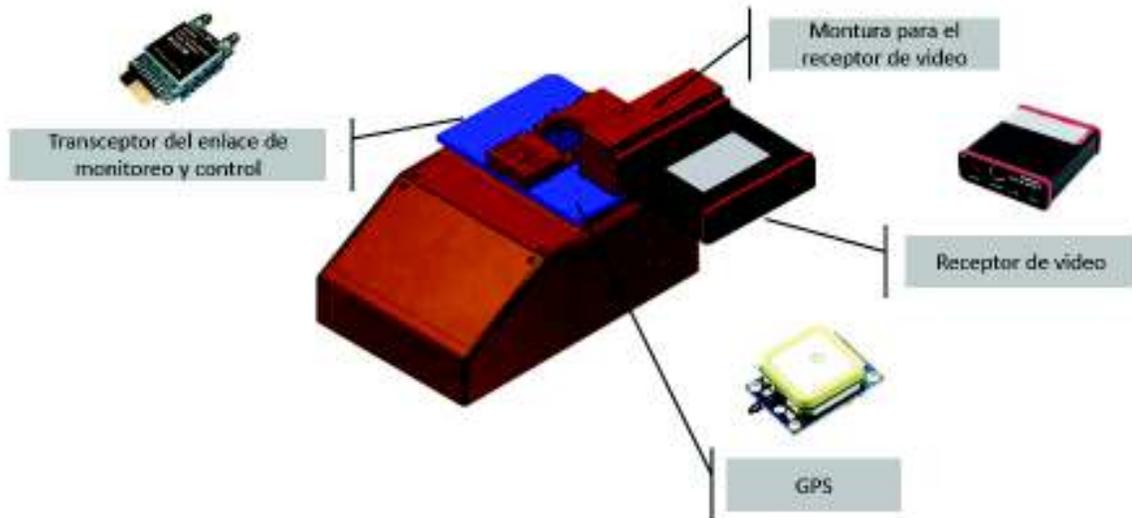


Figura 2.17. Ensamblaje y montaje de equipos en la base móvil del sistema de seguimiento

Finalmente se continúa con el ensamblaje del mecanismo correspondiente al movimiento en el eje vertical del sistema de seguimiento, es decir al movimiento Tilt. Como actuador de este movimiento se cuenta con un servomotor dispuesto entre dos brazos, los mismos que sostienen la placa destinada a servir como soporte para el controlador Pixhawk y para las antenas direccionales necesarias para el enlace de monitoreo y control y del sistema de video, esta disposición física es ilustrada en la Figura 2.18

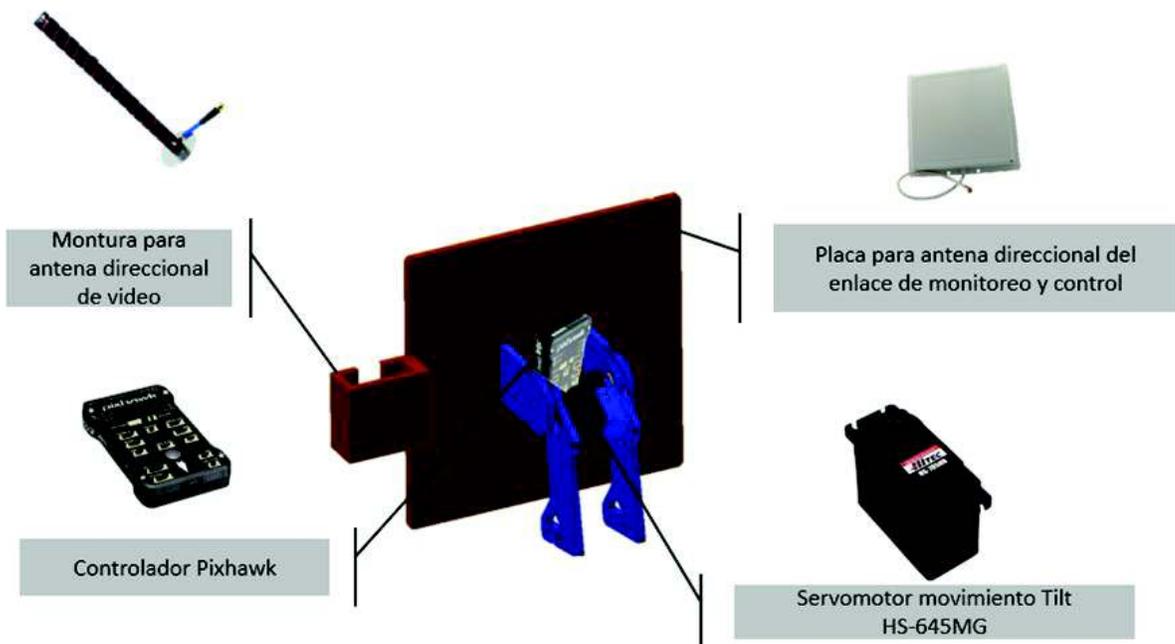


Figura 2.18. Ensamblaje y montaje de equipos del mecanismo para movimiento Tilt

Nótese en la Figura 2.18 que la orientación del controlador Pixhawk es perpendicular hacia la dirección a la cual apuntan las antenas, esta consideración resulta importante y se la utilizará en la Sección 3.1 correspondiente a la configuración del controlador Pixhawk.

Haciendo uso de las tres secciones descritas previamente, se procede a ensamblar de forma total el sistema de seguimiento, la Figura 2.19 muestra el sistema completamente montado



Figura 2.19. Sistema de seguimiento

Una vez descrita la disposición física de todos los componentes tanto electrónicos como mecánicos del sistema se continúa con los diagramas de conexión correspondientes a los elementos y equipos necesarios para el funcionamiento del sistema automático de seguimiento. A fin de realizar una explicación más ordenada se realizará la descripción del sistema de seguimiento en dos partes, una primera parte se dedica íntegramente al sistema de control y todos los dispositivos periféricos necesarios para su funcionamiento, y en una segunda parte se describirán las conexiones de los equipos correspondientes al enlace de video, detallando los equipos que deben colocarse en la estación de tierra y los que se colocarán en el UAV.

A continuación se empieza describiendo los equipos que forman parte del sistema de control del seguimiento automático, éstos se encuentran representados en la Figura 2.20, en donde además se esquematizan sus conexiones.

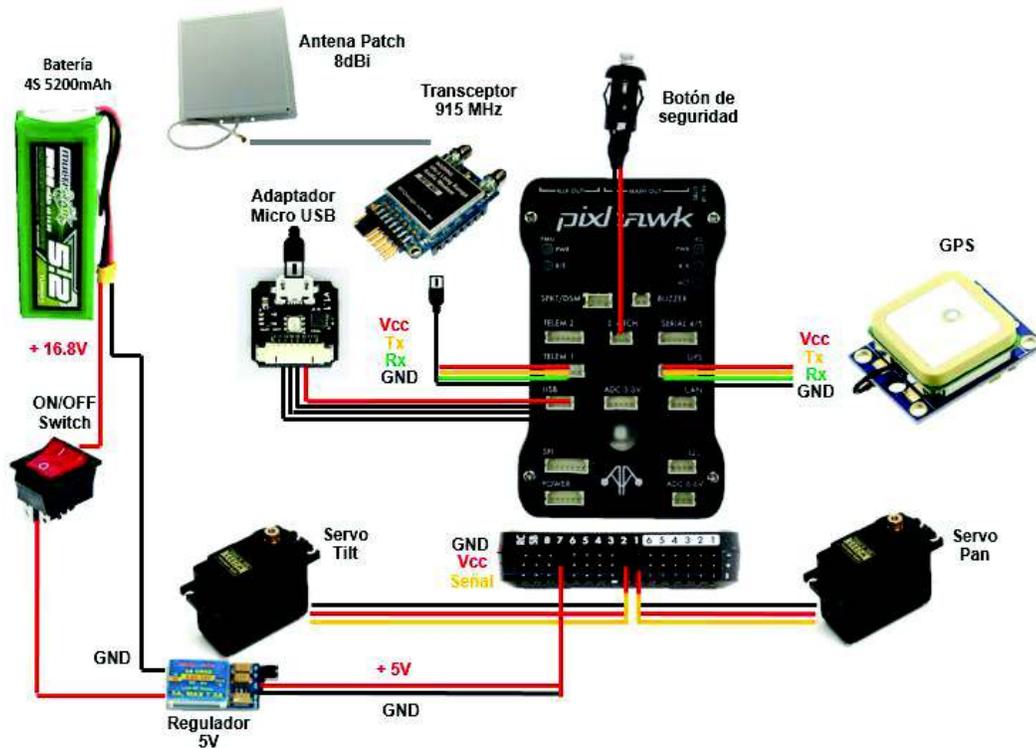


Figura 2.20. Esquema de conexión del sistema de seguimiento automático implementado en base al controlador Pixhawk.

A continuación se describe de manera detallada la función que cumplen los equipos que se presentan en la Figura 2.20.

Batería 4s: Fuente de alimentación principal del sistema de seguimiento ubicado en la estación de tierra, provee un voltaje máximo de 16.8V y posee una capacidad de corriente de 5200mAh.

Regulador 5V: Corresponde al regulador de voltaje que sirve para los dos servomotores con los que cuenta el sistema. Estos reguladores se incluyen ya que el controlador Pixhawk no tiene la capacidad de corriente suficiente para alimentar los servomotores y se recomienda conectar los actuadores a una fuente externa.

Switch ON/OFF: Elemento de maniobra que sirve para manipular el paso de energía hacia los servomotores, además facilita la conexión y desconexión de la fuente principal de alimentación.

Botón de seguridad: Elemento de maniobra que desactiva las señales de control hacia los actuadores del sistema principal, en este caso hacia los servomotores, es así que, este elemento sirve como elemento de seguridad para apagar el sistema ante cualquier movimiento inesperado.

Transceptor 915 MHz: Se trata del elemento de comunicación principal a través del cual el controlador recibe principalmente los datos de posición del vehículo aéreo, los cuales son utilizados como información de realimentación del sistema de control

Antena Patch: Constituye el elemento del enlace de monitoreo y control a través del cual se capta la señal transmitida por el UAV, además es el elemento que debe posicionarse continuamente hacia la dirección en donde está localizado el vehículo aéreo.

GPS: Sensor de posición a través del cual el sistema obtiene la información de su propia geo-localización, la cual forma parte del algoritmo de seguimiento.

Adaptador micro USB: Este elemento brinda la posibilidad de conectar el sistema de seguimiento a la estación de tierra, que para el proyecto se trata de un computador portátil.

Servomotor Pan: Servomotor HS-785HB descrito en la Tabla 2.9 que maneja el movimiento de 360 grados en el eje horizontal del sistema de seguimiento.

Servomotor Tilt: Servomotor HS-645MG descrito en la Tabla 2.9 que maneja el movimiento de 90 grados en el eje vertical del sistema de seguimiento.

Continuando con la descripción de las conexiones de los equipos, se presenta la Figura 2.21, donde se muestran los equipos que se incorporan al sistema de seguimiento pero que guardan relación únicamente con el enlace de video.

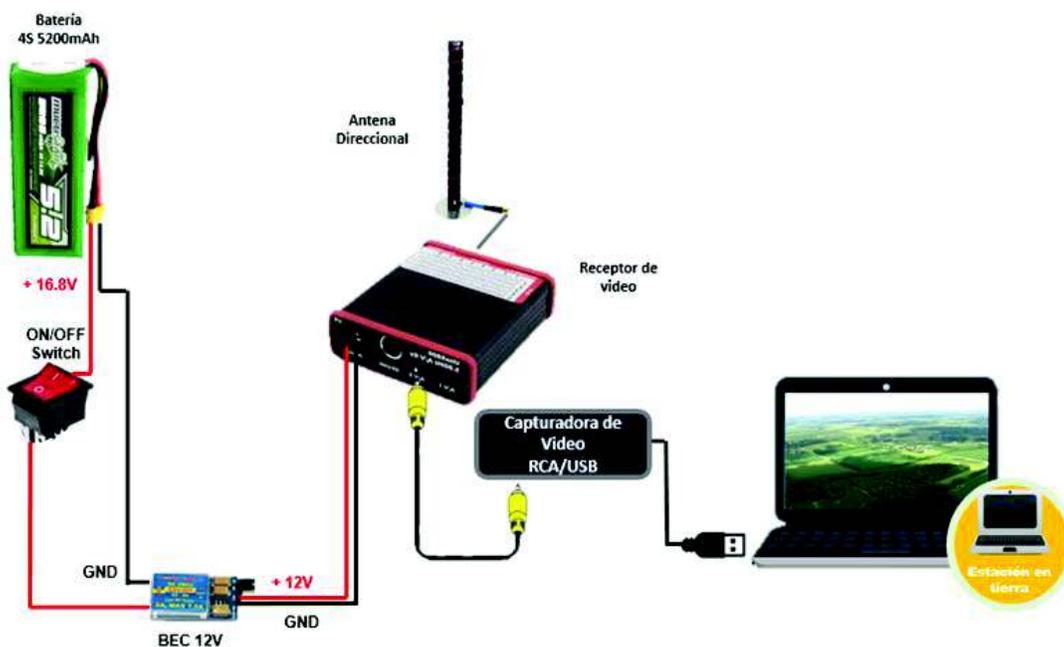


Figura 2.21. Esquema de conexión de los equipos para la recepción del video

Se describe a continuación la funcionalidad de los elementos que incorpora el diagrama de la Figura 2.21. Es importante notar que este sistema también hace uso de la misma fuente principal de alimentación de todo el sistema, la cual es la batería 4s.

Regulador 12V: Constituye la alimentación del equipo receptor de video

Receptor de video: Se trata del elemento encargado de recibir la señal de video y convertirla en datos que se pueden interpretar a través de una salida RCA.

Antena direccional: Elemento de comunicaciones encargado de captar la señal emitida por la antena transmisora ubicada en el vehículo aéreo.

Capturadora de video RCA/USB: Constituye el elemento encargado de convertir la señal RCA provista por el receptor en una señal digital capaz de ser interpretada por un computador, que en este caso se trata de la estación en tierra.

Concluyendo con la sección correspondiente a la conexión de equipos, en la Figura 2.22 se muestran los equipos del enlace de video que requieren ser integrados al UAV junto con sus correspondientes conexiones en el sistema ya existente en la aeronave.



Figura 2.22. Esquema de conexión de los equipos para la transmisión de video incorporado en el vehículo aéreo de LAS S.A.

La Figura 2.22 ilustra la conexión del enlace de video, el cual hace uso de la alimentación principal del vehículo aéreo es por eso que se considera como entrada un voltaje de 16.8V, además el transmisor como se lo detalló previamente en la Tabla 2.5 cuenta con una salida de 5V capaz de alimentar la cámara de video evitándose así la necesidad de un regulador de voltaje adicional. Una vez detallado todo el montaje y conexión de los equipos necesarios tanto para el sistema de seguimiento como para establecer los

enlaces de comunicaciones es posible continuar con la identificación de la planta, la cual será de utilidad para el posterior diseño de los controladores del sistema de seguimiento.

2.5. Identificación de la planta

La identificación de la planta consiste en hallar la función de transferencia que representa la dinámica que tiene el sistema de seguimiento una vez que se han incorporado los sensores, actuadores y dispositivos de comunicación necesarios para su funcionamiento.

Los movimientos del sistema de seguimiento son completamente independientes el uno del otro debido a que el ángulo yaw no depende del valor del ángulo pitch y viceversa, por lo tanto se establece que para identificar el sistema se puede obtener una función de transferencia para el movimiento Pan y otra para el movimiento Tilt.

La identificación de la planta se la puede realizar mediante cálculos matemáticos o a través de una herramienta computacional como Matlab. En ambos casos, es necesario conocer la respuesta que tiene el sistema en lazo abierto ante una entrada escalón y a partir de estos datos se obtiene la función de transferencia que representa a la planta. La entrada corresponde al ancho de pulso de la señal PWM que se envía a los servomotores que harán girar al sistema de seguimiento, y su salida corresponde a la orientación en grados que tiene el sistema.

A través del software Mission Planner se puede realizar un control manual de los servomotores cuando está activado el modo “Servo Test”. En este modo, a través de su interfaz se puede ingresar al ancho de pulso en microsegundos que se desea enviar a los servomotores; así cuando, se ingresa un valor PWM al servomotor Pan producirá una rotación en el plano horizontal (ángulo yaw), y cuando se ingresa un valor PWM al servomotor Tilt producirá una rotación en el plano vertical (ángulo pitch). Para determinar los valores PWM máximos y mínimos de cada servomotor se recurre a los manuales proporcionados por el fabricante (Anexo II) y se los comprueba mediante experimentación. La Tabla 2.10 presenta los límites del ancho de pulso en microsegundos para cada servomotor.

Tabla 2.10. Límites de los servomotores

	Ángulo límite		PWM límite	
	mín.	máx.	mín.	máx.
Servo Pan	0°	360°	1050 us	1290 us
Servo Tilt	0°	90°	705 us	1485 us

A continuación, se procede a ingresar diferentes valores de ancho de pulso en forma de entradas tipo escalón, produciéndose así la rotación del sistema la cual es medida por la IMU interna del Pixhawk. Estos datos, son guardados automáticamente dentro de la memoria SD del controlador Pixhawk como un archivo tipo "Log", el cual se utilizará para graficar las entradas y salidas que se obtuvieron para el movimiento Pan (Figura 2.23) y Tilt (Figura 2.24).

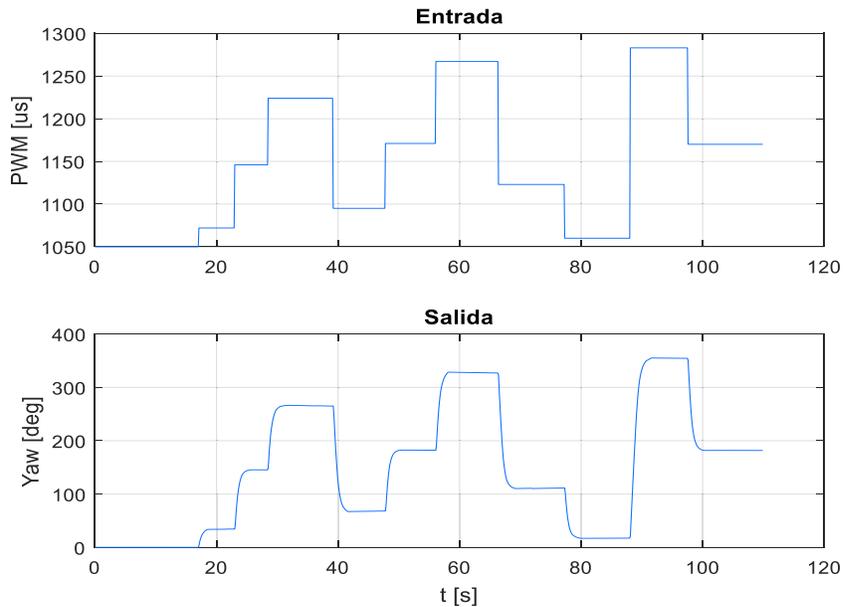


Figura 2.23. Señales para el movimiento Pan

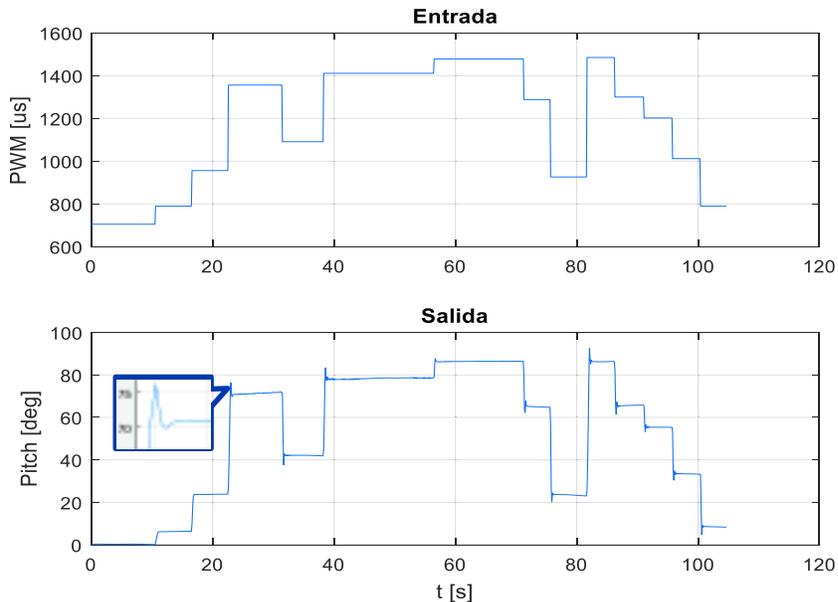


Figura 2.24. Señales para el movimiento Tilt

Con la herramienta “Ident” de Matlab se halla la función de transferencia de la planta para cada uno de los movimientos, en base a las señales de entrada y salida ingresadas.

La Figura 2.23 muestra que la salida del sistema para el ángulo yaw puede ser representada por una función de transferencia de primer orden (polo real) dada por la Ecuación 2.2. A fin de compararla con otra opción, se considera también una función de transferencia de segundo orden (polo imaginario conjugado) dada por la Ecuación 2.3.

$$Gp_{yaw}(s) = \frac{1.515}{0.674 s + 1}$$

Ecuación 2.2. Planta yaw candidata de primer orden

$$Gp2_{yaw}(s) = \frac{1.513}{0.054 s^2 + 0.67 s + 1}$$

Ecuación 2.3. Planta yaw candidata de segundo orden

En la Figura 2.24 se puede observar que la salida del sistema para el ángulo pitch presenta un pequeño sobreimpulso debido a que este motor soporta directamente el peso de las antenas; es así que, se obtendrán las funciones de transferencia considerando que el sistema puede ser representado como uno de primer orden con polo real (Ecuación 2.4), o como uno de segundo orden con polos imaginarios conjugados (Ecuación 2.5).

$$Gp1_{pitch}(s) = \frac{0.115}{0.117 s + 1}$$

Ecuación 2.4. Planta pitch candidata de primer orden

$$Gp2_{pitch}(s) = \frac{0.115}{0.0036 s^2 + 0.1198 s + 1}$$

Ecuación 2.5. Planta pitch candidata de segundo orden

Todas las funciones anteriores son consideradas como candidatas ya que serán utilizadas en la etapa de validación a fin de determinar entre ellas cuales representan de mejor manera al sistema.

Para la etapa de validación, también se utiliza la herramienta “Ident”, pero ahora con valores de entradas y salidas diferentes a los usados en la etapa de identificación. En la Figura 2.25 se muestra la validación de la Ecuación 2.2 y la Ecuación 2.3 para la planta yaw, mientras que en la Figura 2.26 se observa la validación de la Ecuación 2.4 y la Ecuación 2.5 para la planta pitch.

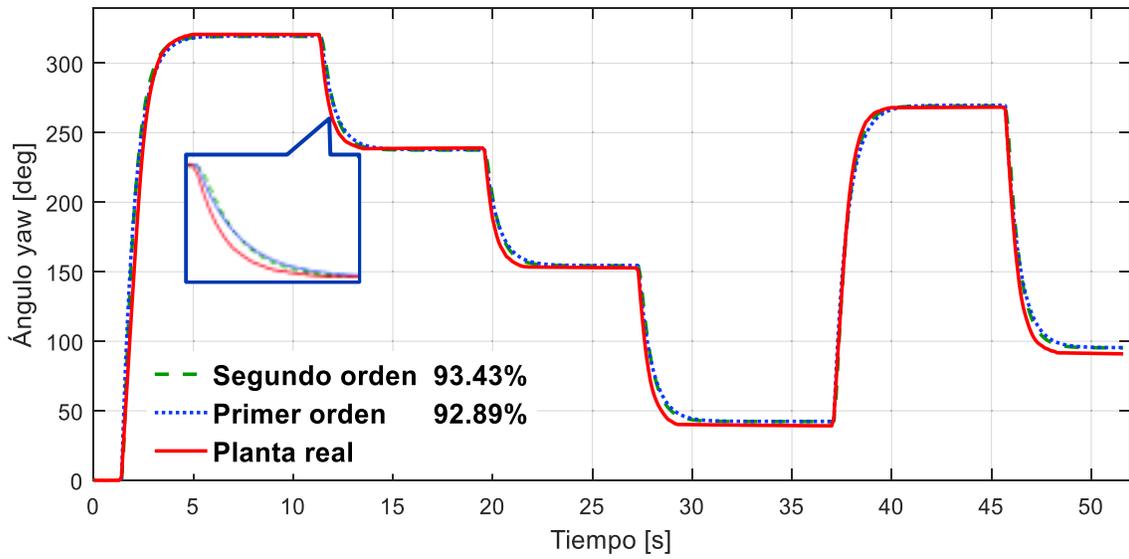


Figura 2.25. Validación planta yaw

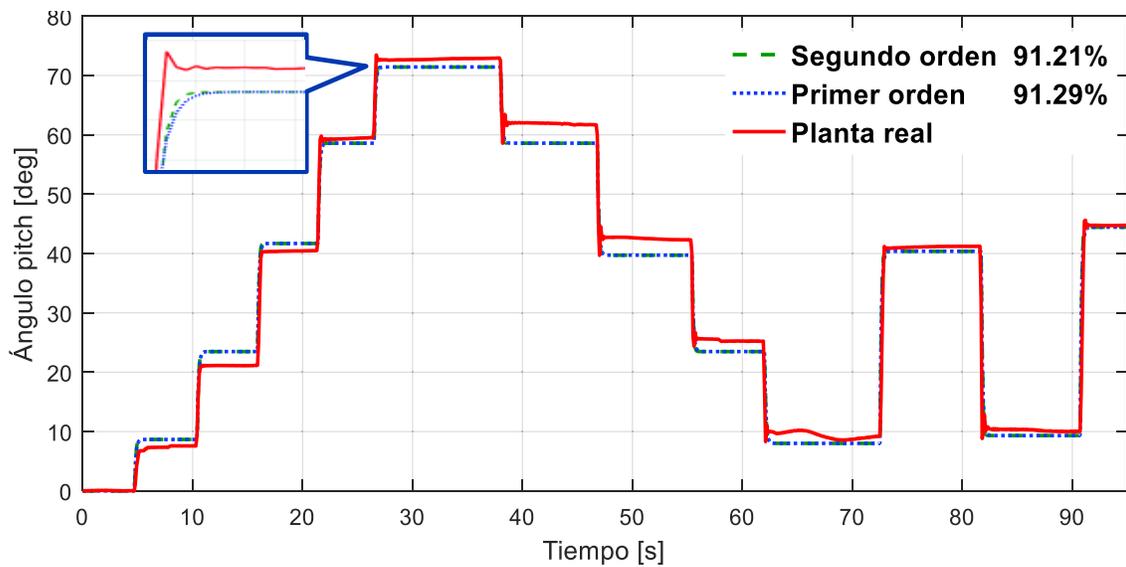


Figura 2.26. Validación planta pitch

A continuación, en la Tabla 2.11 se resume la validación de las figuras anteriores.

Tabla 2.11. Límites de los servomotores

Planta	Función de transferencia	Similitud [%]
Yaw	Primer orden	92.89
	Segundo orden	93.43
Pitch	Primer orden	91.29
	Segundo orden	91.21

De acuerdo a los datos de la tabla anterior, se establece que no existe una diferencia considerable entre la función de transferencia de primer orden y la de segundo orden en ambos casos, ya que poseen prácticamente los mismos porcentajes de similitud con la planta real. Por lo tanto, por facilidad se representará a los sistemas como funciones de primer orden tanto para el ángulo yaw (Ecuación 2.6), como para el ángulo pitch (Ecuación 2.7).

$$Gp_{yaw}(s) = \frac{1.515}{0.674 s + 1}$$

Ecuación 2.6. Función de transferencia de la planta yaw

$$Gp_{pitch}(s) = \frac{0.115}{0.117 s + 1}$$

Ecuación 2.7. Función de transferencia de la planta pitch

Previo a realizar el diseño de los controladores es necesario conocer cuál es la estructura del PID que se encuentra programado en el Pixhawk, para ello a continuación se realiza un estudio sobre la programación del firmware “Antenna Tracker”, el mismo que, como se explicó en la Sección 1.3, habilita al Pixhawk para ser usado como controlador del sistema de seguimiento del UAV.

2.6. Análisis del firmware “Antenna Tracker”

Gracias a este firmware se puede usar la estructura del controlador PID de la librería AC_PID del firmware “Copter” para realizar los controladores correspondientes al movimiento horizontal (Pan) y vertical (Tilt). El control de dichos movimientos se logra usando el software Mission Planner como una interfaz de configuración, en la cual, mediante el ingreso de las constantes proporcional (Kp), integral (Ki) y derivativa (Kd) definirá el comportamiento de los controladores Pan y Tilt.

Estructura del controlador PID del firmware “Copter”

Para determinar las ganancias Kp, Ki y Kd, se propone diseñar un controlador tipo PID para cada movimiento, pero para que éstos controladores funcionen correctamente deben tener la misma estructura del controlador PID que se encuentra programado en el firmware “Copter”. Por ello se ve la necesidad de analizar el código implementado en la librería AC_PID, y de otras librerías que se encuentren relacionadas a la misma, esto a fin de considerar todas las variables posibles durante el diseño de los controladores.

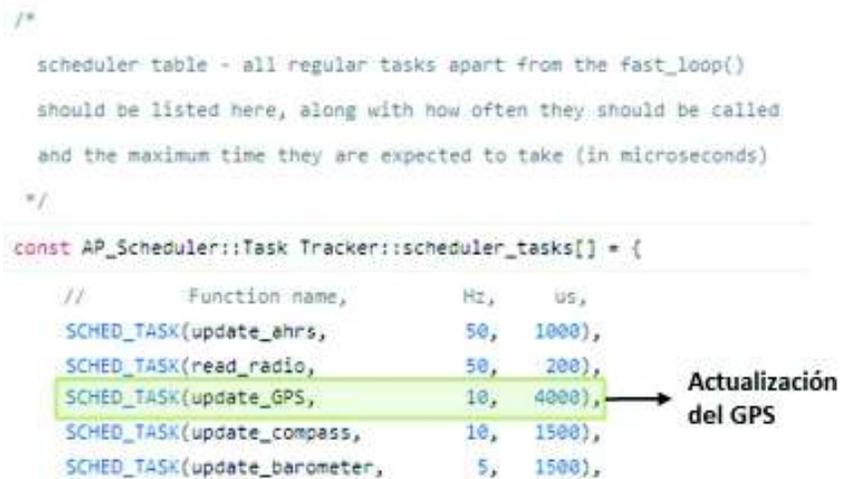
Dentro del firmware “Antenna Tracker” se encuentran varias librerías, entre las más importantes están:

- Tracking.cpp
- Control_auto.cpp
- AC_PID.cpp (propia del firmware “Copter”)
- Servos.cpp

Si bien es cierto, estas son las más importantes, también existe una guía para los desarrolladores o programadores, en la cual se establecen los tiempos de actualización de los datos que recibirá el controlador Pixhawk. Esto es importante debido a que permite conocer cada cuanto tiempo se actualiza la ubicación GPS, y a partir de este se puede estimar el tiempo de muestreo que se utilizará en la etapa de diseño de los controladores. La Figura 2.27 muestra que la tasa de actualización del GPS es de 10Hz, este valor es tanto para el UAV como para el sistema de seguimiento, con lo cual se establece que el tiempo de muestreo es de 0.1 s.

```
/*
 scheduler table - all regular tasks apart from the fast_loop()
 should be listed here, along with how often they should be called
 and the maximum time they are expected to take (in microseconds)
*/

const AP_Scheduler::Task Tracker::scheduler_tasks[] = {
    //      Function name,      Hz,    us,
    SCHED_TASK(update_ahrs,    50,   1000),
    SCHED_TASK(read_radio,    50,   200),
    SCHED_TASK(update_GPS,    10,   4000),
    SCHED_TASK(update_compass, 10,   1500),
    SCHED_TASK(update_barometer, 5,   1500),
};
```



The code block shows a table of scheduler tasks. The row for 'update_GPS' is highlighted in green, and an arrow points from it to the text 'Actualización del GPS'.

Function name	Hz	us
update_ahrs	50	1000
read_radio	50	200
update_GPS	10	4000
update_compass	10	1500
update_barometer	5	1500

Figura 2.27. Tasa de actualización de la posición GPS

A continuación se procede a explicar brevemente las librerías mencionadas anteriormente, a fin de conocer cómo el controlador PID se encuentra estructurado dentro de este firmware. Para facilitar la comprensión del lector se muestra de forma global como interactúan estas librerías dentro del firmware “Antenna Tracker” mediante el diagrama de flujo de la Figura 2.28 que se presenta a continuación.

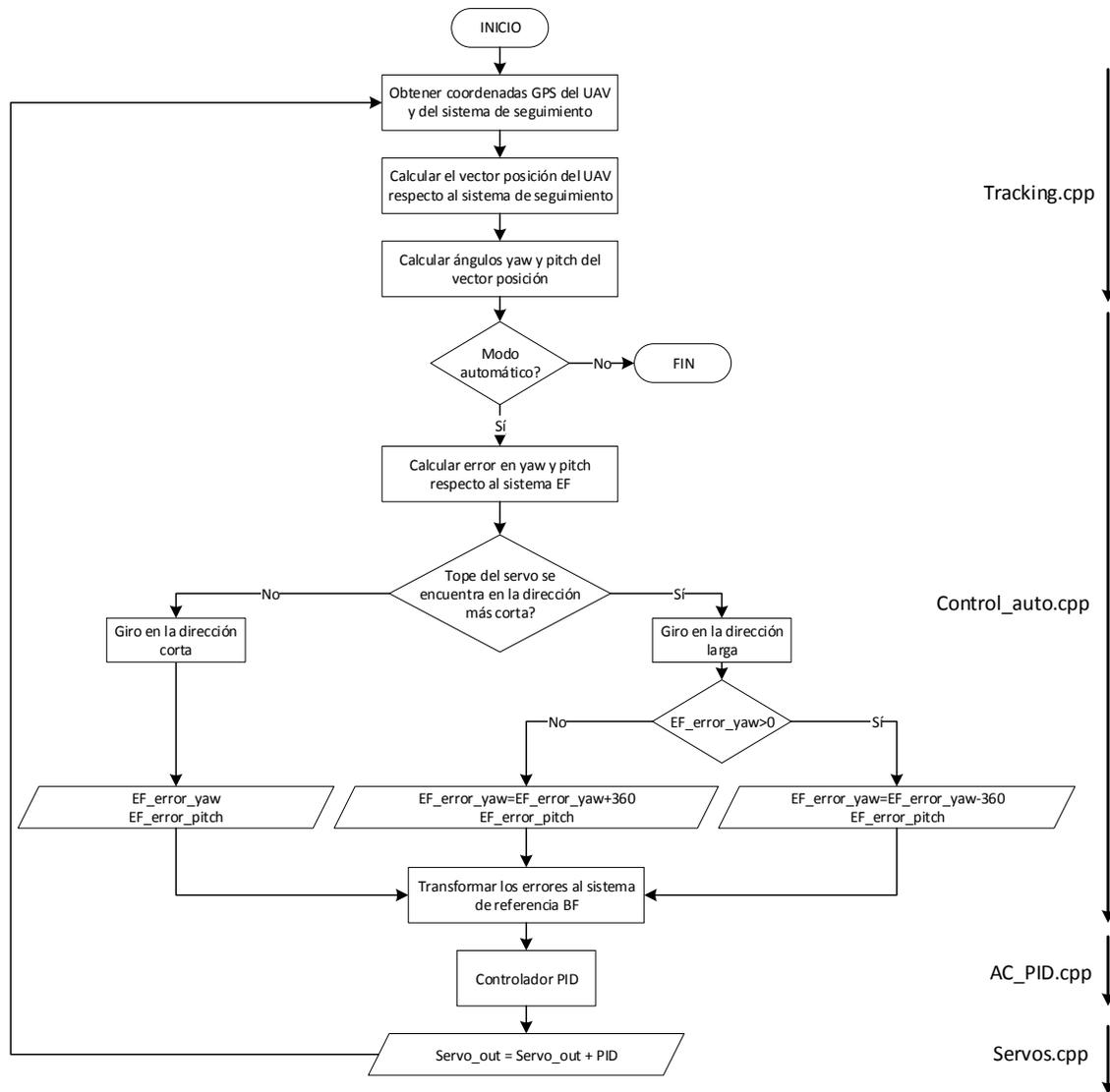


Figura 2.28. Diagrama de flujo del firmware “Antenna Tracker”

Librería Tracking.cpp

Esta librería se encarga de actualizar constantemente los datos obtenidos por los sensores de localización y orientación como son el GPS y el barómetro del UAV; así como del GPS y la IMU del sistema de seguimiento. Además, en base a los datos recopilados se calcula los ángulos yaw y pitch a los cuales se encuentra el UAV respecto al sistema de seguimiento ubicado en la estación de monitoreo. Estos cálculos están basados en los algoritmos de seguimiento explicados en la Sección 1.3 (Ecuación 1.4 y Ecuación 1.5).

Cabe mencionar que estos ángulos se encuentran medidos respecto a un sistema de referencia fijo en tierra (Earth Frame-EF). Para el caso del ángulo yaw la referencia es el

Norte magnético; mientras que, el ángulo pitch es medido tomando como referencia la altura a la que se encuentra la antena respecto del suelo.

Posteriormente esta librería tiene la posibilidad de llamar a otras funciones dependiendo del modo de control que esté activado. Para el presente proyecto, al tratarse de un sistema de seguimiento automático, se utilizará la librería Control_auto.cpp.

Librería Control_auto.cpp

Todo servomotor tiene un tope mecánico que no le permite girar más allá de su capacidad y por ello los servomotores tienen valores PWM máximos y mínimos permisibles. Este es un factor importante a considerar ya que el sistema en su afán de apuntar al UAV, puede llegar hasta su tope mecánico y detenerse.

Esta librería es la encargada de determinar, en base al error del ángulo yaw, la dirección más corta en la que debería girar el servomotor del movimiento horizontal para llegar a la referencia. Lo adecuado es que la antena del sistema de seguimiento siempre gire en la dirección más corta, pero puede darse el caso en que el tope mecánico del servomotor se encuentre en dicha dirección. Si ello ocurre, es necesario que el servomotor gire en dirección contraria (más larga) de acuerdo a un nuevo cálculo del error. En la Figura 2.29 se muestra un ejemplo de lo antes mencionado.

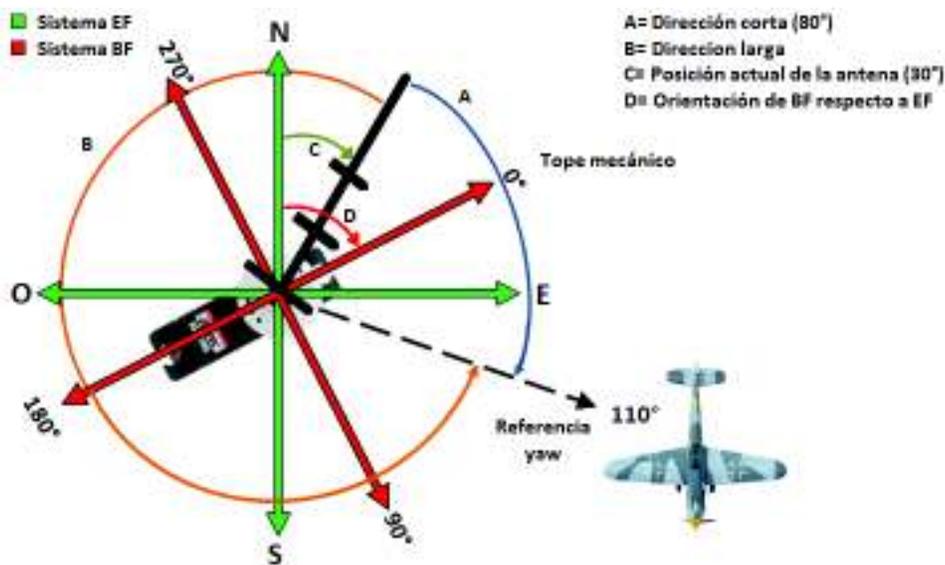


Figura 2.29. Sistemas de referencia EF y BF

El cálculo del error en este caso está dado por la Ecuación 2.8.

$$EF_error_yaw = EF_error_yaw - 360^\circ$$

Ecuación 2.8. Cálculo del error ante la presencia del tope mecánico

Reemplazando para el ejemplo se tiene:

$$EF_{error_{yaw}} = (110^\circ - 30^\circ) - 360 = -280^\circ$$

El error negativo significa que el servomotor debe girar en sentido contrario (anti horario) 280° hasta alcanzar la referencia, evitando así encontrarse con el tope mecánico.

Dado que el Norte magnético es una referencia fija y la orientación del tope mecánico del servomotor respecto al Norte varía dependiendo de la posición de dicho servomotor, es necesario transformar los errores antes calculados del sistema EF a un nuevo sistema adherido al servomotor (Body Frame-BF) cuya referencia sea su tope mecánico. Ambos sistemas de referencia también se los puede observar en la Figura 2.29.

Librería AC_PID.cpp

Esta librería es propia del firmware “Copter”, pero gracias al firmware “Antenna Tracker” se puede hacer uso de dicha librería para controlar los servos encargados de los movimientos Pan y Tilt. Es necesario determinar la estructura del controlador PID (estándar, serie o paralelo) que se encuentra programado en esta librería para diseñar un controlador que pueda ser ingresado dentro de dicha estructura mediante el software de configuración Mission Planner. A través de este programa se pueden ingresar las constantes K_p , K_i y K_d del controlador diseñado para implementarlo en el Pixhawk.

Esta librería tiene como entrada los errores calculados respecto al sistema BF obtenidos de la librería Control_auto.cpp. Para facilidad de interpretación y diseño, se expresa la programación de esta librería como un diagrama de bloques en tiempo discreto mostrado en la Figura 2.30. El procedimiento para hallar este esquema se lo detalla en el Anexo IV.

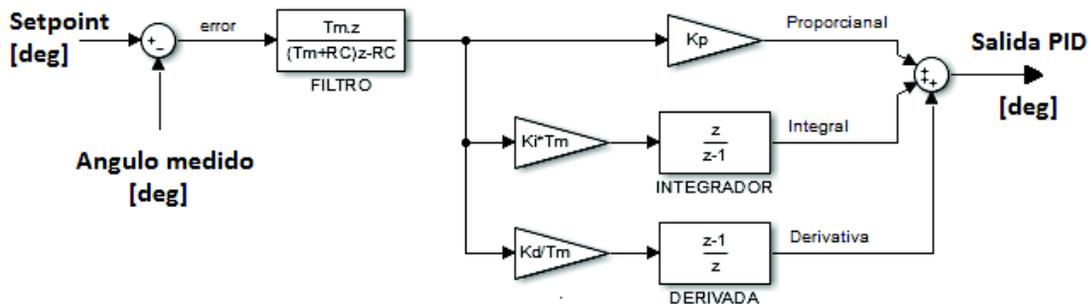


Figura 2.30. Librería AC_PID.cpp expresada en diagrama de bloques

La Figura 2.30, muestra como la señal de error pasa a través de un filtro pasa bajos que, como se menciona en el Anexo IV, tiene una frecuencia de corte de 20Hz. Además, claramente se observa que la estructura del controlador PID que se encuentra programado es de tipo paralelo y la representación discreta de su integral y derivada concuerda con las equivalencias del método de diferencia hacia atrás (Tabla 1.6).

Librería Servos.cpp

Esta librería es la encargada de enviar la señal del controlador PID hacia los servomotores, considerando los valores límites de PWM que estos pueden soportar. Al igual que en el caso anterior, esta librería se la expresa como un diagrama de bloques, el mismo que se muestra en el Figura 2.31.

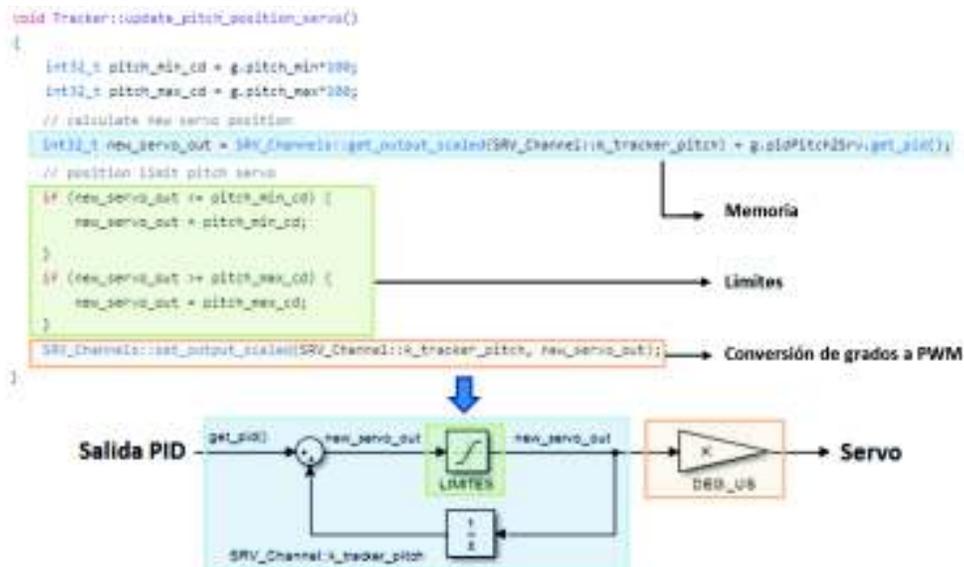


Figura 2.31. Librería Servos.cpp expresada en diagrama de bloques

En la figura anterior se observa que el valor que se enviará al servomotor (*new_servo_out*) es la suma de su valor anterior (*SRV_Channel :: k_tracker_pitch*) más la salida del PID (*get_pid*). Por ello, esta función es similar a una memoria ya que siempre utiliza su valor anterior para determinar el nuevo valor a enviar. Debido a que la memoria guarda la última señal de control enviada, es lógico pensar que cuando el sistema llegue a la referencia la salida del PID debe ser nula, ya que basta con el último valor guardado para mantenerse sobre la referencia.

Una parte del código mostrado convierte el valor a ser enviado de grados a microsegundos de una PWM, esto en el esquema de la Figura 2.31 se representa como una constante de conversión. El diagrama de bloques de la Figura 2.31 puede reducirse aún más de la siguiente manera:

$$SRV_Channel :: k_tracker_pitch = new_servo_out \cdot \frac{1}{z}$$

Por lo tanto:

$$new_servo_out = get_pid() + new_servo_out \cdot \frac{1}{z}$$

$$new_servo_out = \frac{z}{z-1} \cdot get_pid()$$

Ecuación 2.9. Memoria

Gracias a la Ecuación 2.9, el diagrama de la Figura 2.31 puede expresarse de una manera más compacta como se muestra en la Figura 2.32



Figura 2.32. Esquema resumido de la librería Servos.cpp

En la figura anterior se observa que el bloque MEMORIA tiene la forma de un integrador discreto, el cual se lo tendrá en cuenta al momento del diseño de los controladores.

Todo el análisis realizado en esta sección es el mismo tanto para el ángulo yaw como para el ángulo pitch, ya que las librerías simplemente cambian los nombres de las variables pero la programación sigue siendo la misma.

Finalmente, una vez que se ha analizado las diferentes librerías del firmware "Antenna Tracker", se puede establecer que:

- El controlador PID tiene a su entrada un filtro pasa bajos de 20Hz.
- Existen dos controladores, uno para el ángulo yaw y otro para el ángulo pitch, ambos son completamente independientes pero tienen la misma estructura.
- La estructura del controlador PID es de tipo paralelo y su equivalente discreto concuerda con las equivalencias del método de diferencia hacia atrás.
- El tiempo de muestreo está definido por el tiempo de actualización de los datos de los sensores y su valor es de 0.1 s.
- Existe una función que transforma los grados de la salida del PID a microsegundos de la señal PWM a ser enviada a los servomotores, ésta se

considerará como una constante de conversión y su valor se determinará en la etapa de diseño de los controladores.

- La salida del controlador PID pasa a través de una memoria en la cual se guarda el último valor emitido por el controlador, así cuando el error sea cero la salida del PID también lo será y la acción de control estará dada por el último valor guardado en dicha memoria.

Gracias a estas observaciones y a los diagramas de bloques obtenidos, se puede representar de manera general el esquema de control del sistema de seguimiento, tal como se muestra en la Figura 2.33. En base a este esquema se realizará el diseño de los controladores para el ángulo yaw y pitch.

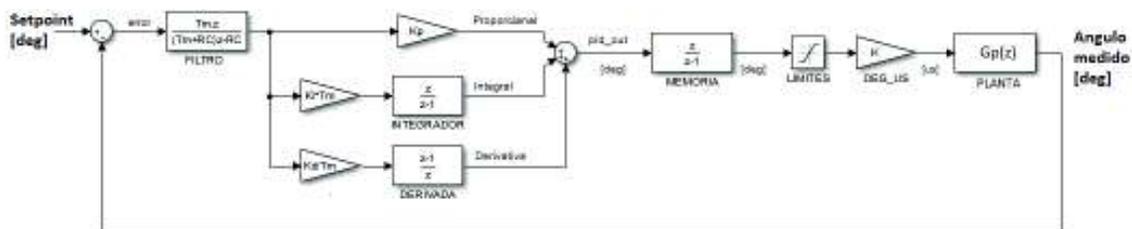


Figura 2.33. Esquema de control del sistema de seguimiento

2.7. Diseño de los controladores

Una vez que se ha realizado la identificación la planta, el análisis de la programación del firmware “Antenna Tracker” y se conoce la estructura del controlador PID programado en la librería AC_PID, es posible realizar el diseño de los controladores correspondientes a los movimientos Pan y Tilt.

Debido a que el controlador PID ha sido representado en su equivalente discreto, todas las demás funciones también deben ser discretizadas utilizando el mismo método (diferencia hacia atrás) y con tiempo de muestreo $T_m = 0.1$ s.

De la Ecuación 2.6 y la Ecuación 2.7 que representan la función de transferencia del ángulo yaw y pitch respectivamente, se obtienen sus equivalentes discretos según se muestra en la Ecuación 2.10 y la Ecuación 2.11, respectivamente.

$$G_{p_{yaw}}(z) = \frac{0.1957 z}{z - 0.8708}$$

Ecuación 2.10. Planta yaw en tiempo discreto

$$Gp_{pitch}(z) = \frac{0.053 z}{z - 0.539}$$

Ecuación 2.11. Planta pitch en tiempo discreto

Para discretizar el filtro pasa bajos primero se requiere conocer el valor de su constante RC. Tomando en cuenta que su frecuencia de corte es de 20Hz, se obtiene que:

$$RC = \frac{1}{2\pi \cdot f_{corte}} = \frac{1}{2\pi \cdot 20Hz} = 0.008 s$$

La Ecuación 2.12 muestra el equivalente discreto del filtro pasa bajos definido por la Ecuación IV.2 del Anexo IV.

$$Filtro(z) = \frac{Tm z}{z(Tm + RC) - RC} = \frac{0.1 z}{z(0.1 + 0.008) - 0.008}$$

$$Filtro(z) = \frac{0.926 z}{z - 0.074}$$

Ecuación 2.12. Filtro pasa bajos en tiempo discreto

Para hallar la constante de conversión que transforma los grados de la acción de control a microsegundos se consideran los límites PWM de la Tabla 2.10.

$$K_{yaw_{deg_us}} = \frac{1290 - 1050 [us]}{360 - 0 [deg]} = \frac{240}{360} \left[\frac{us}{deg} \right]$$

$$K_{pitch_{deg_us}} = \frac{1485 - 705 [us]}{90 - 0 [deg]} = \frac{780}{90} \left[\frac{us}{deg} \right]$$

Como se puede observar en la Figura 2.33, la función de transferencia total en lazo abierto que representa al sistema sin el controlador PID ni su filtro, estaría dada por el bloque de memoria, la constante de conversión y la planta. Por lo tanto la función de transferencia total de la planta para el ángulo yaw resulta de la multiplicación de los tres bloques y se la muestra en la Ecuación 2.13.

$$GT_{yaw}(z) = memory \cdot K_{yaw_{deg_us}} \cdot Gp_{yaw}(z)$$

$$GT_{yaw}(z) = \frac{z}{z - 1} \cdot \frac{240}{360} \cdot \frac{0.1957 z}{z - 0.8708}$$

$$GT_{yaw}(z) = \frac{0.1305 z^2}{(z - 1) \cdot (z - 0.8708)}$$

Ecuación 2.13. Función de transferencia total del ángulo yaw

Por otro lado, la Ecuación 2.14 muestra la función de transferencia total de la planta para el ángulo pitch.

$$GT_{pitch}(z) = memory \cdot Kpitch_{deg_us} \cdot Gp_{pitch}(z)$$

$$GT_{pitch}(z) = \frac{z}{z-1} \cdot \frac{780}{90} \cdot \frac{0.053 z}{z-0.539}$$

$$GT_{pitch}(z) = \frac{0.459 z^2}{(z-1) \cdot (z-0.539)}$$

Ecuación 2.14. Función de transferencia total del ángulo pitch

A continuación se ingresará una entrada paso de 36° (10% del rango máximo) a la planta total del ángulo yaw en lazo abierto a fin de obtener su respuesta tal como se indica en la Figura 2.34, y a partir de ella elegir el método de diseño para el controlador. Una respuesta similar se obtiene para la planta pitch.

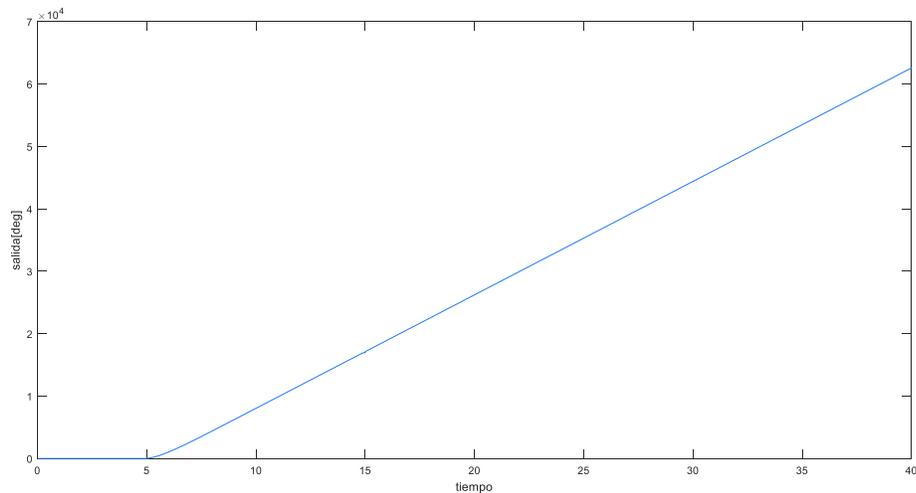


Figura 2.34. Respuesta de la planta yaw en lazo abierto

Como se puede observar debido a que la planta posee un bloque de memoria, su salida crece indefinidamente y se vuelve inestable, por lo tanto los métodos de sintonización no pueden ser aplicados. Por ello se ve la necesidad de optar por un método de diseño que permita obtener un controlador que coincida con la estructura programada en la librería AC_PID.

El método de diseño escogido es el de síntesis directa, el cual fue descrito en Sección 1.3. La ventaja de este método de diseño es que permite la elección del tipo de respuesta que se desea obtener a la salida del sistema. Como se mencionó en el Capítulo 1, el controlador se lo puede obtener mediante la Ecuación 1.9 mostrada a continuación.

$$G_c(s) = \frac{1}{G_p(s)} \left[\frac{Q(s)}{1 - Q(s)} \right]$$

Ecuación 1.9. Controlador por síntesis directa

Para el presente proyecto al tratarse de un sistema de seguimiento se desea que la antena no presente oscilaciones durante su operación. Es así que, se escoge $Q(s)$ como una función de transferencia de primer orden definida en la Ecuación 2.15, la misma que ha sido obtenida a partir de la Figura 1.19.

$$Q(s) = \frac{1}{\tau_{rd} s + 1}$$

Ecuación 2.15. Función $Q(s)$

En esta ecuación, τ_{rd} representa la constante de tiempo deseada para el sistema en lazo cerrado y su valor queda a consideración del diseñador.

Reemplazando $Q(s)$ en la Ecuación 1.9, se obtiene la Ecuación 2.16 que representa el controlador requerido para que la salida del sistema tenga una respuesta de primer orden.

$$G_c(s) = \frac{1}{G_p(s)} \cdot \frac{1}{\tau_{rd} s}$$

Ecuación 2.16. Controlador requerido

Discretizando este controlador se obtiene la Ecuación 2.17.

$$G_c(z) = \left[\frac{1}{G_p(s)} \cdot \frac{1}{\tau_{rd} s} \right]_{s=\frac{z-1}{T_m z}}$$

$$G_c(z) = \frac{1}{G_p(z)} \cdot \frac{T_m z}{\tau_{rd} \cdot (z - 1)}$$

Ecuación 2.17. Controlador requerido en tiempo discreto

Diseño del controlador para el movimiento Pan

Para hallar el controlador yaw se hace uso de la Ecuación 2.17, y de la función de transferencia de la planta total del ángulo yaw dada por la Ecuación 2.14.

$$G_{c_{yaw}}(z) = \frac{(z - 1) \cdot (z - 0.8708)}{0.1305 z^2} \cdot \frac{0.1 z}{\tau_{rd} \cdot (z - 1)}$$

$$G_{C_{yaw}}(z) = \frac{0.766}{\tau_{rd}} \cdot \frac{(z - 0.8708)}{z}$$

Ecuación 2.18. Controlador yaw discreto

En la Ecuación 2.18 se puede observar que el controlador obtenido posee únicamente parte proporcional y derivativa, lo cual indica que se trata de un controlador PD. La Ecuación 2.19 muestra la expresión general de un controlador PD.

$$G_c(z) = K_p + \frac{K_d}{T_m} \cdot \frac{z - 1}{z}$$

Ecuación 2.19. Controlador PD discreto

Para verlo de mejor manera se reagrupa la Ecuación 2.19 para obtener la Ecuación 2.20.

$$G_c(z) = \frac{K_p \cdot T_m z + K_d \cdot (z - 1)}{T_m z}$$

$$G_c(z) = \frac{z \cdot (K_p \cdot T_m + K_d) - K_d}{T_m z}$$

$$G_c(z) = \frac{(K_p \cdot T_m + K_d)}{T_m} \left(z - \frac{K_d}{K_p \cdot T_m + K_d} \right)$$

Ecuación 2.20. Controlador PD discreto reagrupado

Comparando la Ecuación 2.20 con la Ecuación 2.18 del controlador yaw discreto, se tiene el siguiente sistema de ecuaciones (Ecuación 2.21).

$$\begin{cases} \frac{(K_p \cdot T_m + K_d)}{T_m} = \frac{0.766}{\tau_{rd}} \\ \frac{K_d}{K_d \cdot T_m + K_d} = 0.8708 \end{cases}$$

Ecuación 2.21. Sistema de ecuaciones para el controlador yaw

Dado que se conoce el valor de T_m , y el valor de τ_{rd} queda a elección del diseñador; se tiene un sistema de dos ecuaciones con dos incógnitas (K_p , K_d). Para elegir el valor de τ_{rd} se probará diferentes valores cercanos a la constante de tiempo de la planta yaw ($\tau_r = 0.674 \text{ s}$). De esta manera, resolviendo el sistema de ecuaciones se obtienen los valores para las constantes K_p y K_d del controlador PD del ángulo yaw mostrados en la Tabla 2.12.

Tabla 2.12. Valor de las constantes para el controlador yaw

τ_{rd} [s]	Kp	Kd
0.5	0.196	0.133
0.6	0.168	0.111
0.7	0.13	0.095
0.8	0.12	0.083
0.9	0.11	0.074
1	0.086	0.068

De estos seis controladores se escogerá el que presente un mejor desempeño en la etapa de simulación y posteriormente será ingresado en el controlador Pixhawk.

Diseño del controlador para el movimiento Tilt

Para hallar el controlador pitch se hace uso de la Ecuación 2.17, y de la función de transferencia de la planta total del ángulo pitch dada por la Ecuación 2.14.

$$G_{C_{pitch}}(z) = \frac{(z-1) \cdot (z-0.539)}{0.459 z^2} \cdot \frac{0.1 z}{\tau_{rd} \cdot (z-1)}$$

$$G_{C_{pitch}}(z) = \frac{0.218}{\tau_{rd}} \cdot \frac{(z-0.539)}{z}$$

Ecuación 2.22. Controlador pitch discreto

La función $G_{C_{pitch}}(z)$, al igual que el controlador para el movimiento Pan, tiene la forma de un controlador PD. Comparando la Ecuación 2.20 con la Ecuación 2.22 del controlador pitch discreto, se tiene el siguiente sistema de ecuaciones (Ecuación 2.23).

$$\begin{cases} \frac{(Kp \cdot Tm + Kd)}{Tm} = \frac{0.218}{\tau_{rd}} \\ \frac{Kd}{Kd \cdot Tm + Kd} = 0.539 \end{cases}$$

Ecuación 2.23. Sistema de ecuaciones para el controlador pitch

Para elegir el valor de τ_{rd} se probará diferentes valores cercanos a la constante de tiempo de la planta pitch ($\tau_r = 0.117 s$). De esta manera, resolviendo sistema de ecuaciones se obtienen los valores para las constantes Kp y Kd del controlador PD del ángulo pitch mostrados en la Tabla 2.13.

Tabla 2.13. Valor de las constantes para el controlador pitch

τ_{rd} [s]	Kp	Kd
0.1	1	0.118
0.2	0.502	0.059
0.3	0.338	0.039
0.5	0.205	0.024
0.7	0.142	0.017
0.9	0.11	0.013

Estos seis controladores, al igual que los controladores para el movimiento Pan, serán simulados en Matlab a fin de determinar los controladores para cada movimiento que serán implementados en el controlador Pixhawk.

2.8. Simulación de los controladores

Dado que el método de diseño por síntesis directa deja a elección del diseñador el parámetro τ_{rd} que representa la constante de tiempo deseada para el sistema en lazo cerrado, es necesario elegir un valor que permita obtener la respuesta deseada con una acción de control adecuada. Para ello se analizarán los controladores para cada movimiento, considerando que la acción de control sea lo menos agresiva posible, sin que esto signifique un aumento considerable en el índice de desempeño ISE.

Simulación del controlador para el movimiento Pan

En la Figura 2.35 se muestra el esquema de control para el ángulo yaw correspondiente al movimiento Pan.

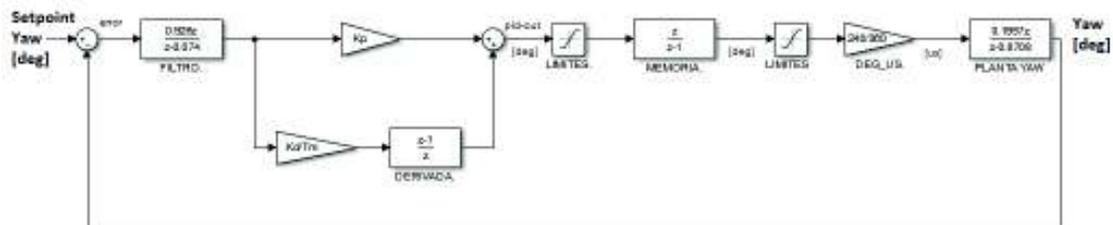


Figura 2.35. Esquema de control para el ángulo yaw

Considerando los valores de las constantes Kp y Kd dados en la Tabla 2.12, se procede a simular los seis controladores de los cuales se obtuvieron datos de cuan agresivas son sus acciones de control (sobreimpulso), así como sus índices ISE ante una entrada de 36° que representa el 10% del rango máximo del ángulo yaw. La Tabla 2.14 muestra los valores obtenidos, y la Figura 2.36 es la representación gráfica de los mismos.

Tabla 2.14. Valores de desempeño de los controladores yaw

τ_{rd} [s]	Sobreimpulso de la acción de control [%]	ISE
0.5	24.74	948.28
0.6	9.89	1015.17
0.7	0	1103.8
0.8	0	1157.25
0.9	0	1210.77
1	0	1324.07

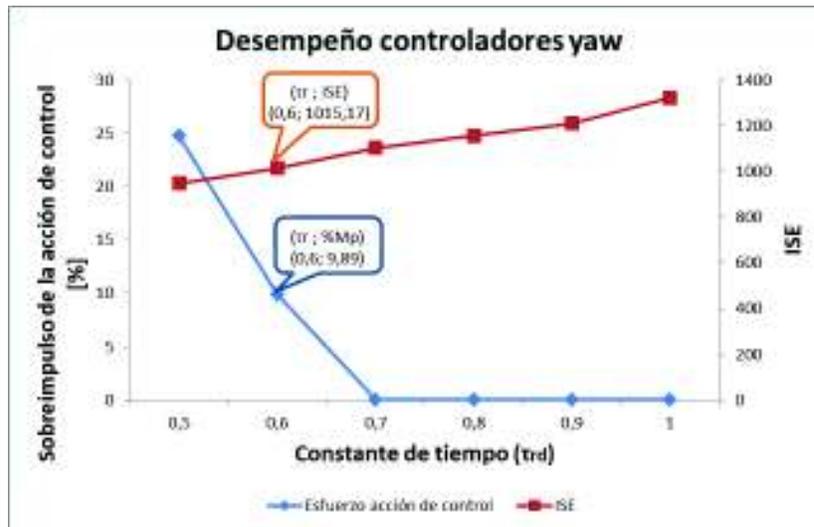


Figura 2.36. Desempeño de los controladores yaw

En la Figura 2.36 se observa que la mejor relación entre el ISE y la acción de control se da para el controlador con la constante de tiempo 0.6 s, ya que es el punto donde el ISE es relativamente bajo y el sobreimpulso es mucho menor en comparación al primero ($\tau_{rd} = 0.5$ s). De la Tabla 2.12 se obtienen las constantes K_p y K_d para $\tau_{rd} = 0.6$ s, logrando así obtener el controlador para el ángulo yaw que será ingresado al Pixhawk (Ecuación 2.24).

$$G_c(z) = 0.168 + \frac{0.111}{0.1} \cdot \frac{z-1}{z}$$

Ecuación 2.24. Controlador PD para el ángulo yaw

En la Figura 2.37 se observa como la salida del sistema para el ángulo yaw sigue la referencia definida (180°) a pesar de que en $t=7$ s se ingresa una perturbación equivalente al 10% de dicha referencia. En la Figura 2.38 se muestra la respectiva acción de control dada por la señal PWM en microsegundos enviada al servomotor Pan.

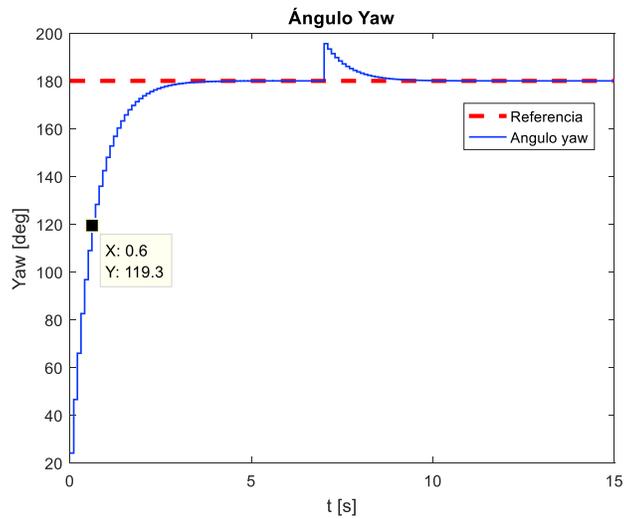


Figura 2.37. Respuesta del ángulo yaw

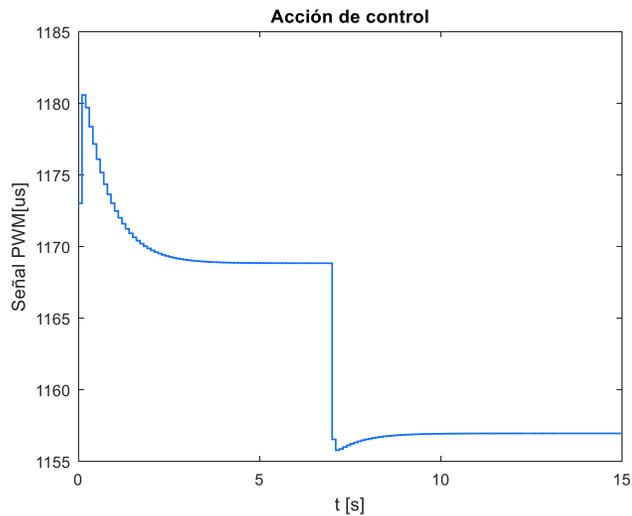


Figura 2.38. Acción de control para el servomotor Pan

En la Figura 2.37 se puede observar que la respuesta del sistema en lazo cerrado presenta un comportamiento de primer orden cuya constante de tiempo prácticamente alcanza el valor de 114° (63.2% del valor final) a los 0.6 s, tal como se estimó durante la etapa de diseño.

Simulación del controlador para el movimiento Tilt

La Figura 2.39 muestra el esquema de control para el ángulo pitch correspondiente al movimiento Tilt.

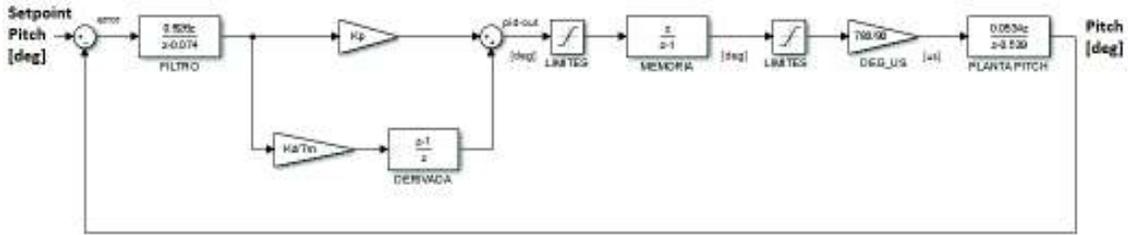


Figura 2.39. Esquema de control para el ángulo pitch

Al igual que en el caso del ángulo yaw, se procederá a simular los seis controladores del ángulo pitch dados en la Tabla 2.13. La Tabla 2.15 muestra los valores obtenidos de la simulación ante una entrada de 9° que representa el 10% del rango máximo del ángulo pitch. La Figura 2.40 representa estos valores de forma gráfica.

Tabla 2.15. Valores de desempeño de los controladores pitch

τ_{rd} [s]	Máximo esfuerzo de la acción de control [%]	ISE
0.1	6.35	21.65
0.2	0	37.6
0.3	0	47.17
0.5	0	58.44
0.7	0	67.62
0.9	0	75.78

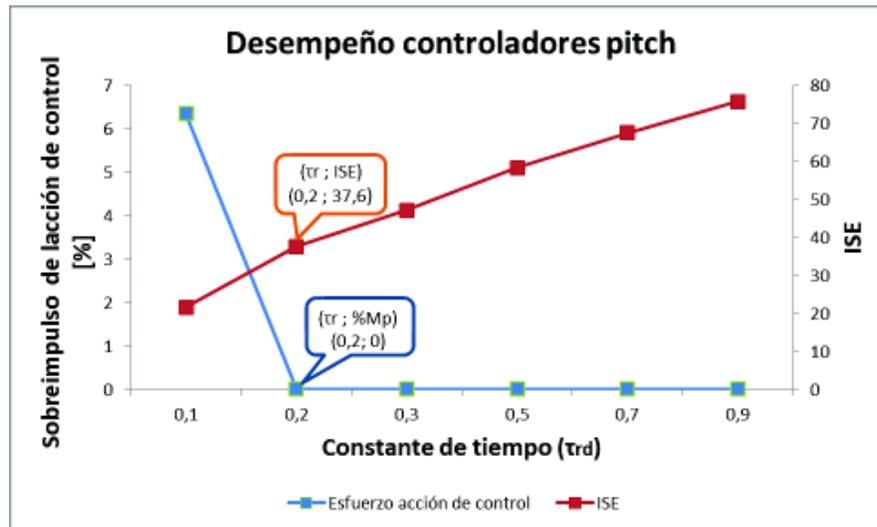


Figura 2.40. Desempeño de los controladores pitch

En la Figura 2.40 se observa que la mejor relación entre el ISE y la acción de control se da para el controlador con la constante de tiempo 0.2 s ya que en este punto se tiene el menor ISE con un sobreimpulso nulo, éste se escoge debido a que el servomotor Tilt recibe todo el peso de las antenas y se prioriza una acción de control más suave (sin

sobreimpulso) por sobre su velocidad de giro, evitando así sobrecargarlo. De la Tabla 2.13 se obtienen las constantes K_p y K_d para $\tau_{rd} = 0.2 s$, logrando así obtener el controlador para el ángulo pitch que será ingresado al Pixhawk (Ecuación 2.25).

$$G_c(z) = 0.502 + \frac{0.059}{0.1} \cdot \frac{z - 1}{z}$$

Ecuación 2.25. Controlador PD para el ángulo pitch

En la Figura 2.41 se observa como la salida del sistema para el ángulo pitch sigue la referencia definida (45°) a pesar de que en $t=7 s$ se ingresa una perturbación equivalente al 10% de dicha referencia. En la Figura 2.42 se muestra la respectiva acción de control dada por la señal PWM en microsegundos enviada al servomotor Tilt.

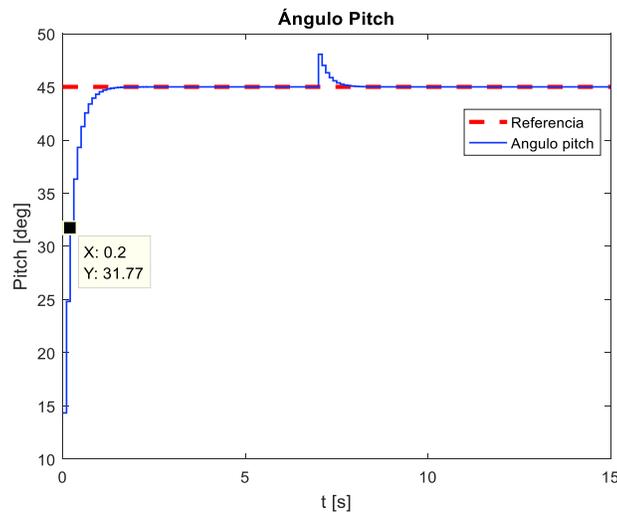


Figura 2.41. Respuesta del ángulo pitch

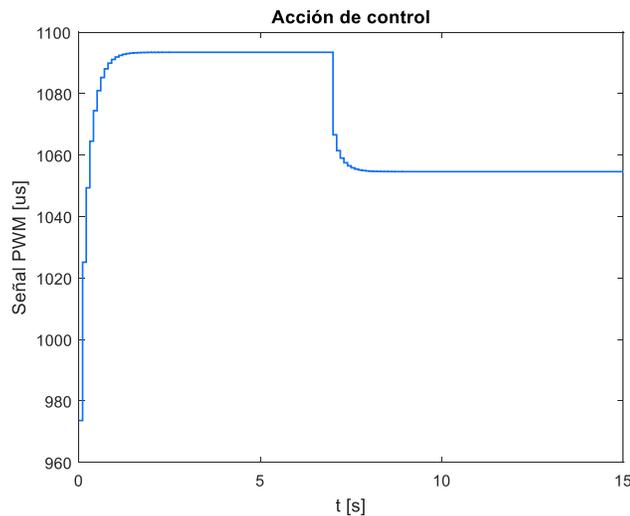


Figura 2.42. Acción de control para el servomotor Tilt

En la Figura 2.41 se puede observar que la respuesta del sistema en lazo cerrado presenta un comportamiento de primer orden cuya constante de tiempo prácticamente alcanza el valor de 29° (63.2% del valor final) a los 0.2 s, tal como se estimó durante la etapa de diseño.

A manera de resumen, se muestra en la Tabla 2.16 las constantes de los controladores PD que serán ingresados al controlador Pixhawk.

Tabla 2.16. Valor de las constantes de los controladores PD

Controlador	Kp	Kd
Ángulo yaw	0.168	0.111
Ángulo pitch	0.502	0.059

2.9. Integración del sistema de seguimiento a la estación en tierra

Como se mencionó en el Capítulo 1, la estación de monitoreo en tierra actualmente utilizada por la empresa patrocinadora posee el software Mission Planner, el cual se seguirá utilizando como software de monitoreo para el presente proyecto debido a que sus trabajadores y operadores se encuentran familiarizados con su manejo y funcionamiento. Además, este software posee algunas características que aún no han sido explotadas por la empresa y que serán aprovechadas para lograr la integración del sistema de seguimiento y de transmisión de video con la estación en tierra y el UAV, evitando así que los operadores deban acostumbrarse a un nuevo software.

A continuación, se describe el procedimiento con el cual el UAV establece comunicación con la estación en tierra (Mission Planner) a través del sistema de seguimiento.

Dado que el radio de telemetría del UAV está enlazado con el radio de telemetría del sistema de seguimiento y éste a su vez se encuentra conectado a la computadora con Mission Planner mediante un cable USB, se puede establecer comunicación entre los tres sistemas.

La comunicación del UAV con el sistema de seguimiento se realiza a través de señales RF, por ende los radios de telemetría deben estar enlazados por un mismo identificador; en cambio, el sistema de seguimiento al estar conectado por un cable USB a la computadora tiene comunicación directa con el Software Mission Planner. Cuando el sistema de seguimiento se conecta a Mission Planner, éste lo representa con un icono de antena, tal como se indica en la Figura 2.43.



Figura 2.43. Interfaz de Mission Planner con el sistema de seguimiento conectado

En la imagen anterior, también se puede observar que en la interfaz no aparece el icono del UAV, éste se mostrará cuando los radios de telemetría se enciendan y establezcan comunicación. Dado que Mission Planner recibe datos correspondientes al UAV y al sistema de seguimiento, se debe escoger cuál de los dos se mostrará en su interfaz, para esto en la parte superior derecha se despliega un menú para elegir entre uno u otro sistema. Independientemente del sistema elegido, siempre se mostrarán dos vectores para el sistema de seguimiento, uno de color naranja que indica la dirección a la cual se desea apuntar (referencia) y otro de color rojo que indica la dirección real a la que el sistema se encuentra apuntando. La Figura 2.44 muestra lo anteriormente descrito.



Figura 2.44. Interfaz de Mission Planner con el sistema de seguimiento y UAV

En la Figura 2.44 se puede observar claramente como el vector naranja apunta hacia el UAV debido a que es el objetivo a ser apuntado. El objetivo es que la línea roja se sobreponga a la línea naranja, lo cual indicaría que el sistema de seguimiento realmente se encuentra apuntando hacia el UAV. Esto se observará en la etapa de pruebas.

En cuanto a la interfaz para la visualización del video transmitido, se puede utilizar un software adicional compatible con la capturadora de video utilizada o con el mismo Mission Planner, siempre y cuando se lo configure correctamente. Se opta por este último, a fin de que el operador del UAV tenga todos los datos (telemetría y video) dentro del mismo software con el cual ya está familiarizado y conoce su funcionamiento y manejo.

A continuación, en la Figura 2.45 se muestra como a través de la pestaña CONFIG/TUNING y la opción Planner, se puede habilitar la visualización del video en la interfaz del software. Aquí se escoge como dispositivo la capturadora de video que se está utilizando y su visualización empezará una vez dado click sobre el botón Start.



Figura 2.45. Configuración de Mission Planner para visualizar video

La visualización del video se mostrará en el siguiente capítulo en el que se detallan las pruebas realizadas y sus resultados.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En este capítulo se hace referencia primeramente a la configuración de los parámetros que requiere el Pixhawk para controlar el sistema de seguimiento.

Posteriormente, se explican las diversas pruebas realizadas que en forma general se dividen en tres etapas: pruebas iniciales que corresponden a pruebas de corta distancia; pruebas en vuelo con una misión autónoma similar a las realizadas en un levantamiento catastral; y pruebas del rango máximo obtenido tanto para el sistema de telemetría como para el de transmisión de video.

Los resultados obtenidos de estas pruebas, permiten evaluar el desempeño del sistema implementado, comprobar los alcances relacionados al rango de telemetría y video, y verificar el cumplimiento de las exigencias establecidas para la reducción del tiempo de autonomía debido al consumo de energía y peso máximo del sistema de comunicaciones incorporado en el UAV.

3.1. Configuración del controlador Pixhawk como sistema de seguimiento

Los valores de las constantes K_p y K_d de los controladores PD diseñados deben ser ingresados mediante la configuración de los parámetros del controlador Pixhawk del sistema de seguimiento. Previo a esto, en dicho controlador se debe instalar el firmware “Antenna Tracker”, cuya instalación al igual que la configuración de sus parámetros se realizan a través del software Mission Planner. A continuación se describe el procedimiento para la instalación.

Instalación del firmware “Antenna Tracker”

Primeramente el controlador Pixhawk debe estar conectado a la computadora a través de su cable micro USB. En la interfaz del Mission Planner se debe escoger primero el puerto COM en donde se encuentra conectado el Pixhawk y posteriormente se escoge la opción Install Firmware de la pestaña INITIAL SETUP en donde se muestran todas las opciones de firmwares disponibles en el Mission Planner. Para este proyecto se escoge el firmware “Antenna Tracker” en su versión 0.8, tal como se muestra en la Figura 3.1.

Configuración del controlador Pixhawk del sistema de seguimiento

Los parámetros del firmware “Antenna Tracker” referentes a la frecuencia de actualización de datos o las desviaciones magnéticas detectadas por la brújula tienen valores por defecto que no deben ser modificados. En cambio, existen otros parámetros cuyos valores deben ser ingresados como por ejemplo las constantes de los controladores diseñados (Tabla 2.16), los límites del ancho de pulso de las señales PWM expresados en microsegundos permitidos para cada servomotor (Tabla 2.10), el rango máximo de rotación para cada movimiento, entre otros.

Además, para que el sistema de seguimiento reconozca al UAV como objetivo a apuntar, ésta aeronave debe tener un identificador que lo diferencie del resto de UAVs que pueden estar a su alrededor. Este parámetro se llama SYSID_THISMAV y su valor es único para cada vehículo aéreo.

El controlador Pixhawk que posee el VTOL de la empresa funciona como un autopiloto y por ende tiene instalado el firmware “Plane”. Actualmente este UAV se encuentra operativo y tiene sus propios parámetros de los cuales para el presente proyecto es de interés únicamente su identificador. En la Figura 3.3 se indica el valor del identificador de este UAV.

Command	Value	Units	Options
SYSID_THISMAV	1		1 255

Figura 3.3. Valor del identificador del UAV

De acuerdo a lo anteriormente descrito, se establece que los parámetros a ser configurados en el Pixhawk del sistema de seguimiento no dependen únicamente de dicho sistema, sino que también requiere obtener el valor del identificador del vehículo aéreo a ser apuntado.

A continuación, en la Tabla 3.1 se indican los parámetros a ser configurados en el Pixhawk del sistema de seguimiento, así como sus valores escogidos y una breve descripción de los mismos.

Tabla 3.1. Parámetros configurados para el sistema de seguimiento

Parámetro	Valor	Descripción
AHRS_ORIENTATION	24	Orientación del Pixhawk respecto a la dirección donde apunta la antena. 24=Pitch 90°
YAW_RANGE	360	Rango de movimiento para el ángulo yaw
RC1_MAX	1290	Señal PWM máxima para el servomotor Pan
RC1_MIN	1050	Señal PWM mínima para el servomotor Pan
PITCH_RANGE	90	Rango de movimiento para el ángulo pitch
RC2_MAX	1485	Señal PWM máxima para el servomotor Tilt
RC2_MIN	705	Señal PWM mínima para el servomotor Tilt
SYSID_THISMAV	2	Identificador del sistema de seguimiento. Debe ser diferente al identificador del UAV
SYSID_TARGET	1	Debe ser igual al SYSID_THISMAV del UAV, así el sistema de seguimiento reconoce al UAV como el objetivo a ser apuntado
YAW2SRV_P	0.168	Constante Kp del controlador PD del ángulo yaw
YAW2SRV_I	0	Constante Ki del controlador PD del ángulo yaw
YAW2SRV_D	0.111	Constante Kd del controlador PD del ángulo yaw
PITCH2SRV_P	0.502	Constante Kp del controlador PD del ángulo pitch
PITCH2SRV_I	0	Constante Ki del controlador PD del ángulo pitch
PITCH2SRV_D	0.059	Constante Kd del controlador PD del ángulo pitch
DISTANCE_MIN	5	Distancia en metros a partir de la cual el sistema de seguimiento empieza a apuntar al UAV

Para ingresar todos estos valores, el Pixhawk debe estar conectado al Mission Planner y al ingresar a la opción Full Parameter List se escriben dichos valores. Para que estos datos se almacenen de forma permanente en el controlador, se debe presionar el botón Write Params y luego confirmar esta acción. A continuación, en la Figura 3.4 se observa la lista de parámetros con sus respectivos valores una vez que han sido ingresados en el Pixhawk.

Command	Value	Units	Options
AHRS_ORIENTATION	24		0:None 1:Yaw45 2:Yaw90
			3:Yaw135 4:Yaw180
			5:Yaw225 6:Yaw270
			7:Yaw315 8:Roll180
			9:Roll180Yaw45
			10:Roll180Yaw90
			11:Roll180Yaw135
			12:Pitch180
			13:Roll180Yaw225
			14:Roll180Yaw270
			15:Roll180Yaw315 16:Roll90
			17:Roll90Yaw90
			18:Roll90Yaw50
			19:Roll90Yaw135 20:Roll270
			21:Roll270Yaw45
			22:Roll270Yaw90
			23:Roll270Yaw135
			24:Pitch90 25:Pitch270
			26:Pitch180Yaw50
			27:Pitch180Yaw270
			28:Roll90Pitch90
			30:Roll270Pitch90
			31:Roll90Pitch180
			32:Roll270Pitch180
			33:Roll90Pitch270
			34:Roll180Pitch270
			35:Roll270Pitch270
			36:Roll90Pitch180Yaw90
			37:Roll90Yaw270

Command	Value	Units	Options
YAW_RANGE	360	degrees	0 360
RC1_MAX	1250	micro	800 2200
RC1_MIN	1050	micro	800 2200
PITCH_RANGE	90		
RC2_MAX	1485	micro	800 2200
RC2_MIN	705	micro	800 2200
SYSID_THRSMAN	2		1 255
SYSID_TARGET	1		1 255
YAW2SRV_P	0.168		0 0 3 0
YAW2SRV_J	0		0 0 3 0
YAW2SRV_D	0.111		0.001 0.1
PITCH2SRV_P	0.002		0 0 3 0
PITCH2SRV_J	0		0 0 3 0
PITCH2SRV_D	0.059		0.001 0.1
DISTANCE_MIN	5	meters	0 100

Figura 3.4. Configuración del Pixhawk del sistema de seguimiento

Una vez ingresados los valores de las constantes de los controladores diseñados y los demás parámetros en el controlador Pixhawk del sistema de seguimiento, es posible realizar las diferentes pruebas que se describen a continuación.

3.2. Pruebas iniciales

Estas son las primeras pruebas que se realizaron inicialmente en tierra para el sistema de seguimiento y sistema de comunicaciones de forma independiente. Luego ambos sistemas se integran para realizar un vuelo manual a corta distancia a fin de comprobar el funcionamiento del sistema completo.

Prueba de seguimiento en tierra

Para que el sistema de seguimiento apunte hacia el UAV es necesario que ambos estén en comunicación a través del enlace de telemetría, por el cual envía sus datos el UAV hacia el sistema de seguimiento y éste a su vez hacia la estación de monitoreo. Al encender el UAV y el sistema de seguimiento, se energizan sus transceptores y se establece el enlace de telemetría. Una vez establecida la comunicación, es posible continuar con las pruebas de seguimiento.

Esta primera prueba se realizó en tierra, trasladando el UAV de un lugar a otro de forma manual, y verificando de forma visual y mediante los vectores de Mission Planner que efectivamente el sistema apunta hacia la ubicación del UAV. En la Figura 3.5 y Figura 3.6 se observa esta prueba de seguimiento para dos diferentes ubicaciones del UAV.



Figura 3.5. Sistema de seguimiento apuntando al UAV (primera ubicación)



Figura 3.6. Sistema de seguimiento apuntando al UAV (segunda ubicación)

Debido a que esta prueba se realizó en tierra, solo fue posible comprobar el funcionamiento del controlador yaw (movimiento horizontal), no así del controlador pitch (movimiento vertical) ya que el UAV no está volando. Por ello, para una mejor apreciación, ambos controladores serán verificados durante un vuelo en donde también se incluya la transmisión de video.

Prueba de transmisión de video en tierra

Para establecer el enlace del video transmitido desde el UAV hacia la estación en tierra, tanto el transmisor de video del UAV como el receptor de video del sistema de seguimiento deben estar sintonizados a la misma frecuencia. Según los manuales presentados en el Anexo I, ambos dispositivos a través de configuración, pueden sintonizarse en un canal de frecuencia de 5.88 GHz, el cual forma parte de la banda de frecuencia central de 5.8GHz, la cual es utilizada en este proyecto para la transmisión del video.

Esta prueba tiene como finalidad comprobar que el video transmitido por el UAV se pueda visualizar en el software Mission Planner de la estación de monitoreo. Al tratarse de la primera prueba de video, ésta se la realizó dentro de las instalaciones de la empresa patrocinadora. La Figura 3.7 muestra que efectivamente se logra la visualización del video en la interfaz de dicho software.

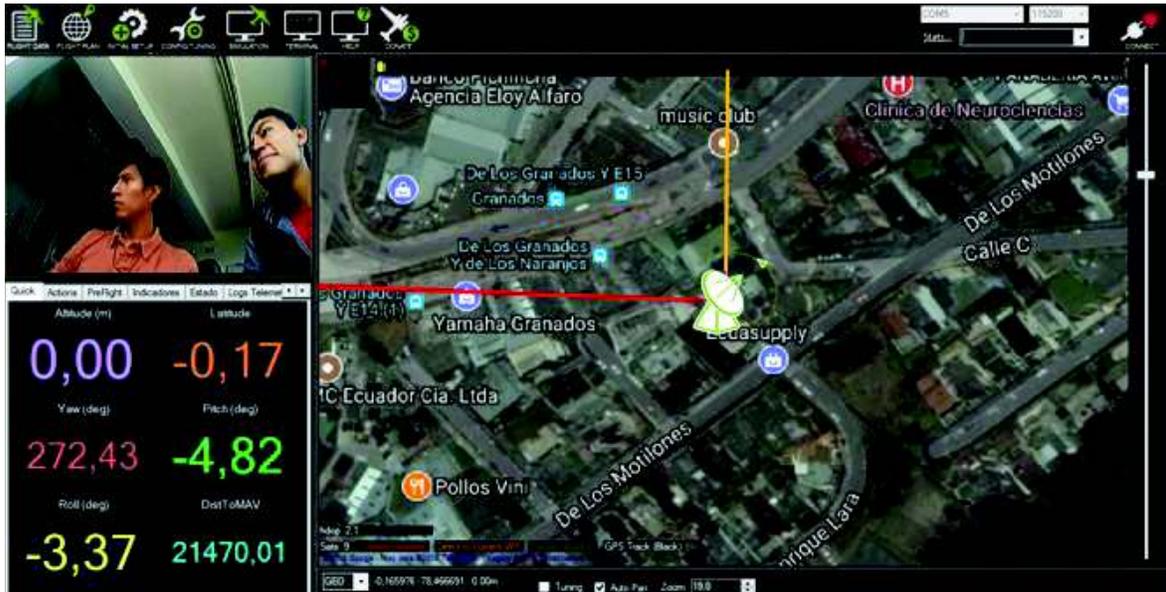


Figura 3.7. Visualización del video transmitido en Mission Planner

Una vez que el sistema de seguimiento y el de transmisión de video han sido probados independientemente, se realizó una prueba en vuelo integrando ambos sistemas.

Prueba en vuelo manual a corta distancia

Esta prueba se realizó volando el UAV en modo manual a través del radiocontrol de mando manejado por el piloto. La prueba tiene como finalidad comprobar el funcionamiento de los controladores yaw y pitch, así como la visualización del video transmitido durante un vuelo de aproximadamente 500m a la redonda.

La Figura 3.8 (a) muestra el seguimiento obtenido para el ángulo yaw, y en la Figura 3.8 (b) se presenta su error. En cambio, para el ángulo pitch, su seguimiento y error se observan en la Figura 3.9 (a) y Figura 3.9 (b) respectivamente.

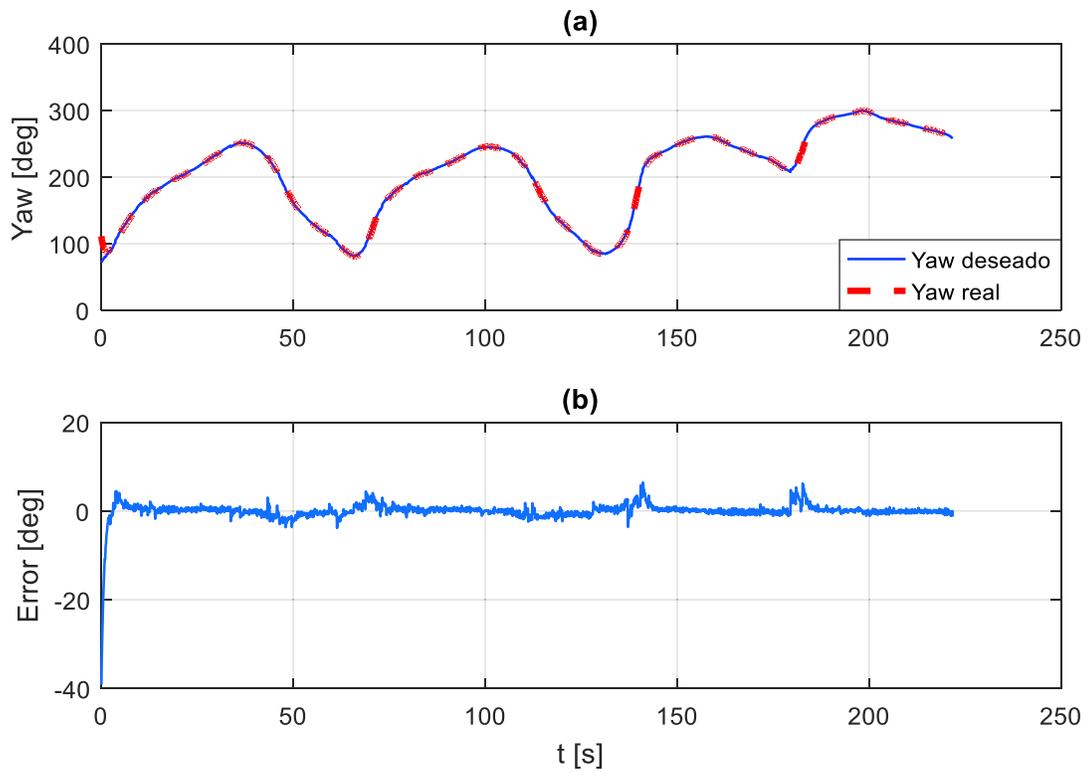


Figura 3.8. Seguimiento para el ángulo yaw (a) y su error (b) durante el vuelo manual

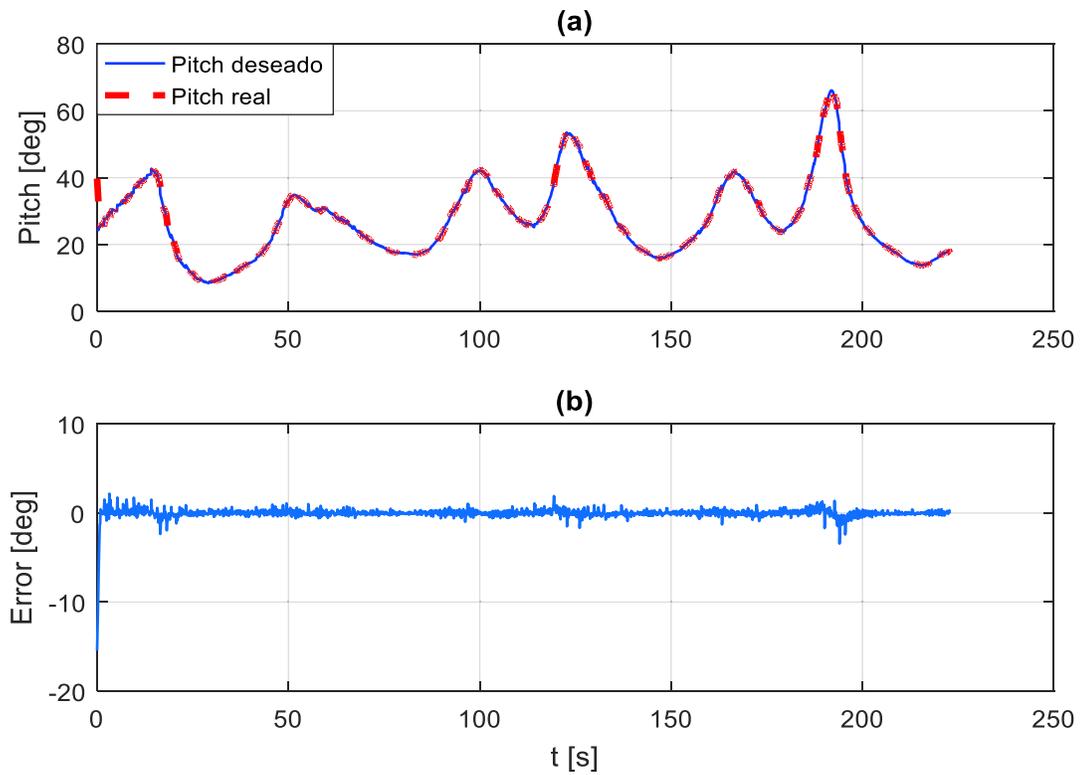


Figura 3.9. Seguimiento para el ángulo pitch (a) y su error (b) durante el vuelo manual

En las gráficas de seguimiento se observa que tanto el controlador yaw como el controlador pitch permiten al sistema seguir correctamente al UAV durante su vuelo. Las gráficas de los errores también son datos importantes para verificar el correcto funcionamiento del sistema de seguimiento, por ello se hace énfasis en el error en estado estacionario, cual es medido a partir de que el sistema alcanza estabilidad. La Tabla 3.2 indica el promedio y la dispersión (desviación estándar) de dicho error para cada caso.

Tabla 3.2. Error de seguimiento durante el vuelo

Ángulo	Error promedio[°]	Desviación estándar [°]
Yaw	0.72	0.79
Pitch	0.24	0.29

A continuación, en la Figura 3.10 se muestra que la visualización del video no presenta problema alguno durante el vuelo.

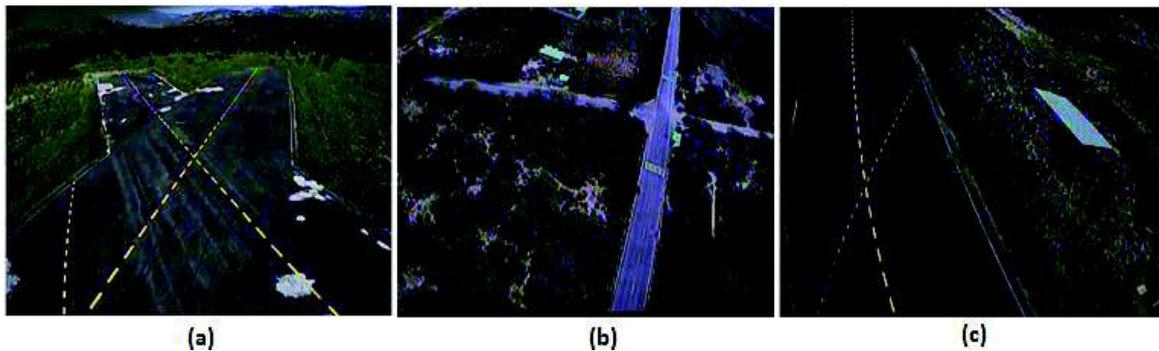


Figura 3.10. Visualización del video durante (a) Despegue, (b) Vuelo, (c) Aterrizaje

Una vez comprobado que los sistemas funcionan correctamente para un vuelo manual, se procede a realizar pruebas más complejas.

3.3. Pruebas en vuelo con misión autónoma

Estas pruebas se realizan con una misión autónoma similar a las que la empresa realiza para el levantamiento catastral de un área o sector. Se realizaron dos pruebas, una con el antiguo enlace de telemetría de la empresa y otra con el nuevo sistema de comunicaciones implementado (telemetría y video), ésto para verificar que el consumo de energía de los nuevos elementos del sistema de comunicaciones montados sobre el dron, no reduzca en más del 15% el tiempo de autonomía del mismo. Además, en estas pruebas también se evaluará el desempeño del sistema de seguimiento.

Prueba en misión autónoma con el antiguo enlace de telemetría.

La Figura 3.11 muestra la planificación de la misión autónoma para el barrido de aproximadamente 50 Ha.

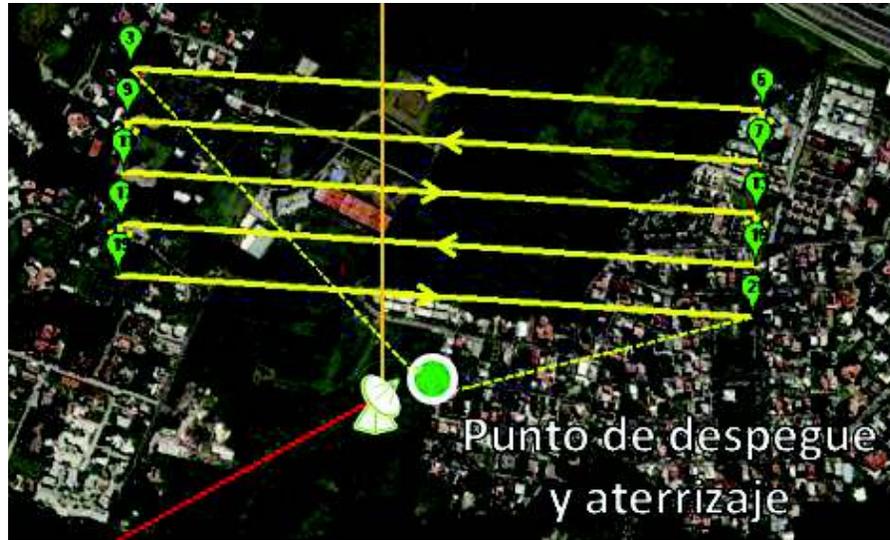


Figura 3.11. Planificación de la misión autónoma

Esta misión es pre-programada en el UAV y cuando éste se encuentre volando en modo automático, seguirá las líneas trazadas en la misión. La Figura 3.12 (a) muestra el seguimiento obtenido para el ángulo yaw, y en la Figura 3.12 (b) se presenta su error.

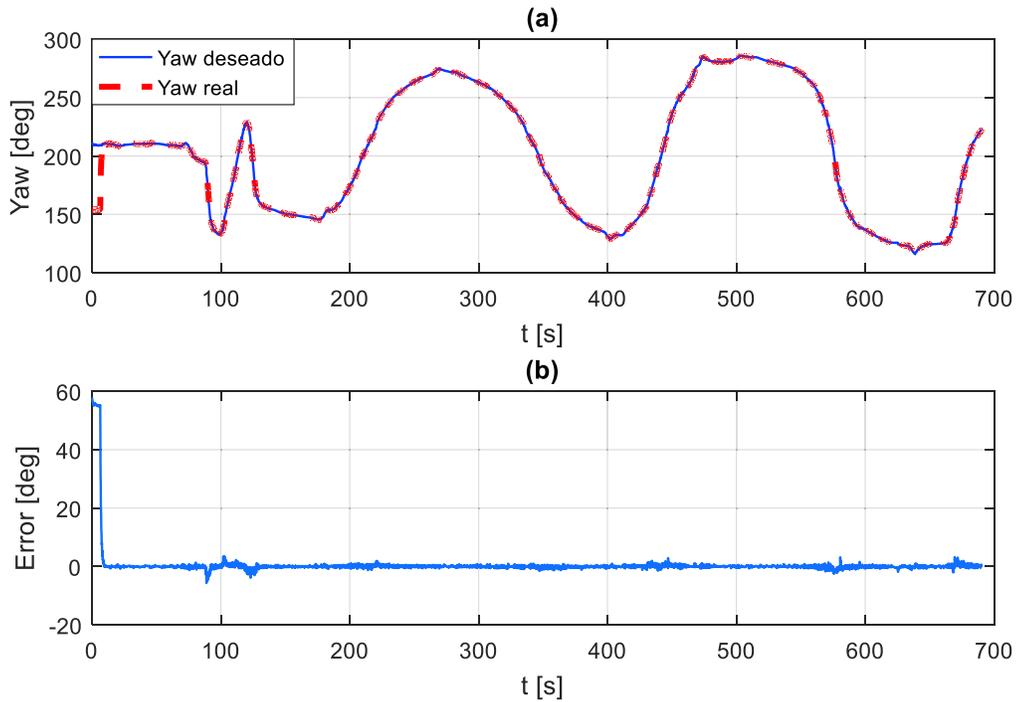


Figura 3.12. Seguimiento para el ángulo yaw (a) y su error (b) en la misión autónoma

Para el ángulo pitch, su seguimiento y error se observan en la Figura 3.13 (a) y Figura 3.13 (b) respectivamente.

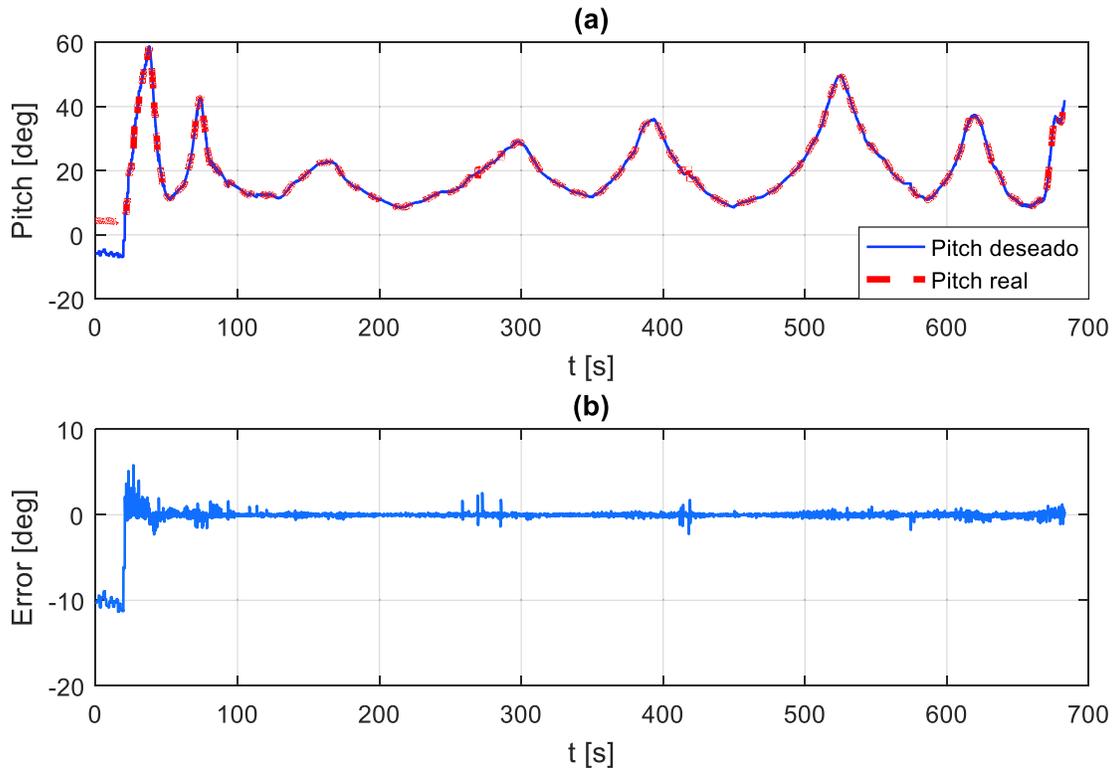


Figura 3.13. Seguimiento para el ángulo pitch (a) y su error (b) en la misión autónoma

Al igual que en el vuelo manual, tanto el ángulo yaw como el ángulo pitch mantienen al sistema apuntando correctamente al UAV. La Tabla 3.3 indica el promedio y la dispersión del error en estado estacionario para cada caso.

Tabla 3.3. Error de seguimiento durante la misión autónoma

Ángulo	Error promedio [°]	Desviación estándar [°]
Yaw	0.33	0.39
Pitch	0.16	0.27

La evaluación y verificación del consumo de energía fue realizada en base al “Log” de vuelo de la aeronave, a partir de dicho archivo se obtuvo la Figura 3.14, en donde se muestra la gráfica del consumo de energía en función del tiempo.

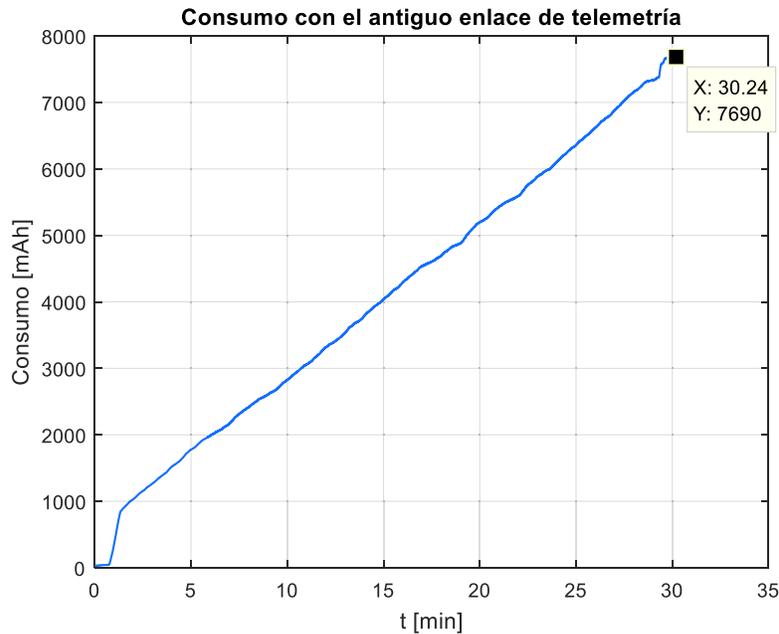


Figura 3.14. Consumo de energía del UAV con el antiguo enlace de telemetría.

Cabe mencionar que para realizar estas pruebas las baterías que se usaron se encontraban al 100% de su carga, es decir se encontraban con una capacidad total de 20000 mAh, no obstante según las especificaciones del fabricante, es recomendable utilizar solo hasta el 80% del total de mAh disponibles en las baterías, esto a fin de prolongar al máximo la vida útil de las baterías. Es así que para estas pruebas, se considerará como valor máximo disponible a los 16000 mAh correspondientes al 80% de la capacidad total.

En la Figura 3.14 se observa que la prueba tuvo una duración de aproximadamente 30 min llegando a consumir 7690 mAh de los 16000 mAh utilizables de las baterías de la aeronave. Lo cual indica que la aeronave podría realizar 2.08 veces la misma misión obteniéndose una autonomía para el vehículo aéreo de 62.4 min con los antiguos equipos de comunicaciones que poseía la empresa. A continuación se realiza la misma prueba pero con el nuevo sistema de comunicaciones.

Prueba en misión autónoma con el nuevo sistema de comunicaciones.

Ahora, con las baterías nuevamente cargadas al 100% de su capacidad, se incorpora el nuevo transceptor de telemetría y el sistema de transmisión de video en el UAV, y se realiza la misma misión autónoma de la Figura 3.11. Los movimientos del sistema de seguimiento son iguales a los mostrados en la prueba anterior, ya que el UAV sigue el mismo patrón de vuelo. A continuación, en la Figura 3.15 se muestra un ejemplo de la imagen del video transmitido.

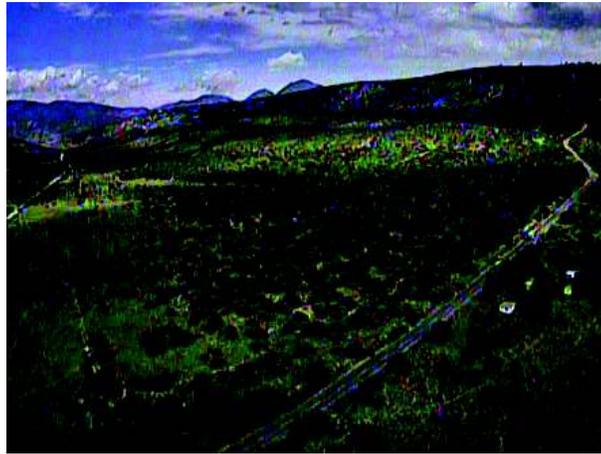


Figura 3.15. Visualización del video transmitido durante el vuelo en misión autónoma

Para verificar el consumo de energía se presenta la gráfica del consumo de energía en función del tiempo (ver Figura 3.16).

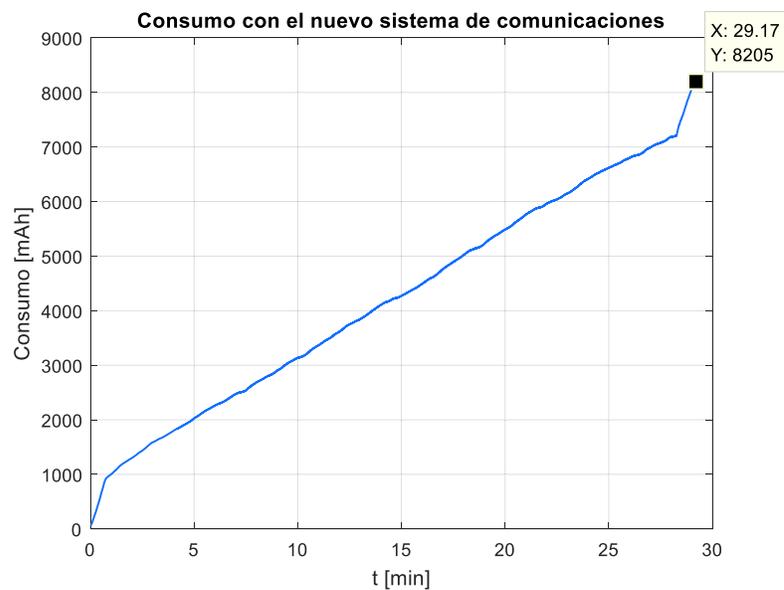


Figura 3.16. Consumo de energía del UAV con los nuevos equipos de comunicación.

De acuerdo a la Figura 3.16, en una misión idéntica de 29 minutos se llegó a consumir 8205 mAh de los 16000 mAh disponibles en el UAV, esto indica que la aeronave podría realizar 1.95 veces la misma misión, obteniéndose una autonomía de vuelo de 56.5 minutos. En la prueba anterior, la autonomía del dron fue de 62.4 minutos, con lo cual se verifica que el sistema montado en el UAV disminuyó en 5.9 minutos, lo que representa una reducción del 9.5% en la autonomía de vuelo de la aeronave, lo cual es menor al 15% planteado inicialmente como alcance. Finalmente, se realizó una última prueba destinada a determinar el rango máximo obtenido para los enlaces de telemetría y video.

3.4. Pruebas de rango máximo

Las pruebas de rango máximo se realizaron con vuelos autónomos de manera que el UAV tenga pre-programada una trayectoria en línea recta a una altura y velocidades de vuelo definidas. Dichos parámetros son muy importantes pues la altura debe ser establecida en función de la topografía del terreno en el cual se desee volar para evitar posibles colisiones, y la velocidad de vuelo debe ser lo suficientemente alta para que la aeronave logre sustentarse en el aire. Generalmente estos parámetros tienen un cierto grado de error debido a la naturaleza misma de la aeronave y su desempeño en aire.

Prueba de rango máximo de telemetría

La prueba para la evaluación del rango máximo del enlace de monitoreo y control, fue llevada a cabo en la pista de aerodelismo del club Quito ubicada sector del Bosque protector Jerusalem ubicado cerca de Guayllabamba, con una misión autónoma a una altura de vuelo de 200 m hasta el primer kilómetro de distancia desde la estación de tierra, a partir de este último punto el UAV deberá ir ascendiendo gradualmente hasta los 250m de altura, además toda la misión fue establecida a una velocidad promedio de 16m/s. A continuación, en la Figura 3.17 puede observarse la trayectoria pre-programada en base a puntos de referencia (waypoints) que le fue asignada al UAV en donde el sistema seguidor de antena conectado a la estación en tierra corresponde al punto de partida de la misión.

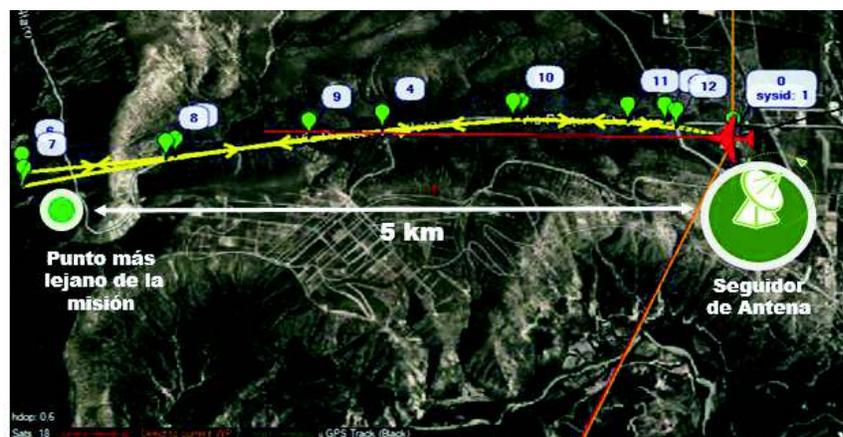


Figura 3.17. Misión autónoma pre-programada para verificación del rango máximo del enlace de monitoreo y control.

La trayectoria fue establecida para que el UAV alcance una distancia de aproximadamente 5km desde la estación de monitoreo en tierra en un recorrido de ida y vuelta, es decir la aeronave recorrerá un total de 10 km durante toda la misión.

El desempeño de la aeronave durante la misión autónoma es monitoreado en base al software Mission Planner, en él es posible verificar que el vehículo aéreo cumpla con la trayectoria y que mantenga principalmente una altura y velocidad estables acordes a las pre-programadas. Estos parámetros son útiles para el operador pues sirven para verificar que en efecto la aeronave se encuentre en vuelo y se mantenga a una velocidad adecuada. Además, para los propósitos de esta prueba, se muestra el porcentaje de calidad de señal, el que servirá como indicador para validar el enlace de comunicación.

En la Figura 3.18 se observa como el vehículo ya se encuentra en vuelo manteniendo una velocidad de 17 m/s, una altura de 211m sobre el punto de despegue, además se muestra el parámetro “DistToHome” el cual corresponde a la distancia que existe entre el UAV y la estación de tierra. Dicho parámetro servirá para verificar el rango alcanzado por el enlace, en este caso la distancia alcanzada es de 1704.95 m de distancia respecto de la estación en tierra con un porcentaje de calidad de señal del 94 %.

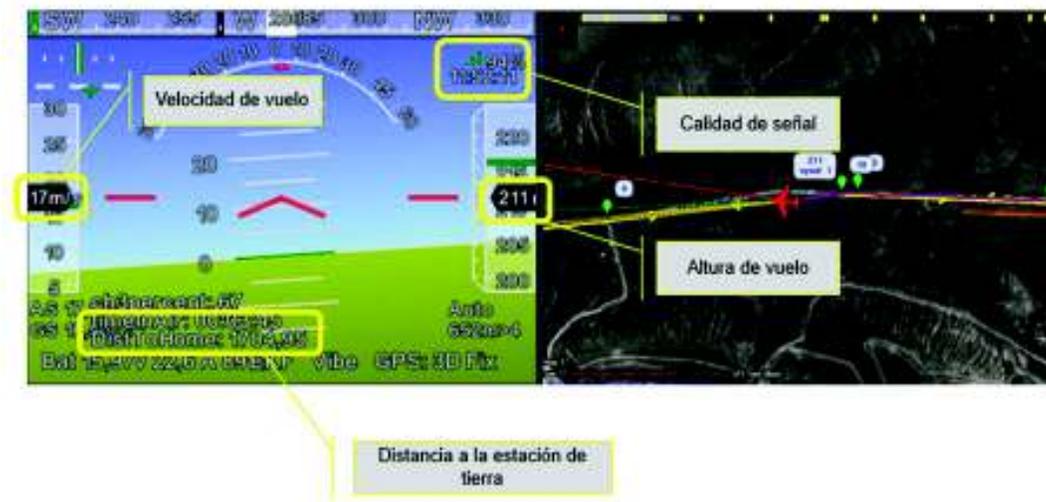


Figura 3.18. Software Mission Planner durante la prueba de alcance máximo del enlace de monitoreo y control

Continuando con la prueba, en la Figura 3.19 se puede observar como la aeronave se encuentra llegando al punto más alejado establecido por la misión pre-programada, la altura ha llegado a los 250 m previamente establecidos y la velocidad se encuentra en el valor de 17 m/s y la calidad de la señal es del 93%. Esta prueba verifica que en efecto el enlace de monitoreo y control ha alcanzado un rango de 4615.58 m respecto a la estación de tierra, validando así el alcance propuesto para este enlace que fue de al menos 4 km.

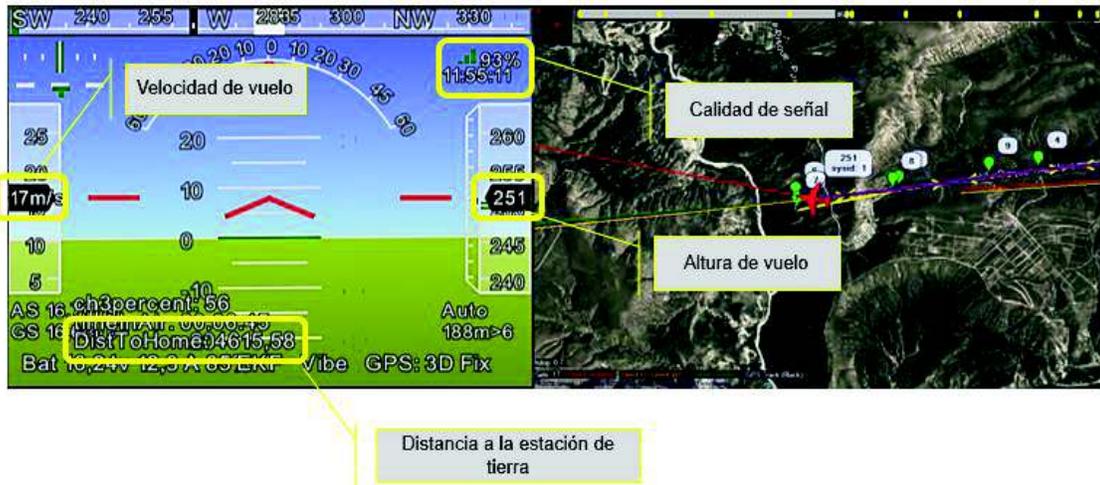


Figura 3.19. Software Mission Planner durante el punto más lejano de la prueba de alcance máximo del enlace de monitoreo y control

Prueba de rango máximo de transmisión de video

Continuando con las pruebas correspondientes al rango de los enlaces de comunicaciones se procedió con la verificación del rango máximo del enlace de video en vuelo, dichas pruebas fueron realizadas con una misión autónoma del drone tipo VTOL a una altura de 180 m con respecto al punto de despegue y una velocidad de 15m/s, este vuelo autónomo constituía una trayectoria recta de 3km desde la estación de tierra similar a la que se utilizó para la prueba del enlace de monitoreo y control pero esta vez solo a una distancia de 3 km, la cual corresponde al rango que se desea validar para el presente proyecto. La prueba fue llevada a cabo en el mismo sitio en donde fueron realizadas las pruebas del rango máximo del enlace de monitoreo y control.

Para la visualización de video se hace uso del software Mission Planner, el cual brinda la ventaja de superponer los datos transmitidos por el UAV sobre el video receptado en la estación de tierra. La Figura 3.20 muestra una captura de este software operando sobre la prueba de video descrita. Además se señala, igual que en las pruebas anteriores, los valores de velocidad, altura de vuelo de la aeronave y la distancia del UAV con respecto a la estación de tierra. Dichas variables indican que en efecto el vehículo aéreo se encuentra en vuelo y que mantiene una altura y velocidad estables acordes a las pre-programadas en el autopiloto durante el transcurso de la prueba.

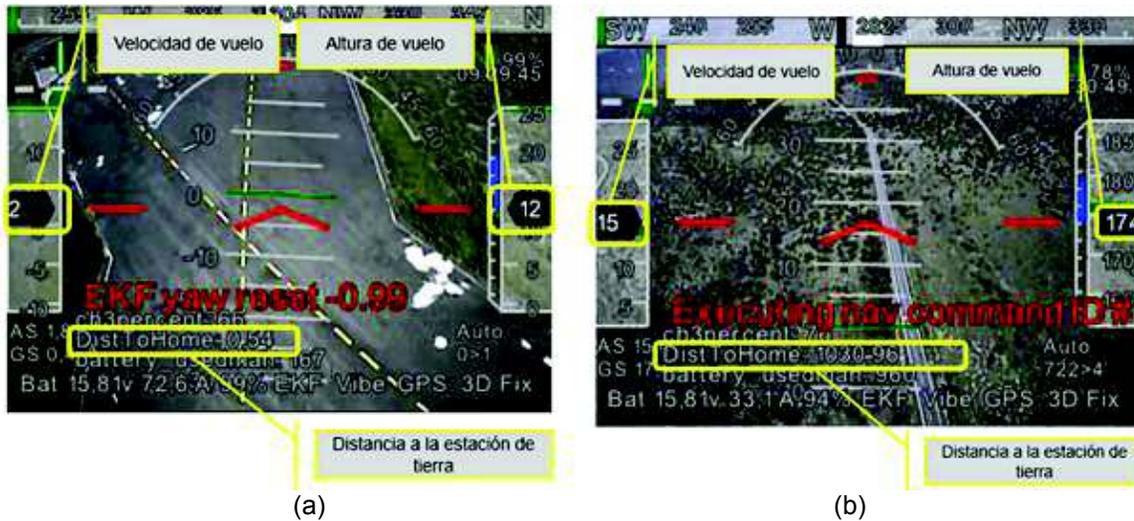


Figura 3.20. Prueba de transmisión de video

El fotograma (a) de la Figura 3.20 corresponde a la transmisión de video del dron durante el despegue vertical del VTOL y se observa que la altura en ese instante fue de 12 metros respecto a la estación base. El fotograma (b) se obtuvo cuando el dron ya se encontraba en vuelo y se observa como la aeronave ha alcanzado una altura de 174 m con una velocidad de 15 m/s. Por su parte el parámetro “DistToHome” permite verificar que el dron se encontraba a una distancia de 1030.96 m hacia la estación de tierra. A continuación se presenta parte del video obtenido a una distancia de más de 3km.



Figura 3.21. Prueba de transmisión de video – verificación del rango de 3km

En la Figura 3.21 es posible apreciar como la altura y velocidad de vuelo prácticamente se han mantenido constantes y que la distancia hacia la estación en tierra es de 3043.12 metros, verificando de esta manera que el rango de video es de al menos 3km.

4. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

En esta sección se presentan las conclusiones obtenidas a partir de las pruebas y los resultados conseguidos. Posteriormente se indican algunas recomendaciones a tomar en cuenta para futuros trabajos.

4.1. Conclusiones

- Los sistemas de seguimiento de UAV tienen como propósito mejorar el enlace de comunicación entre una estación de monitoreo en tierra y el vehículo aéreo, de entre los métodos existentes para su implementación los sistemas de seguimiento rotatorios basados en GPS presentan un buen desempeño y precisión, además varios tipos de enlaces de comunicación pueden ser establecidos utilizando un mismo sistema de seguimiento, por lo cual es el más adecuado para las necesidades de la presente aplicación.
- Los vehículos aéreos no tripulados precisan de sistemas de comunicaciones robustos y estables, los cuales son comúnmente establecidos en base a señales de radiofrecuencia, a través de éstas y de una adecuada asignación de las bandas de frecuencia disponibles es posible establecer los distintos enlaces de comunicación que requiere el sistema.
- Los vehículos aéreos no tripulados con los que cuenta la empresa patrocinadora poseían un sistema de comunicaciones limitado, su configuración era en general básica pues operaba con antenas omnidireccionales tanto en la estación de tierra como en el UAV, además sus equipos transceptores presentaban baja confiabilidad, es por ello que el enlace de monitoreo y control poseía un rango limitado que eventualmente permitía llegar máximo hasta 2km de distancia. Adicionalmente, los drones de la empresa no incluían un enlace de video lo cual no permitía a la empresa expandir su mercado hacia la prestación de servicios que requieren este tipo de enlace.
- A través del análisis y estudio de los sistemas de comunicaciones se determinó que el enlace de monitoreo y control se continuaría operando a 915 MHz y que el enlace de video se establecería en base a la frecuencia central de 5.8 GHz, partiendo de esto, los equipos escogidos fueron validados en primera instancia a través de un análisis teórico el cual considera tanto las especificaciones técnicas de los equipos como las posibles pérdidas a causa de la propagación de las señales a través del aire, este análisis permitió verificar que los rangos de 4km en

el caso del enlace monitoreo y control, y de 3km para el enlace de video se puedan cumplir.

- Dada la distancia de separación existente entre las frecuencias escogidas dentro del espectro (915 MHz y 5.8 GHz), fue posible establecer ambos enlaces usando un mismo sistema de seguimiento, es decir las frecuencias escogidas se encuentran lo suficientemente separadas para que no se interfieran entre sí.
- El sistema de seguimiento implementado permitió la inclusión de antenas direccionales tanto para el enlace de monitoreo y control como para el enlace de video, esto permitió conseguir los alcances de rango planteados y dotar a la empresa patrocinadora de un sistema de fácil uso que mejora la confiabilidad y seguridad de sus operaciones.
- El tiempo de autonomía de la aeronave con el nuevo sistema de comunicaciones, se ha visto reducido en apenas 5.9 minutos que representa el 9.5% del tiempo de vuelo que solía tener el dron cuando poseía únicamente el enlace de monitoreo y control. Esto se debe a que ahora el UAV posee dos enlaces de comunicación, el de telemetría destinado al monitoreo y control, y el nuevo enlace para la transmisión de video.
- Una adecuada elección del tiempo de muestreo es clave en el diseño de controladores en tiempo discreto, por ello una pauta para su elección es que debe ser similar al tiempo de actualización de los datos recibidos de los sensores. Esto debido a que un tiempo de muestreo mayor implicaría la pérdida de algunos datos, mientras que un tiempo menor sería innecesario ya que el control se ejecutaría a pesar de no existir un cambio de datos en la realimentación.
- Gracias al análisis realizado del firmware “Antenna Tracker” se pudo obtener un modelado más preciso de su esquema de control, tanto así que los controladores diseñados tienen, en la práctica, un comportamiento bastante similar al obtenido en simulaciones.
- La precisión del sistema de seguimiento implementado depende de la precisión del GPS y del error en estado estacionario de los controladores diseñados. De este último se obtuvo en la etapa de resultados, que durante todas las pruebas realizadas su promedio no sobrepasa los 0.72° con una dispersión de apenas 0.79° , para los controladores yaw y pitch. Esto indica un correcto desempeño de los controladores. Por otro lado, la precisión del receptor GPS está dada por el

número de satélites captados por dicho receptor, en base a estas dos consideraciones, se establece que en general su apuntamiento es muy certero.

- De las pruebas realizadas en vuelo se establece que, efectivamente tal como se estimó en la etapa de diseño de los controladores, la respuesta del sistema de seguimiento presenta un comportamiento de primer orden tanto para el controlador yaw como para el controlador pitch. Esto se observa al oprimir el botón de seguridad que permite el envío de las señales PWM a los servomotores, entonces el sistema gira hasta llegar a la referencia sin presentar sobreimpulsos.

4.2. Recomendaciones

- Una forma de optimizar recursos sería cambiar el servomotor Pan, el cual se encuentra sobredimensionado, por otro servomotor de menor torque que permita cubrir el rango de rotación (360°), o en su defecto buscar la manera de controlar con el Pixhawk un servomotor digital, en el cual es más común encontrar este rango de rotación en comparación a los servomotores analógicos utilizados en este proyecto.
- Tanto las antenas como la brújula interna del Pixhawk se encuentran alineadas y por ende la orientación de las antenas estará dada por la medición de dicha brújula. Esta medición puede fallar cuando la brújula se encuentre cerca de dispositivos que emitan un campo magnético, por ello es recomendable que el Pixhawk se encuentre aislado o ubicado lejos del resto de dispositivos electrónicos y del espectro de radiación de las antenas.
- El enlace de video implementado posee una cámara fija en el vehículo aéreo, no obstante ciertas aplicaciones pueden requerir de un sistema estabilizador por lo que sería aconsejable incluirlo tomando en consideración los límites de carga y consumo del vehículo aéreo.
- Dada la precisión que se consiguió para el sistema de seguimiento automático sería posible utilizar antenas de mayor ganancia cuyo patrón de radiación sea más estrecho, lo cual incrementaría aún más el rango de comunicaciones disponible, claro está que se deberán tener en cuenta las consideraciones y modificaciones pertinentes en cuanto a la estructura y actuadores del sistema de seguimiento pues las antenas de mayor ganancia serán por lo general de mayores dimensiones y más pesadas.

- Es recomendable ubicar el sistema de seguimiento y las correspondientes antenas direccionales de comunicaciones lo más alto posible y separadas de cualquier tipo de superficie, esto debido a las propiedades de absorción y reflexión que pueden presentar cierto tipo de materiales, efectos que eventualmente podrían representar una disminución en la calidad del enlace.

5. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Kyler Olson, «The 3 Main Categories of Drones and Their Advantages & Disadvantages | Botlink», 2017. [En línea]. Disponible en: <https://www.botlink.com/blog/the-3-main-categories-of-drones-and-what-they-do>. [Accedido: 18-mar-2018].
- [2] S. G. Gupta, M. M. Ghonge, y D. P. M. Jawandhiya, «Review of Unmanned Aircraft System (UAS)», IJAR CET, vol. 2, n.o 4, p. 13, 2013.
- [3] Federal Aviation Administration, «Part 107 Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS)», 2016. [En línea]. Disponible en: https://www.faa.gov/files/helpcontent/courses/5095_lms_faast/menu/index.htm. [Accedido: 18-mar-2018].
- [4] Latitude Aerospace Solutions, «VTOL Latitudeas», 2017. [En línea]. Disponible en: <https://www.latitudeas.com/vtol>. [Accedido: 19-abr-2018].
- [5] Reg Austin, Unmanned Aircraft Systems, UAVs Design, Development and Deployment. Gran Bretaña: WILEY, 2010.
- [6] Sparton Navigation, «Inertial Sensor Systems», 2015. [En línea]. Disponible en: <https://www.spartonnavex.com/imu/>. [Accedido: 19-abr-2018].
- [7] Embention, «Diferencias entre la fotogrametría y el LIDAR con Drones», 2017. [En línea]. Disponible en: <https://www.embention.com/es/news/fotogrametria-y-lidar-con-drones/>. [Accedido: 25-mar-2018].
- [8] Juan Sotomayor, «Diseño y desarrollo del control visual de un UAV basado en la discriminación de la estructura línea de cultivo como guía para la navegación», Universidad Politécnica de Madrid, España, 2013.
- [9] Daniel Langhi, «Cámaras multiespectrales para mejorar la agricultura», Agrovoz, 2017. [En línea]. Disponible en: <http://agrovoz.lavoz.com.ar/espacio-publicidad/camaras-multiespectrales-para-mejorar-la-agricultura>. [Accedido: 25-mar-2018].
- [10] Bas Vergouw, Huub Nagel, Geert Bondt, y Bart Custers, «Drone Technology: Types, payloads, applications, frequency spectrum issues and future developments», 2016.
- [11] Zytel Automoción, «Aplicaciones derivadas del uso de drones», Zytel EV, 2018. .

- [12] Michael Osborne, «Mission Planner», 2016. [En línea]. Disponible en: <http://ardupilot.org/planner/>. [Accedido: 06-sep-2018].
- [13] Ardupilot, «Mission Planner ground control station», 2016. [En línea]. Disponible en: <http://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-ground-control-station.html#mission-planner-ground-control-station>. [Accedido: 30-abr-2018].
- [14] Agencia de Regulación y Control de las Telecomunicaciones, «Espectro Radioeléctrico», 2017. [En línea]. Disponible en: <http://www.arcotel.gob.ec/espectro-radioelectrico-2/>. [Accedido: 26-mar-2018].
- [15] DDC, «First Person View FPV», Drones De Carreras, 2014. [En línea]. Disponible en: <http://dronesdecarreras.com/fpv-y-eso-que-es-1era-parte/>. [Accedido: 26-mar-2018].
- [16] Ángel Cardama, Lluís Jofre, y Juan Rius, Antenas. Universidad Politécnica de Valencia, 2002.
- [17] Agencia de Regulación y Control de las Telecomunicaciones ARCONEL, «Plan Nacional de Frecuencias», 2017. [En línea]. Disponible en: http://www.arcotel.gob.ec/wp-content/uploads/2017/10/ANEXO-1_DOCUMENTO-PNF..pdf. [Accedido: 25-mar-2018].
- [18] Andrew Drozd, «Spectrum-secure communications for autonomous UAS/UAV platforms», presentado en Milcom Leveraging technology, Florida, 2015.
- [19] Dronethusiast, «Guia Del Sistema FPV Para Drones», 2016. [En línea]. Disponible en: <https://www.dronethusiast.com/mejor-sistema-fpv-gafas/>. [Accedido: 29-mar-2018].
- [20] Ing. Oscar Santa Cruz, «Transmisores de radio y amplificadores de potencia», Electrónica Aplicada, 2010. [En línea]. Disponible en: <http://www.profesores.frc.utn.edu.ar/electronica/ElectronicaAplicadaIII/>.
- [21] Pablo Vela, «Estudio y diseño de un radio enlace para transmisión de datos, e internet en frecuencia libre para la cooperativa indígena “Alfa y Omega” utilizando equipos Airmax y Ubiquiti», Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2015.
- [22] Juan José Murillo Fuentes, Fundamentos de radiación y radiocomunicación, 2da ed. España: Universidad de Sevilla, 2012.
- [23] Tomás Brancaletti, Gabriel Filippa, y Alicia Chevalier, «Transmisión de datos por RF terrestre». Universidad tecnológica Nacional, 2003.

- [24] Mario Rodríguez, «Diseño de un sistema de telecomunicaciones para el banco de Loja entre la casa matriz en Loja y su agencia en Cariamanga», Escuela Politécnica Nacional, 2003.
- [25] Sebastian Buettrich, «Cálculo de Radioenlace». Tricalcar, 2007.
- [26] W. Tomasi, G. Mata Hernández, y V. González Pozo, Sistemas de comunicaciones electrónicas. México: Pearson Educación, 2003.
- [27] S. R. Boroujeni, Z. Li, y S. Safavi-Naeini, «A smart beam-switching multi-antenna system for UAV», en 2017 IEEE International Symposium on Antennas and Propagation USNC/URSI National Radio Science Meeting, 2017, pp. 1389-1390.
- [28] J. Yan, Y. Wan, J. Xie, S. Fu, y S. Li, «RSSI-based heading control for robust long-range aerial networking using directional antennas», en 2017 American Control Conference (ACC), 2017, pp. 5532-5537.
- [29] Cuadra Alberto y Whitlock Craig, «How drones are controlled», Washington Post, 2014. [En línea]. Disponible en: <http://www.washingtonpost.com/wp-srv/special/national/drone-crashes/how-drones-work/>. [Accedido: 14-abr-2018].
- [30] Rampart Defense Solutions LLC, «WTW-LSC Antenna Tracker», 2017. [En línea]. Disponible en: <https://www.rampartds.com/new-wtw-lsc-antenna/>. [Accedido: 14-abr-2018].
- [31] D. Stojcsics y L. Somlyai, «Improvement methods of short range and low bandwidth communication for small range UAVs», en IEEE 8th International Symposium on Intelligent Systems and Informatics, 2010, pp. 93-97.
- [32] Linux Foundation, «Dronecode», 2017. [En línea]. Disponible en: <https://www.dronecode.org/>. [Accedido: 29-mar-2018].
- [33] Pixhawk, «Pixhawk Flight Controller», 2016. [En línea]. Disponible en: <https://pixhawk.org/>. [Accedido: 29-mar-2018].
- [34] ArduPilot, «Pixhawk Overview», 2016. [En línea]. Disponible en: <http://ardupilot.org/copter/docs/common-pixhawk-overview.html>. [Accedido: 29-mar-2018].
- [35] ArduPilot, «Antenna Tracker source code», 2018. [En línea]. Disponible en: <https://github.com/ArduPilot/ardupilot/tree/master/AntennaTracker>. [Accedido: 30-mar-2018].
- [36] Rojas Luis, «Controladores PID Comerciales», Universidad de Costa Rica, 2007.

- [37] B. A. Ogunnaike y W. H. Ray, Process dynamics, modeling, and control. New York: Oxford University Press, 1994.
- [38] C. A. Smith y A. B. Corripio, Principles and practice of automatic process control. New York: Wiley, 1985.
- [39] 3D Robotics, «3DR RADIO V2 Quick star guide». 2013.
- [40] L-com, «900 MHz Flat Patch Antenna HG908P-SM», 2008. [En línea]. Disponible en: <http://www.L-com.com/wireless-antenna-900-mhz-8-dbi-flat-patch-antenna-4ft-sma-male-connector>. [Accedido: 19-abr-2018].
- [41] J. Street y S. Park, «RFD900 Radio Modem Data Sheet», 2013. [En línea]. Disponible en: <http://files.rfdesign.com.au/Files/documents/RFD900%20DataSheet.pdf>.
- [42] Alex Greve, «5.8GHz Super Cannon V1 Helical», Video aerial systems, 2017. [En línea]. Disponible en: <http://videoaerialsystems.com/portfolio-view/16-turn-helical-v2-5-8ghz/>. [Accedido: 19-abr-2018].
- [43] Immersion RC, «ImmersionRC 600mW 5.8GHz audio/video transmitter-Instruction manual», 2014. [En línea]. Disponible en: <http://www.immersionrc.com/manuals/ImmersionRC%205.8GHz%20600mW%20Tx.pdf>.
- [44] Immersion RC, «Duo2400 – 2.4GHz A/V Diversity Receiver», 2018. [En línea]. Disponible en: <https://www.immersionrc.com/fpv-products/duo2400-2-4-ghz-av-rx/>. [Accedido: 19-abr-2018].
- [45] Thingiverse, «Digital Designs for Physical Objects», 2015. [En línea]. Disponible en: <https://www.thingiverse.com/>. [Accedido: 07-abr-2018].
- [46] AutoDesk, «Autodesk Inventor Professional 2015», 2017. [En línea]. Disponible en: <https://latinoamerica.autodesk.com/products/inventor/overview>. [Accedido: 07-abr-2018].
- [47] J. Torres, J. Coteló, J. Karl, y A. P. Gordon, «Mechanical Property Optimization of FDM PLA in Shear with Multiple Objectives», Journal of the Minerals, vol. 67, n.o 5, pp. 1183-1193, may 2015.
- [48] A. Erwin, M. K. O'Malley, D. Röss, y F. Sergi, «Kinesthetic Feedback During 2DOF Wrist Movements via a Novel MR-Compatible Robot», IEEE Transactions on Neural Systems and Rehabilitation Engineering, vol. 25, n.o 9, pp. 1489-1499, sep. 2017.

[49] L. Běhálek, P. Lenfeld, M. Seidl, J. Bobek, y A. Ausperger, «Friction Properties of Composites with Natural Fibres, Synthetic and Biodegradable Polymer Matrix», 4th International Conference NANOCON 2012, p. 6, 2012.

[50] Servocity, «HS-645MG Servo», 2017. [En línea]. Disponible en: <https://www.servocity.com/hs-645mg-servo>. [Accedido: 02-may-2018].

[51] Servocity, «HS-785HB Servo», 2017. [En línea]. Disponible en: <https://www.servocity.com/hs-785hb-servo>. [Accedido: 02-may-2018].

6. ANEXOS

En esta sección se presentan las hojas de datos de los equipos utilizados en este proyecto, así como también los planos y códigos utilizados.

ANEXO I. Equipos de comunicaciones

A continuación se presentan los equipos comerciales adquiridos para establecer los diferentes enlaces de comunicación.

I.1 Equipos del enlace de monitoreo y control

Son los transceptores y antenas utilizadas para establecer el enlace de telemetría.

Radio transceptor

Elemento de comunicación utilizado actualmente por LAS S.A tanto en la estación de tierra como en el UAV.



The image shows the cover of the '3DR RADIO V2 QUICK START GUIDE'. On the left is a photograph of the 3DR Radio V2 device, which is a black rectangular module with a long, thin antenna extending upwards. The 3DR logo is visible on the front of the device. To the right of the device is the title '3DR RADIO V2 QUICK START GUIDE' in blue text. At the top right of the page is the 3DR Robotics logo.

SPECIFICATIONS

Processing <ul style="list-style-type: none">100 mW maximum output power (adjustable)-117 dBm receive sensitivityBased on HopeRF's HM-TRP moduleRP-SMA connector2-way full-duplex communication through adaptive TDMUART interfaceTransparent serial linkMAVLink protocol framingFrequency Hopping Spread Spectrum (FHSS)Configurable duty cycleError correction corrects up to 25% of bit errorsOpen-source SIK firmwareConfigurable through Mission Planner & APM Planner	Features <ul style="list-style-type: none">Interchangeable air and ground modules915 or 433 MHzMicro-USB port6-position DF13 connector Dimensions <ul style="list-style-type: none">26.7 cm x 55.5 cm x 13.3 cm (without antenna) Power <ul style="list-style-type: none">Supply voltage: 3.7-6 VDC (from USB or DF13)Transmit current: 100 mA at 30 dBmReceive current: 25 mASerial interface: 3.3 V UART
------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

Antena direccional

Antena a ser montada en el sistema de seguimiento automático ubicado en la estación de monitoreo en tierra.

L
com
Global
Connectivity
www.L-com.com

HyperLink Wireless 900 MHz 8 dBi Flat Patch Antenna
Model: HG908P

Applications

- 900 MHz ISM band
- Wireless LAN systems
- GSM, RFID and SCADA
- Wireless video links
- 900 MHz cellular



Specifications

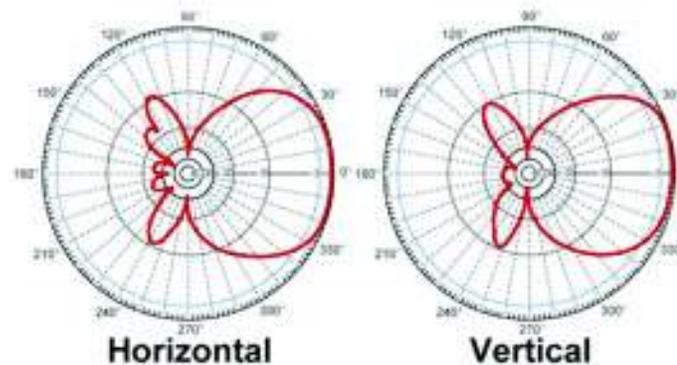
Electrical Specifications

Frequency	902-928 MHz
Gain	8 dBi
Horizontal Beam Width	75 Degrees
Vertical Beam Width	65 Degrees
Impedance	50 Ohm
VSWR	< 1.5:1 avg.

Mechanical Specifications

Weight	< 1 lbs. (0.45 kg)
Dimensions	8.5 x 8.5 x 1.2 in (215.9 x 215.9 x 30.4 mm)
Radome Material	UV-inhibited Polymer
Flame Rating	UL 94HB
Mounting	Four 1/4" Holes
Polarization	Horizontal or Vertical
Operating Temperature	-20°C to 60°C (-4°F to 140°F)
Wind Survival	>150 MPH
RoHS Compliant	Yes

RF Antenna Gain Patterns



Radio transceptor

Elemento de comunicación a ser montado tanto en la estación de tierra como en el UAV de la empresa patrocinadora.

RFD900 Radio Modem Data Sheet



2. Specifications

Performance	
Supported RF Data Rates	4, 8, 16, 19, 24, 32, 48, 64, 96, 128, 192 and 250
Indoor Range	500m - 1km
Line-Of-Sight Range	40km or more depending on antennas
Transmit Power	0 to 30dBm in 1dBm steps
Receiver Sensitivity	>121dBm at low data rates, >TBA at high data rates
Low Noise Amplifier	>20dB

Features	
Serial Data Interface	+3.3V nominal, 5V tolerant
Configuration Method	AT Commands, APM Planner, Customised Configuration Tool
Frequency Band	902MHz - 928MHz
Interference Immunity	FHSS (Frequency Hopping Spread Spectrum)
Serial Interface Data Rate	2400, 4800, 9600, 19200, 38400, 57600, 115200 baud
Antenna Options	Yagi, 1/2 Wave Dipole, 1/4 Wave Monopole Antenna
GPIO	6 pins (Digital, ADC, PWM capable)
Compliance Standards	FCC Part 15.247, AS/NZS 4268:2008

Networking and Security	
Addressing Options	Network ID: 0-499
Channels	Up to 50 Frequency Hopping Channels
Supported Network Topologies	Point to point, Multipoint ¹

¹ Only available in firmware version 2.x and later

Power Requirements	
Supply Voltage	+5V nominal (+4V min, +5.5V max)
Transmit Current	~1 A peak at max power
Receive Current	~60mA

I.2. Equipos del enlace de transmisión de video.

El enlace de video está conformado por un transmisor, un receptor y antenas direccionales.

Transmisor de video

Elemento del enlace de video a ser montado en el UAV.



Fig 1. Top side of ImmersionRC 600mW 5.8GHz audio/video transmitter.

- Top left > SMA female connector, connect your antenna here.
- Top right > 5-pin Molex SL, audio/video input, 5V output.
- Bottom right > 2-pin Molex SL, battery input, 6-25V DC.

www.immersionrc.com

info@immersionrc.com

ImmersionRC 600mW 5.8GHz audio/video transmitter Instruction manual

Specifications

RF Output (50 Ohm)	>	600mW/28dBm +/- 1dB
Video input (75 Ohm)	>	1Vpp typical
Audio input (10K Ohm)	>	1Vpp typical
Dimensions (LxWxH)	>	50x23x15mm
Weight (Grams)	>	18 grams
Supply Voltage	>	6-25V DC (2S-6S LiPo)
Power Consumption	>	3 Watt
Power output	>	5V, 300mA max.
RF output	>	SMA female
Battery input	>	2-pin Molex SL, 2.54mm
Audio/video input	>	5-pin Molex SL, 2.54mm
Frequencies	>	5740, 5760, 5780, 5800
	>	5820, 5840, 5860MHz

Receptor de video

Elemento de comunicación a ser montado en el sistema de seguimiento automático ubicado en la estación de tierra.

NexWave **RF** **5G8**
α

Duo 5800 V4 Diversity Receiver

Instruction manual - International edition

Rev 1.1 - 22 Nov 2014



Technical Specifications

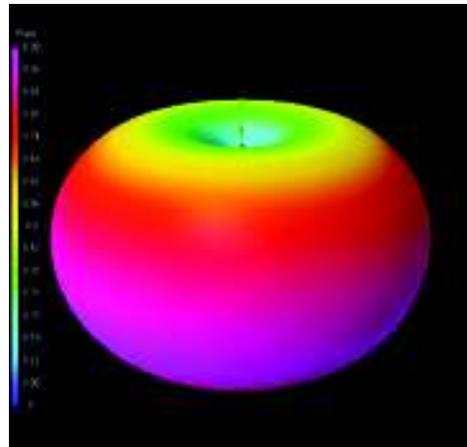
- FM Audio/Video Modulation
- -90dB typical sensitivity
- 50 ohm antenna impedance
- 1Vpp Video output level
- 3V pp Audio output Level
- Twin female SMA antenna connectors
- Can be powered from 6-13V (< 9v, or 2s recommended)
- Small, light weight, durable, anodized aluminum casing
- Weight: 169-grams
- Size : 103 x 90 x 23mm

Antena transmisora de video

Antena a ser utilizada con el transmisor de video ubicado en el UAV.



5.8GHz ION ANTENNA (RHCP)



Specifications:

Gain: 2.5dbic

Axial Ratio: .88

Polarization: Right Hand Circular (RHCP)

Package includes: 1- Ion Antenna, 1- VAS Finger Wrench

Part Number: ION-5G8-R

Antena receptora de video

Antena a ser utilizada con el receptor de video ubicado en el UAV.



5.8GHz Super Cannon V1 (15.5dbic) Helical (RHCP)



Specifications:

Gain: 15.5dbic

Bandwidth: 5200-6200MHz

Beamwidth: 40 degrees

Polarization: Right Hand Circular (RHCP)

Package includes: 1- Helical Antenna, 1- VAS Finger wrench

Part number: HL-5800-16R-V1

ANEXO II. Equipos de control del sistema de seguimiento

El control del sistema de seguimiento incluye al propio controlador junto con los actuadores y sensores necesarios para la automatización del sistema, a continuación se enlistan las especificaciones técnicas de los elementos mencionados.

II.1 Controlador Pixhawk

Tarjeta controladora del sistema de seguimiento.



Sensors

- ST Micro L3GD20H 16 bit gyroscope
- ST Micro LSM303D 14 bit accelerometer / magnetometer
- Invensense MPU 6000 3-axis accelerometer/gyroscope
- MEAS MS5611 barometer

Processor

- 32bit STM32F427 Cortex M4 core with FPU
- 168 MHz
- 256 KB RAM
- 2 MB Flash
- 32 bit STM32F103 failsafe co-processor

Interfaces

- 5x UART (serial ports), one high-power capable, 2x with HW flow control
- 2x CAN (one with internal 3.3V transceiver, one on expansion connector)
- Spektrum DSM / DSM2 / DSM-X® Satellite compatible input
- Futaba S.BUS® compatible input and output
- PPM sum signal input
- RSSI (PWM or voltage) input
- I2C
- SPI
- 3.3 and 6.6V ADC inputs
- Internal microUSB port and external microUSB port extension

II.2 Actuadores

Los actuadores para este proyecto son dos servomotores analógicos que generan el movimiento horizontal y vertical del sistema de seguimiento automático

Servomotor Pan

Servomotor correspondiente al movimiento Pan del sistema de seguimiento.

HS-785HB Servo



Dimensions	2.32" x 1.14" x 1.96" (59 x 29 x 50mm)
Product Weight	3.88 oz. (110g)
Output Shaft Style	24 tooth (C1) spline
Voltage Range	4.8V - 6.0V
No-Load Speed (4.8V)	1.68sec/360°
No-Load Speed (6.0V)	1.4sec/360°
Stall Torque (4.8V)	152.75 oz./in. (11kg.cm)
Stall Torque (6.0V)	183 oz./in. (13.2kg.cm)
Max PWM Signal Range (Standard)	600-2400µsec
Travel per µs (out of box)	1.57°
Max Travel (out of box)	2826°
Pulse Amplitude	3-5V
Operating Temperature	-20°C to +60°C
Current Drain - idle (4.8V)	8mA/
Current Drain - idle (6.0V)	8.7m
Current Drain - no-load (4.8V)	230mA
Current Drain - no-load (6V)	285mA

Servomotor Tilt

Servomotor correspondiente al movimiento Tilt del sistema de seguimiento.

HS-645MG Servo



Dimensions	1.59" x 0.77" x 1.48" (40.6 x 19.8 x 37.8mm)
Product Weight	1.94oz. (55.2g)
Output Shaft Style	24 tooth (C1) spline
Voltage Range	4.8V - 6.0V
No-Load Speed (4.8V)	0.24sec/60°
No-Load Speed (6.0V)	0.20sec/60°
Stall Torque (4.8V)	106.93 oz./in. (7.7kg.cm)
Stall Torque (6.0V)	133.31 oz./in. (9.6kg.cm)
Max PWM Signal Range (Standard)	553-2520µsec
Travel per µs (out of box)	.100°/µsec
Max Travel (out of box)	197°
Pulse Amplitude	3-5V
Operating Temperature	-20°C to +60°C
Current Drain - idle (4.8V)	8.8mA
Current Drain - idle (6.0V)	9.1mA
Current Drain - no-load (4.8V)	350mA
Current Drain - no-load (6V)	450mA

II.3 Sensor GPS

Elemento a través del cual el sistema de seguimiento automático obtiene información de su propia localización.

GPS UBLOX NEO 6M



Parameter	Specification			
Receiver type	50 Channels GPS L1 frequency, C/A Code SBAS: WAAS, EGNOS, MSAS			
Time-To-First-Fix ¹		NEO-6G/7 ¹	NEO-6M ¹	NEO-6P
	Cold Start ¹	26 s	27 s	32 s
	Warm Start ¹	26 s	27 s	32 s
	Hot Start ¹	1 s	1 s	1 s
	Aided Starts ¹	1 s	<3 s	<3 s
Sensitivity ²		NEO-6G/7 ¹	NEO-6M ¹	NEO-6P
	Tracking & Navigation	-162 dBm	-161 dBm	-160 dBm
	Reacquisition ¹	-160 dBm	-160 dBm	-160 dBm
	Cold Start (without aiding)	-148 dBm	-147 dBm	-146 dBm
	Hot Start	-157 dBm	-156 dBm	-155 dBm
Maximum Navigation update rate		NEO-6G/7M ¹	NEO-6M ¹	
		5Hz	1 Hz	
Horizontal position accuracy ³	GPS	2.5 m		
	SBAS	2.0 m		
	SBAS + PPP ⁴	< 1 m (2D, R50) ⁵		
	SBAS + PPP ⁶	< 2 m (3D, R50) ⁷		
Configurable Timepulse frequency range		NEO-6G/7M/7V	NEO-6P	
		0.25 Hz to 1 kHz	0.25 Hz to 10 MHz	
Accuracy for Timepulse signal	RMS	30 ns		
	99%	<60 ns		
	Granularity	21 ns		
	Compensated ⁸	15 ns		
Velocity accuracy ⁹		0.1 m/s		
Heading accuracy ⁹		0.5 degrees		
Operational Limits	Dynamics	≤ 4 g		
	Altitude ¹⁰	50,000 m		
	Velocity ¹⁰	500 m/s		

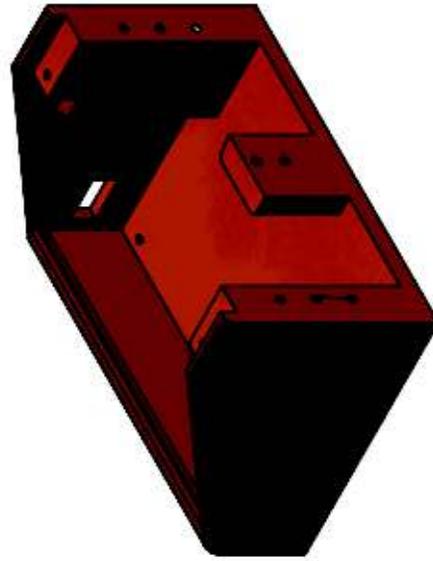
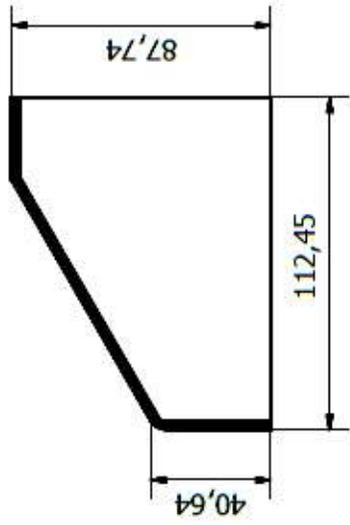
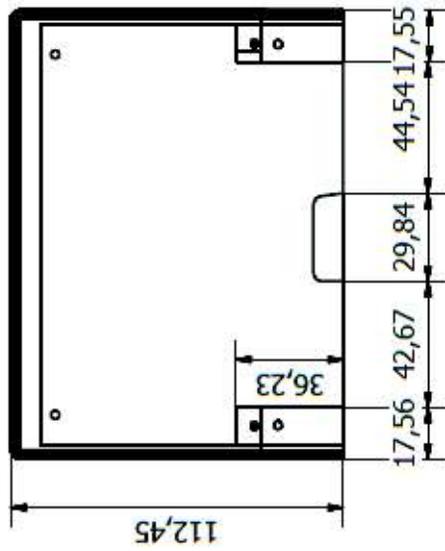
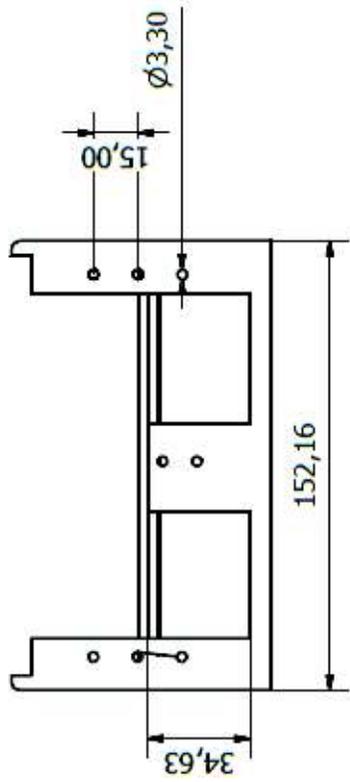
ANEXO III. Planos de la estructura mecánica del sistema de seguimiento.

La estructura del sistema de seguimiento está formada por piezas fabricadas en una impresora 3D, las cuales se detallan en la Tabla III.1 y posteriormente se presentan sus respectivos planos.

Tabla III.1. Piezas de la estructura del sistema de seguimiento

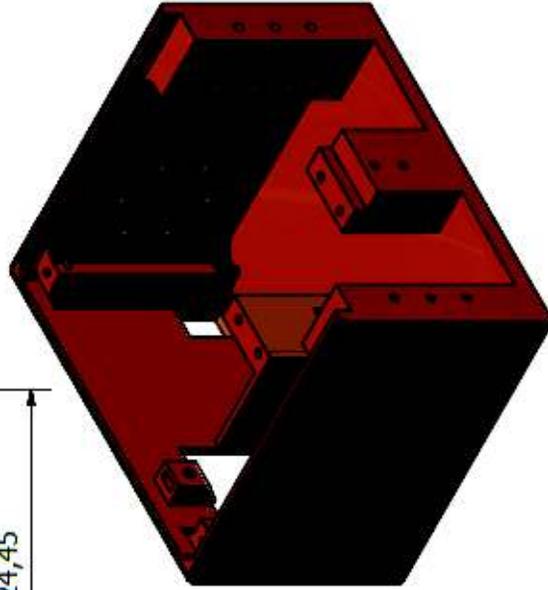
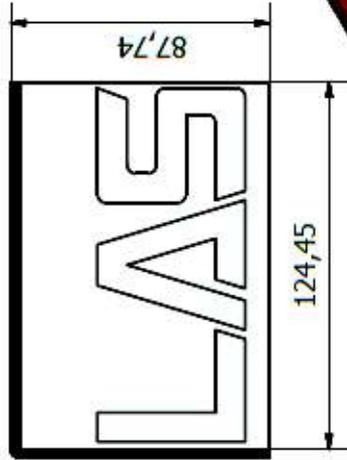
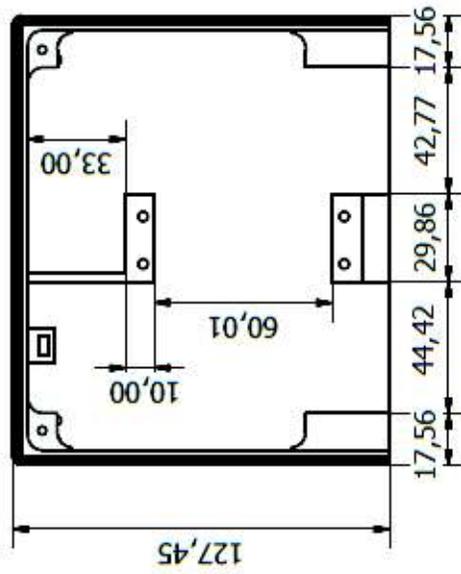
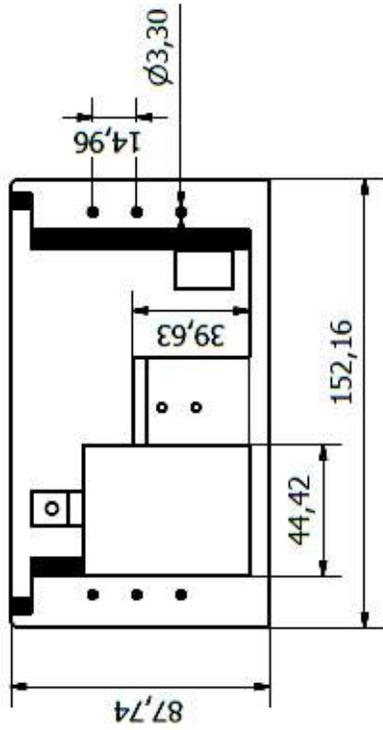
Estructura	N° pieza	Pieza	UND	Función
Parte fija	1	Base frontal	1	Compartimientos para los dispositivos de la base
	2	Base trasera	1	
	3	Tapa base frontal	1	Tapar la base frontal
	4	Tapa base trasera	1	Tapar la base trasera y sostener el anillo separador
	5	Tapa batería	1	Tapar el ingreso de la batería
	6	Anillo separador	1	Placa sobre la que rota la parte móvil
Parte móvil	7	Base rotatoria	1	Sostiene toda la parte móvil
	8	Base brazos	1	Sostiene los brazos
	9	Brazo derecho	1	Sostienen los pivotes
	10	Brazo izquierdo	1	
	11	Separador	3	Separan los brazos
	12	Pivote derecho	1	Sostienen la montura de las antenas
	13	Pivote izquierdo	1	
	14	Eje	1	Eje de rotación para pivotes
	15	Montura antenas	1	Sostiene las antenas
	16	Base Rx video	1	Base para receptor de video

PIEZA 1 (1:2)



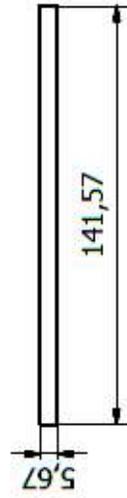
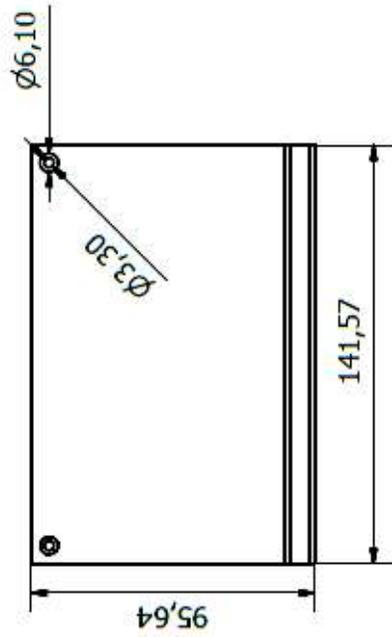
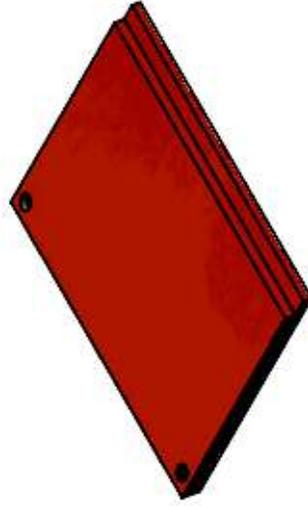
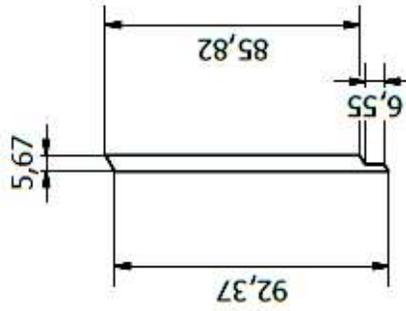
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluiza		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		base frontal.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 1 / 17

PIEZA 2 (1:2)



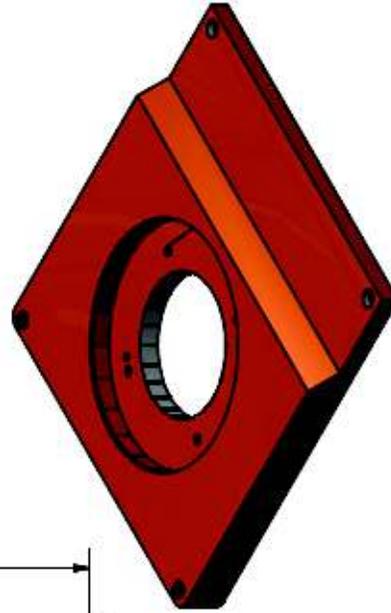
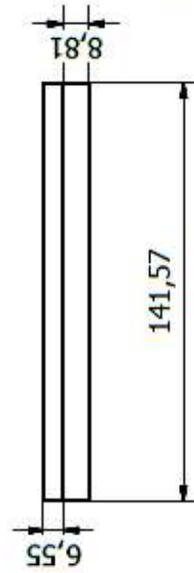
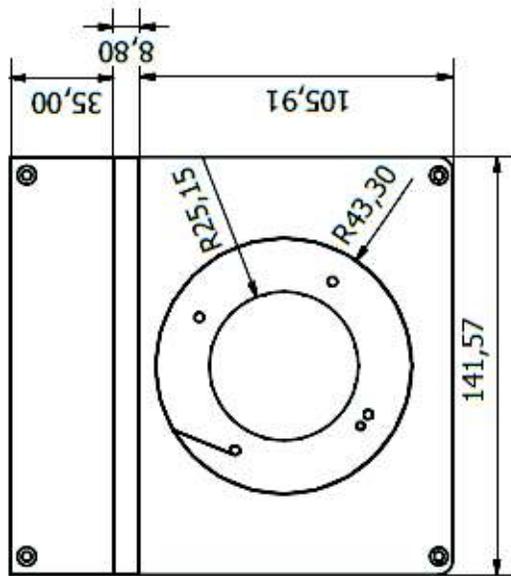
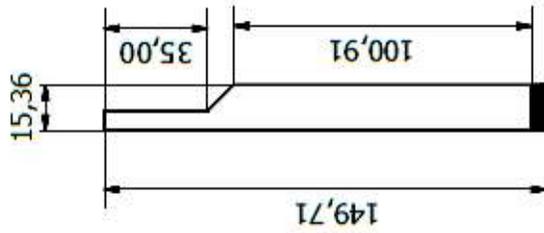
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluisa		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		base trasera.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 2 / 17

PIEZA 3 (1:2)



Diseador por: Santiago Cayo - Iván Changoluisa		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		tapa base frontal.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 3 / 17

PIEZA 4 (1:2)



Diseñador por:
Santiago Cayo - Iván Changoluiza

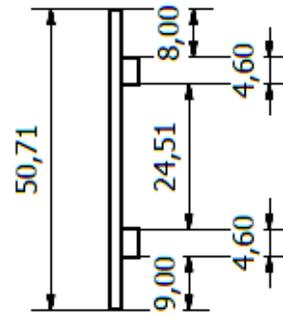
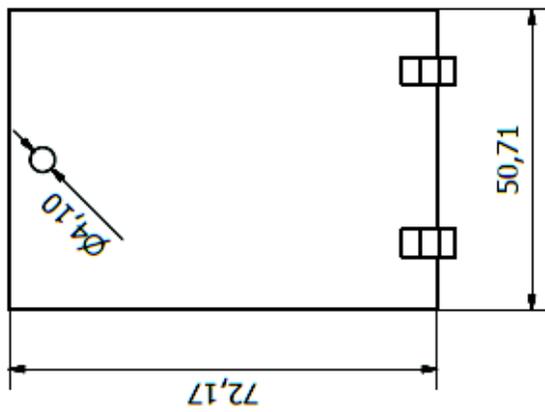
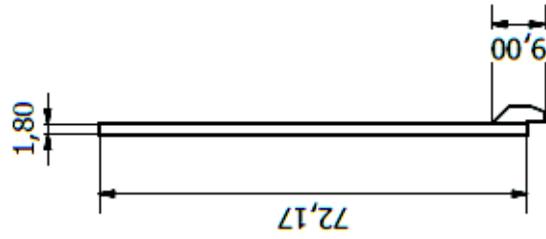
Fecha:
14/05/2018

Escuela Politécnica Nacional

tapa base trasera.ipt

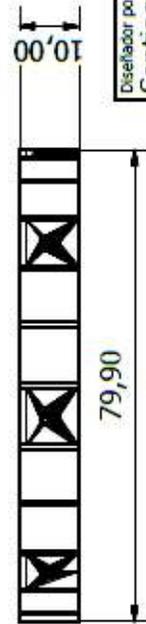
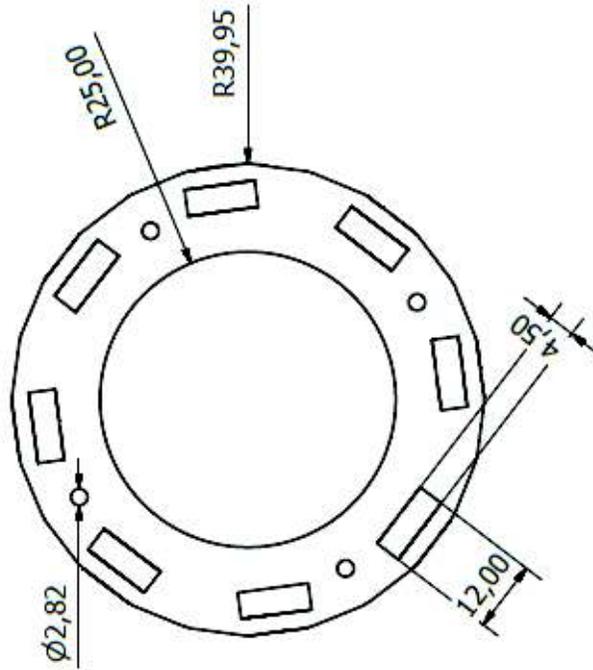
Sistema de seguimiento
Hoja:
4 / 17

PIEZA 5 (1 : 1)



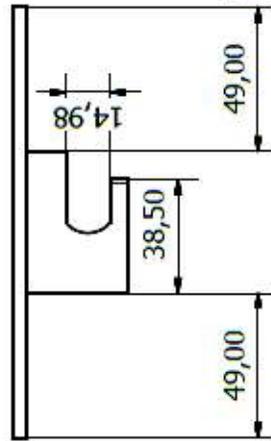
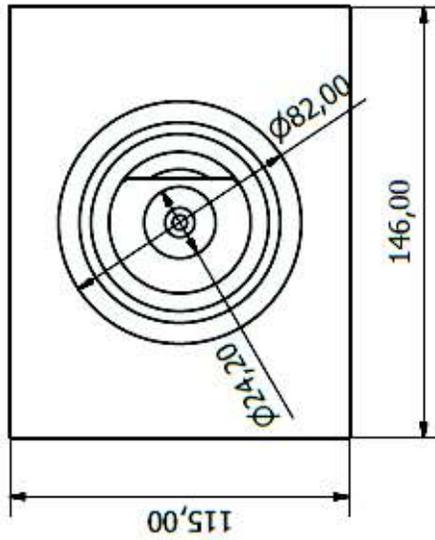
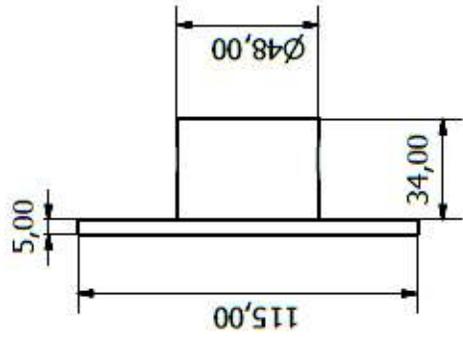
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluisa		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		Tapa batería.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 5 / 17

PIEZA 6 (1 : 1)



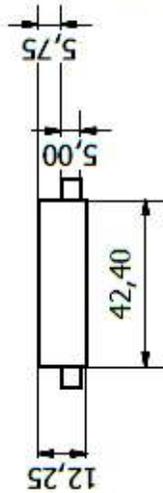
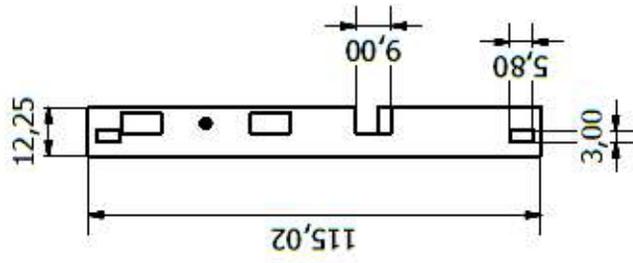
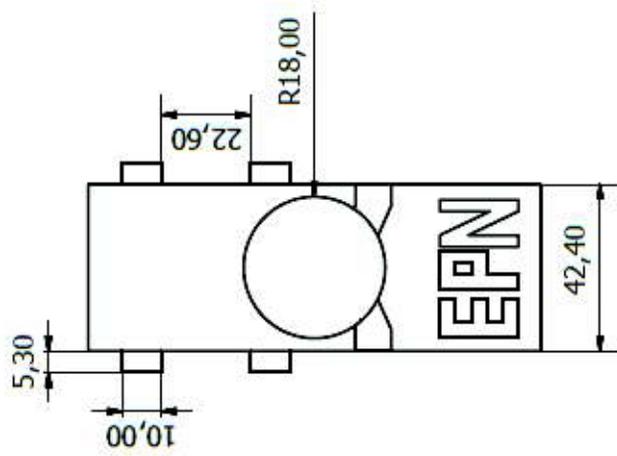
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluiza		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		anillo separador.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 6 / 17

PIEZA 7 (1:2)



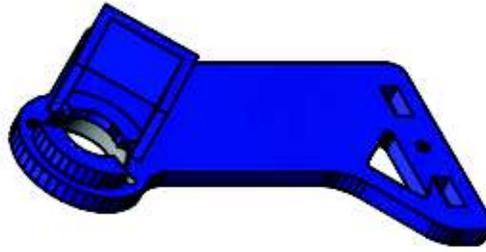
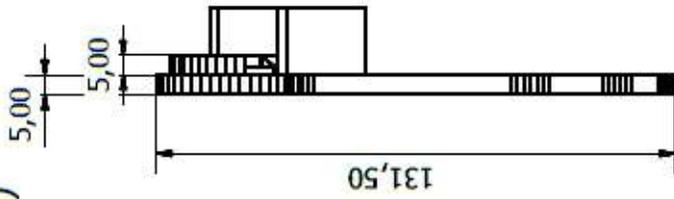
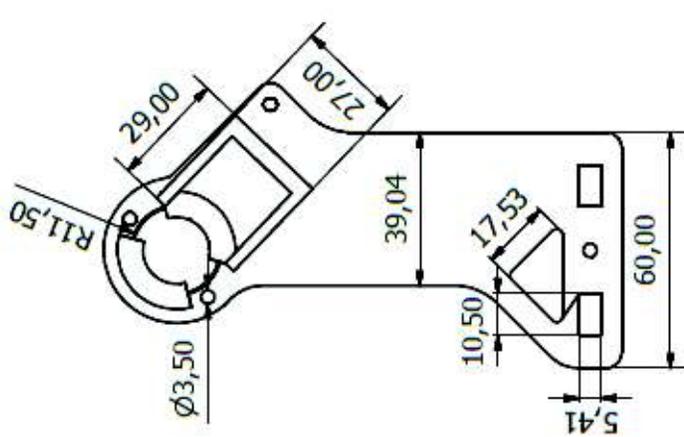
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluiza		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		base rotatoria.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 7 / 17

PIEZA 8 (1:1,5)



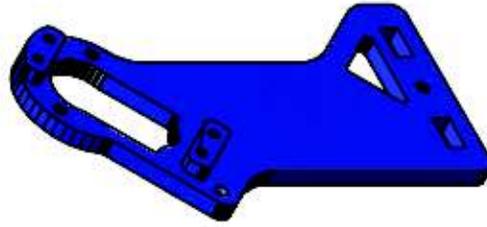
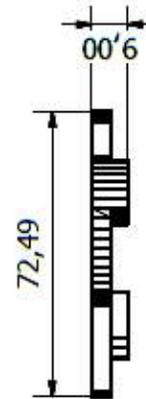
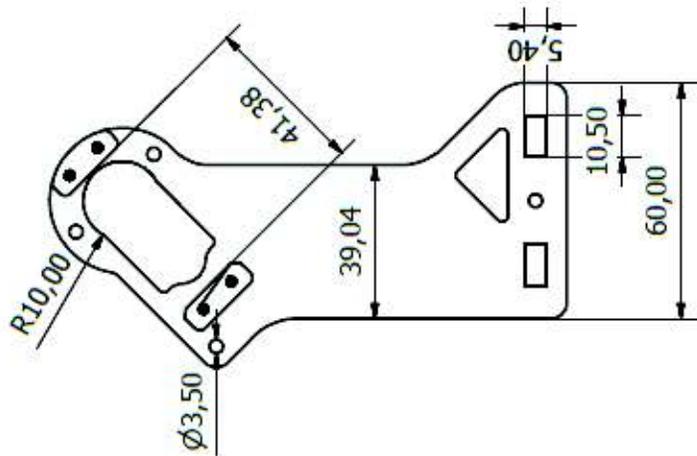
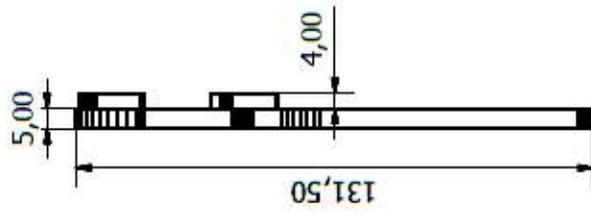
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluiza		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		base brazos.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 8 / 17

PIEZA 9 (1:1,5)



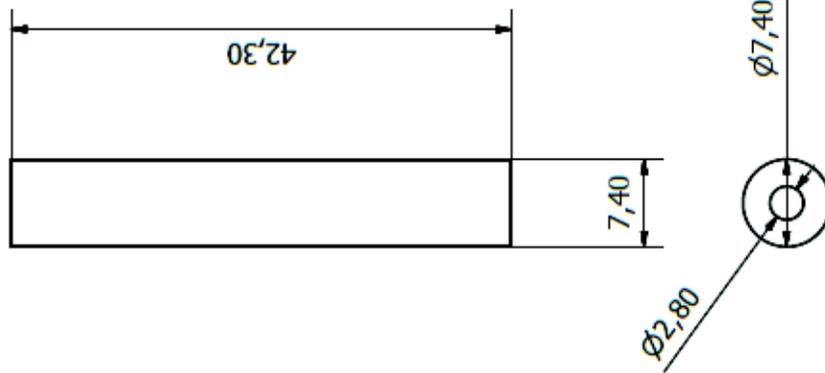
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluiza		Fecha: 14/05/2018	
Escuela Politécnica Nacional		brazo derecho.ipt	
Sistema de seguimiento		Hoja: 9 / 17	

PIEZA 10 (1:1,5)



Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluiza	Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional	
brazo izquierdo.ipt	
Sistema de seguimiento	Hoja: 10 / 17

PIEZA 11 (2 : 1)



Diseñador por:
Santiago Cayo - Iván Changoluiza

Fecha:
14/05/2018

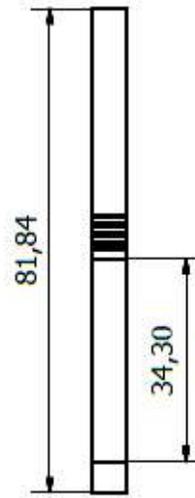
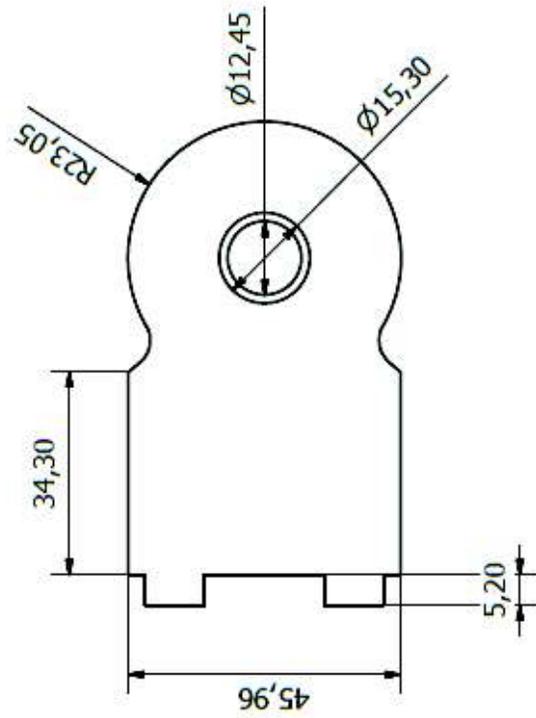
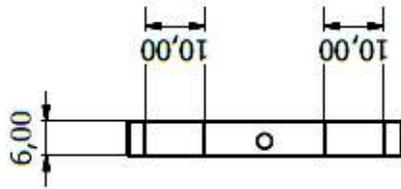
Escuela Politécnica Nacional

separador.ipt

Sistema de seguimiento

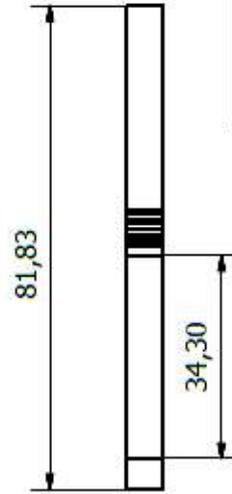
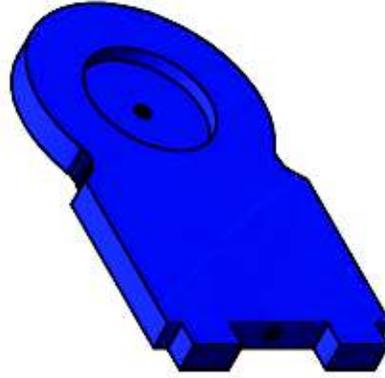
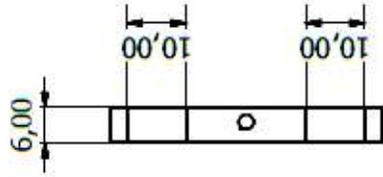
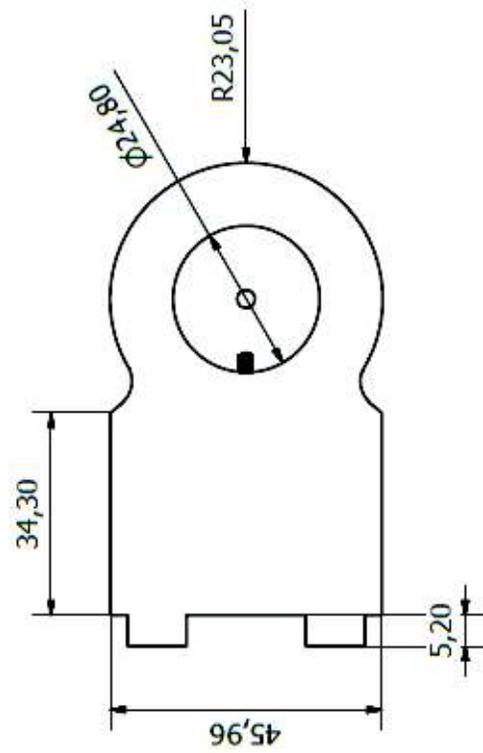
Hoja:
11 / 17

PIEZA 12 (1 : 1)



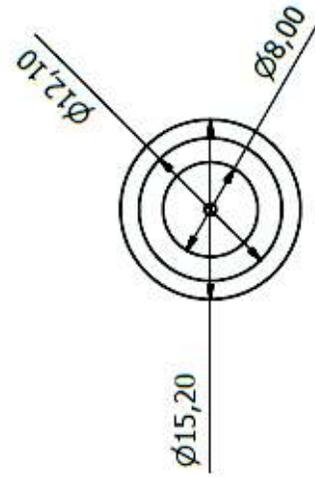
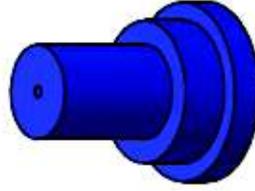
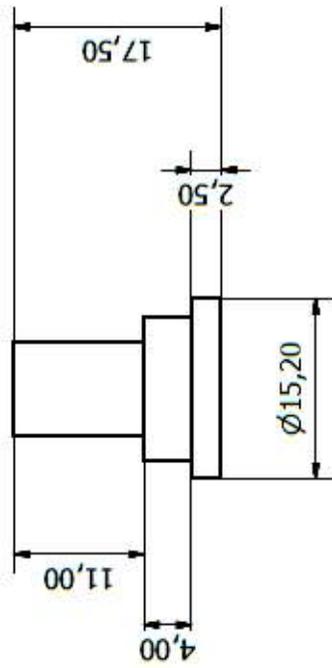
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluisa	Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional	
Sistema de seguimiento	pivote derecho.ipt
Hoja: 12 / 17	

PIEZA 13 (1 : 1)



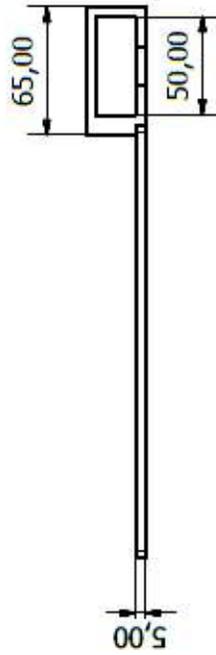
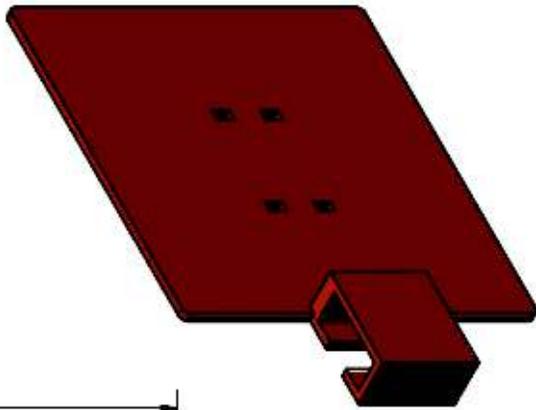
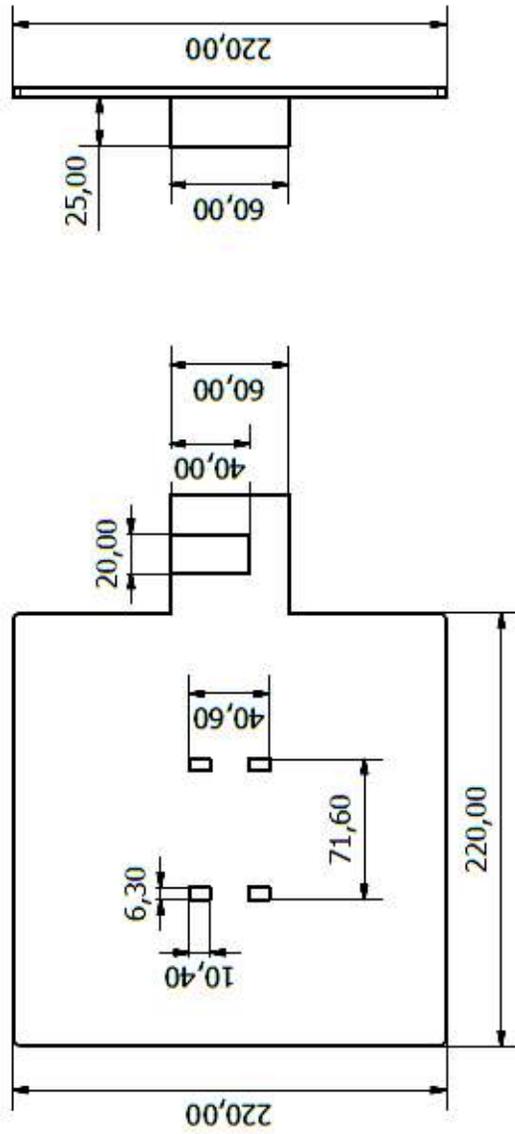
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluisa		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		pivote izquierdo.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 13 / 17

PIEZA 14 (2 : 1)



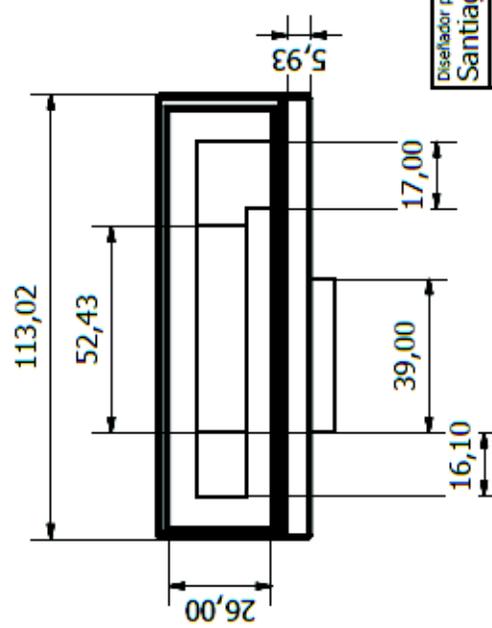
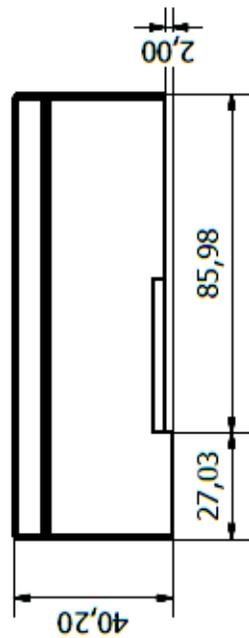
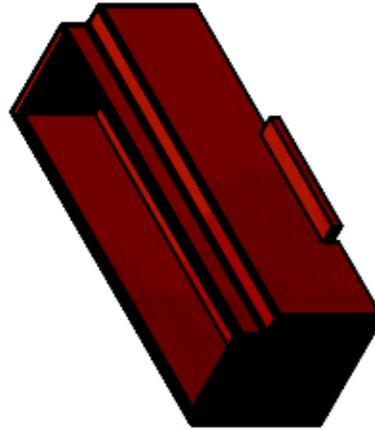
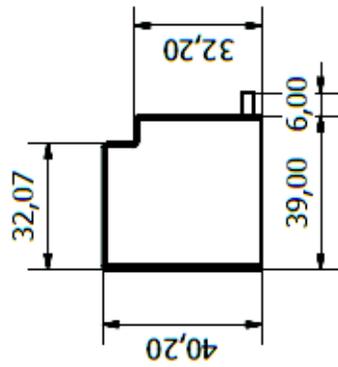
Disenador por: Santiago Cayo - Iván Changoluiza	Fecha: 14/05/2018	eje.ipt	
Escuela Politécnica Nacional		Sistema de seguimiento	
		Hoja: 14 / 17	

PIEZA 15 (1 : 3)



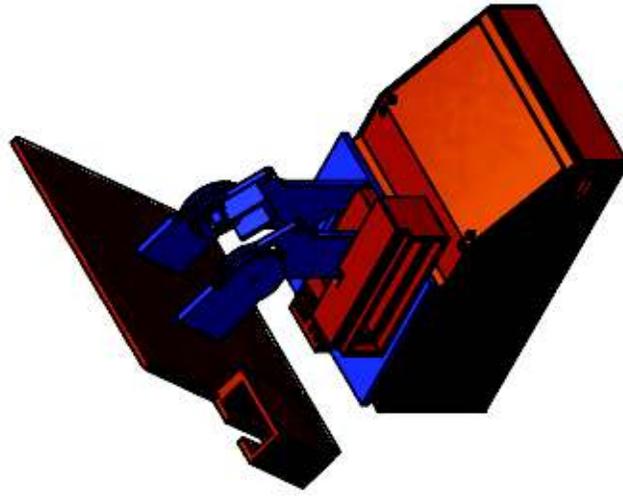
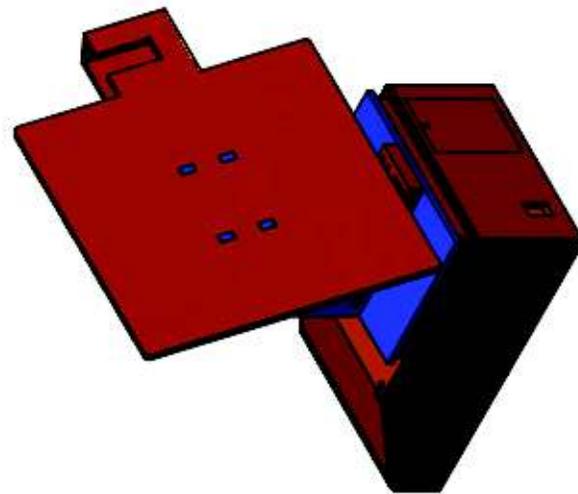
Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluisa		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		montura antenas.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 15 / 17

PIEZA 16 (1 : 1,5)



Diseñador por: Santiago Cayo - Iván Changoluiza		Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional		base Rx video.ipt
Sistema de seguimiento		Hoja: 16 / 17

ESTRUCTURA ENSAMBLADA (1 : 4)



Disenador por: Santiago Cayo - Iván Changoluiza	Fecha: 14/05/2018
Escuela Politécnica Nacional	
estructura total.iam	
Sistema de seguimiento	Hoja: 17 / 17

ANEXO IV. Análisis de la librería AC_PID.cpp

Esta librería tiene como entrada el error respecto al sistema BF calculado en la librería Control_auto.cpp, el cual pasa a través de un filtro denominado en el código como *get_filt_alpha*. La Figura IV.1 muestra la parte del código donde se puede observar como calcula la constante RC del filtro a partir de la frecuencia de corte (20 Hz), lo cual indica que se trata de un filtro pasa bajos.

```
#define AC_PID_FILT_HZ_DEFAULT 20.0f // default input filter frequency
// @Param: Filt
// @DisplayName: PID Input Filter Frequency in Hz
// @Description: Input filter frequency in Hz
// @Units: Hz
AP_GroupParam("FILT", 0, AC_PID, _filt_hz, AC_PID_FILT_HZ_DEFAULT);

// Calc_filt_alpha - recalculates the input filter slope
float AC_PID::get_filt_alpha() const
{
    // calculate alpha
    float rc = 1/(M_2PI*_filt_hz);
    return _dt / (1*_dt + rc);
}
```

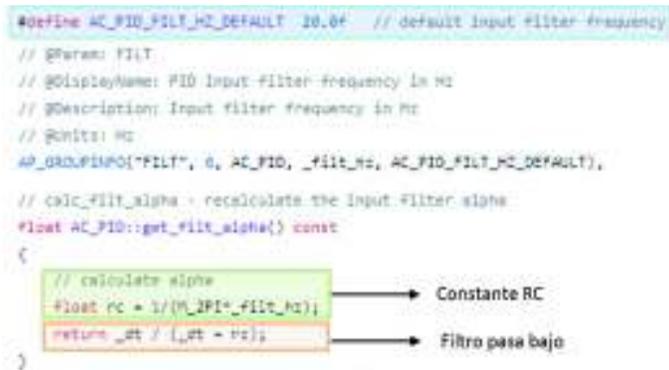


Figura IV.1. Código del filtro

A continuación, en base a la función de un filtro pasa bajos (Ecuación IV.1) se hallará su función de transferencia en tiempo discreto dado por la Ecuación IV.2. Para discretizar cualquier función, se utilizará el método de aproximación hacia atrás o backward.

$$Filtro(s) = \frac{1}{1 + RC s}$$

Ecuación IV.1. Filtro pasa bajos

$$Filtro(z) = \frac{Tm z}{z(Tm + RC) - RC}$$

Ecuación IV.2. Filtro pasa bajos discreto

Este filtro es usado por otra función, la cual envía la señal de error filtrada a la entrada del controlador PID denominada en el código como *_input*. Además es la encargada de calcular la derivada de dicho error. La Figura IV.2 muestra el equivalente en diagrama de bloques de esta función.

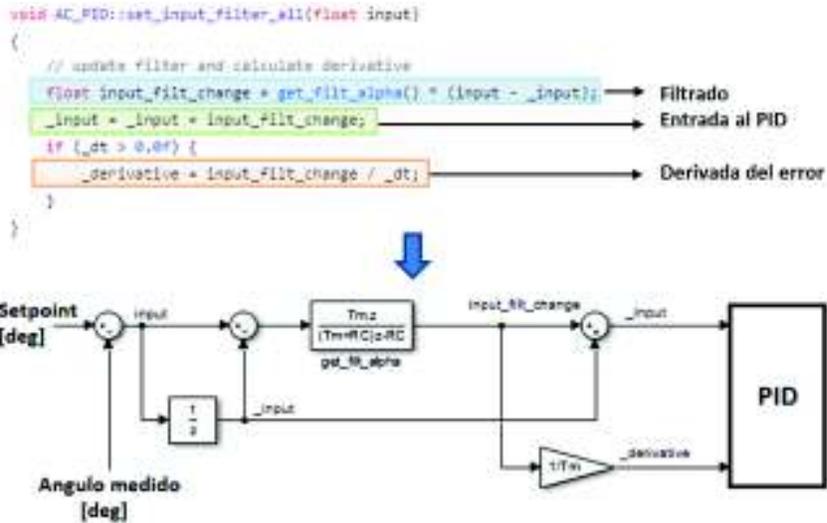


Figura IV.2. Diagrama de bloques del filtrado y derivada del error

A este diagrama se lo puede reducir, a fin de obtener un esquema más compacto y fácil de entender. Del diagrama se obtienen la Ecuación IV.3 y la Ecuación IV.4 de la siguiente manera.

$$input_filt_change = get_filt_alpha \cdot (input - _input)$$

Dado que: $_input = input \cdot \frac{1}{z}$; se tiene:

$$input_filt_change = get_filt_alpha \cdot input \left(1 - \frac{1}{z}\right)$$

Ecuación IV.3. Señal $input_filt_change$

Además, la entrada al controlador PID está dada por

$$_input = input_filt_change + input \cdot \frac{1}{z}$$

Ecuación IV.4. Señal original $_input$

Reemplazando la Ecuación IV.3 en la Ecuación IV.4, se tiene la Ecuación IV.5

$$_input = input \left(1 - \frac{1}{z}\right) \cdot get_filt_alpha + input \cdot \frac{1}{z}$$

Ecuación IV.5. Señal equivalente $_input$

En la Ecuación IV.5 se tiene dos variables $input$ que podrían reducirse si tuviesen el filtro get_filt_alpha como factor común. Por ello, considerando que la constante de tiempo del filtro pasa bajos es muy pequeña y no influye de gran manera sobre el comportamiento

del sistema, se puede realizar un artificio multiplicando la señal *input* por el filtro, tal como se muestra a continuación.

$$_input = input \left(1 - \frac{1}{z}\right) \cdot get_filt_alpha + input \cdot \frac{1}{z} \cdot get_filt_alpha$$

$$_input \approx input \left(1 - \frac{1}{z} + \frac{1}{z}\right) \cdot get_filt_alpha$$

$$_input \approx input \cdot get_filt_alpha$$

Ecuación IV.6. Aproximación de la señal *_input*

Para el caso de la derivada, su equivalencia según el código es la siguiente:

$$_derivative = \frac{1}{T_m} \cdot input_filt_change$$

En la cual reemplazando la Ecuación IV.3 y considerando la aproximación de la Ecuación IV.6, se obtiene su equivalente en tiempo discreto dado por la Ecuación IV.7.

$$_derivative = \frac{1}{T_m} \cdot input \cdot get_filt_alpha \cdot \left(1 - \frac{1}{z}\right)$$

$$_derivative = \frac{1}{T_m} \cdot _input \cdot \left(\frac{z-1}{z}\right)$$

Ecuación IV.7. Aproximación de la señal *_derivative*

Una vez realizadas estas aproximaciones, el diagrama de bloques de la Figura IV.2 puede expresarse de una manera más simple considerando la Ecuación IV.6. y la Ecuación IV.7. La Figura IV.3 muestra el diagrama de bloques simplificado.

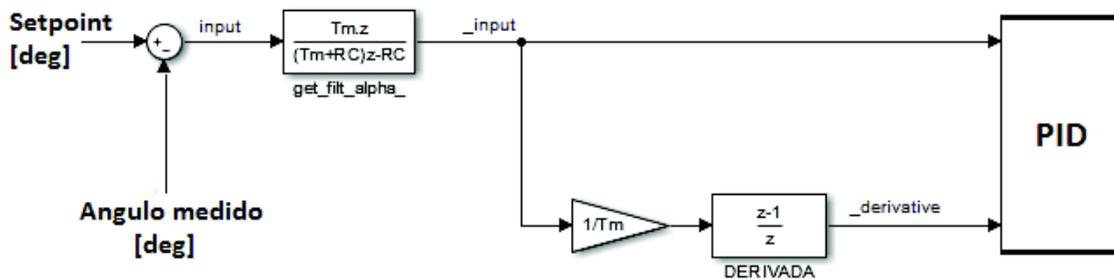


Figura IV.3. Diagrama de bloques del filtrado y derivada del error simplificado

A continuación, se analiza la función *get_pid()*, la cual da forma a la estructura del controlador PID. En ella se calcula la acción proporcional, integral y derivativa a partir de

las constantes K_p , K_i y K_d cuyos valores se obtienen del controlador diseñado en el Capítulo 2, y son ingresados a través del software de configuración Mission Planner.

A partir de la Ecuación 1.13 y la Tabla 1.7 presentadas en el Capítulo 1, se puede expresar el controlador PID de la función `get_pid()` como un diagrama de bloques, tal como se muestra en la Figura IV.4.

$$G_c(k) = K_p e(k) + K_i T_m \sum_{i=1}^k e(k) + K_d \frac{[e(k) - e(k-1)]}{T_m}$$

Ecuación 1.13. Controlador PID en diferencias

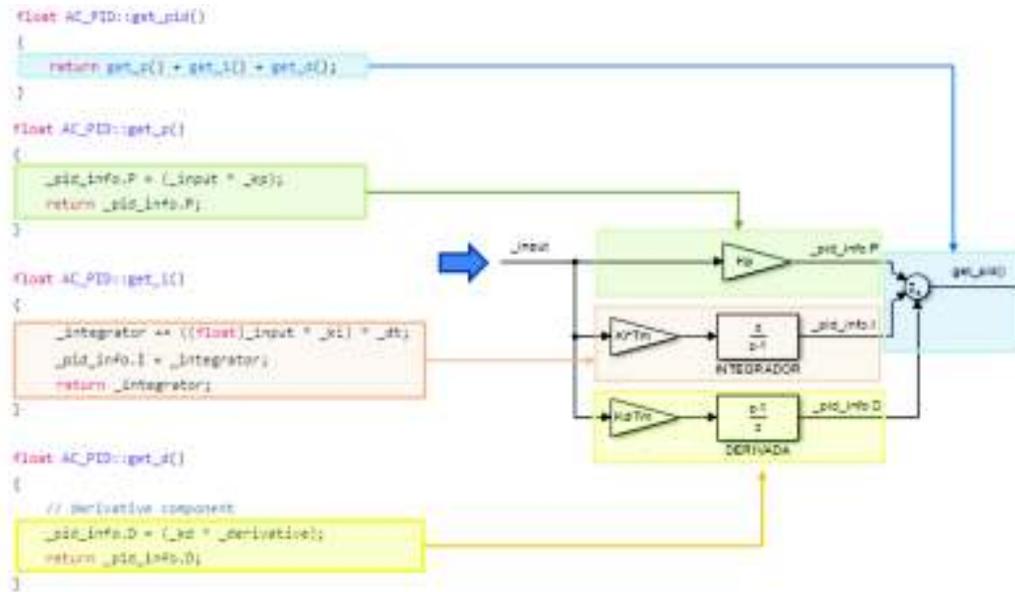


Figura IV.4. Diagrama de bloques del controlador PID

Finalmente, se puede expresar toda la librería AC_PID.cpp como un solo diagrama de bloques (Figura IV.5), para ello se toma en cuenta la Figura IV.3 y la Figura IV.4.

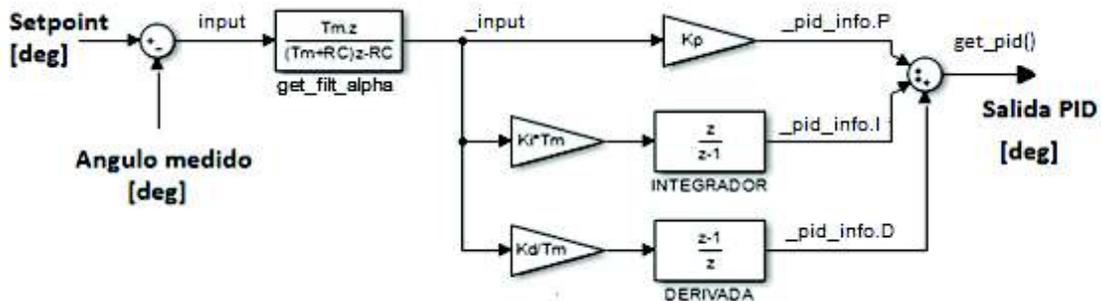


Figura IV.5. Librería AC_PID.cpp expresada en diagrama de bloques

ORDEN DE EMPASTADO