

**Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el  
Control de Estabilidad y Orientación**



**Jaime Ernesto García Yela**

**UNIVERSIDAD DE NARIÑO  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
DEPARTAMENTO DE ELETRÓNICA  
SAN JUAN DE PASTO**

**2018**

**Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el  
Control de Estabilidad y Orientación**



**Jaime Ernesto García Yela**

**Trabajo de grado para optar por el título de Ingeniería Electrónica**

**Asesor**

**Ph.D Andrés Pantoja**

**UNIVERSIDAD DE NARIÑO  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
DEPARTAMENTO DE ELETRÓNICA  
SAN JUAN DE PASTO**

**2018**

## **NOTA DE RESPONSABILIDAD**

Las ideas y conclusiones aportadas en este Trabajo de Grado son responsabilidad del autor.

“La Universidad de Nariño no se hace responsable por las opiniones o resultados obtenidos en el presente trabajo y para su publicación priman las normas sobre el derecho de autor.”

Acuerdo 1. Artículo 324. Octubre 11 de 1966, emanado del honorable Consejo Directivo de la Universidad de Nariño.

## NOTA DE ACEPTACIÓN

---

---

---

---

---

---

WILSON ACHICANOY MARTÍNEZ

---

JOHN EVERT BARCO JIMÉNEZ

## **AGRADECIMIENTOS**

*Agradecemos a Dios por su fidelidad y apoyo para cumplir nuestras metas, a nuestros padres y familiares incondicionales en este proceso, a nuestro asesor por su empeño, dedicación y colaboración en esta investigación.*

## CONTENIDO

INTRODUCCIÓN.....	1
1. MODELO DINÁMICO DE UN CUADRICÓPTERO .....	9
2. CONTROLADOR NO LINEAL.....	13
3. RESULTADOS DE SIMULACIÓN.....	16
4. IMPLEMENTACIÓN DE LA PLANTA DIDÁCTICA .....	25
4.1. ESTRUCTURA DE LA PLANTA.....	25
4.2. SISTEMA DE PROPULSIÓN .....	26
4.3. TARJETA DE CONTROL.....	27
4.4. SENSORES.....	29
4.5. SISTEMA DE COMUNICACIÓN .....	32
4.6. INTERFACE DE RECEPCIÓN .....	33
4.7. ALIMENTACIÓN Y DISTRIBUCIÓN DE ENERGÍA.....	34
4.8. PARAMETRIZACIÓN .....	35
5. RESULTADOS DE IMPLEMENTACIÓN .....	38
5.1. ESTRUCTURA DE LA PLANTA.....	38
5.2. SISTEMA DE PROPULSIÓN .....	40
5.3. TARJETA DE CONTROL.....	40
5.4. SENSORES.....	41
5.5. SISTEMA DE COMUNICACIÓN .....	44
5.6. INTERFACE DE RECEPCIÓN .....	45
5.7. ALIMENTACIÓN Y DISTRIBUCIÓN DE ENERGÍA.....	47
5.8. PARAMETRIZACIÓN .....	48
6. RESULTADOS DE INTEGRACIÓN DE LA PLANTA Y EL SISTEMA DE CONTROL .....	50
7. CONCLUSIONES.....	59
8. RECOMENDACIONES .....	60
BIBLIOGRAFIA.....	61
ANEXOS.....	64

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Configuración y diagrama de cuerpo libre de un cuadricóptero.	8
Figura 2. Simulación de la respuesta del vehículo ante tres entradas diferentes en tiempos de 0 a 4, de 4 a 8 y de 8 a 12 (en segundos). Posiciones angulares en radianes y posiciones lineales (en metros).	10
Figura 3. Respuesta en simulación para condiciones ideales (parámetros de planta iguales a los del diseño) del controlador de referencia (referencias en azul y respuesta en rojo).	16
Figura 4. Respuesta en simulación para condiciones ideales (parámetros de planta iguales a los del diseño) del controlador propuesto (referencias en azul y respuesta en rojo).	17
Figura 5. Respuesta en simulación del controlador de referencia ante variaciones de parámetros en la planta (referencias en azul y salidas en rojo).	19
Figura 6. Simulación del controlador diseñado con variación de parámetros en la planta (referencias en azul y respuestas en rojo).	20
Figura 7. Respuesta en simulación del controlador de referencia ante variaciones de parámetros y ruido en la medición de las posiciones y velocidades angulares de la planta (referencias en azul y salidas en rojo).	22
Figura 8. Simulación del controlador diseñado con variación de parámetros y ruido en la medición de las posiciones y velocidades angulares de la planta (referencias en azul y respuestas en rojo).	23
Figura 9. Boceto del diseño estructural de la planta de control realizado en el software sketchup.	24
Figura 10. Kits multistar bx2212 combo w/abs9443 propeller.	25
Figura 11. Aerostar 40a brushless esc 5.0v/3a bec (2~4s lipo).	26
Figura 12. Tarjeta stm32f411e-disco.	27
Figura 13. Diagrama esquemático de los sensores infrarrojos.	28
Figura 14. Calibración del magnetómetro.	29
Figura 15. Módulo de comunicación inalámbrica nrf24l01+pa+lna.	32
Figura 16. Apm / pixhawk / px4 5 in 1 pdb super shock absorber integrated power module esc power distribution board 5v & 12v bec rc gsx.	34
Figura 17. Estructura de la planta.	37
Figura 18. Giroscopio interno de la planta.	38
Figura 19. Sensor infrarrojo de velocidad del motor.	40
Figura 20. Interface física de recepción.	44
Figura 21. Interface de comunicación del software en simulink.	45

Figura 22. Bloqueo generado por el giroscopio y cableado.	46
Figura 23. Prototipo completo de la planta de control.	48
Figura 24. Sistema de control general de la planta. Errores de las ecuaciones (13)-(18) e integrales (en recuadro rojo), ecuaciones de control (34)-(36) (en recuadro azul), obtención de las respuestas de control en términos de velocidades angulares (en recuadro amarillo) y obtención y realimentación de la variable $\Omega$ (en verde).	49
Figura 25. Sistema de control general de la planta con aplicación de filtros (en recuadro azul) y aplicación de saturación de señales (en rojo).	51
Figura 26. Posiciones angulares de la planta con señales de control filtradas y saturación de magnitud (referencias en rojo y respuestas en azul).	51
Figura 27. Velocidades angulares de la planta con señales de control filtradas y saturación de magnitud.	52
Figura 28. Velocidades angulares de los motores de la planta con señales de control filtradas y saturación de magnitud.	52
Figura 29. Sistema de control final de la planta con aplicación de compensación (en recuadro azul).	55
Figura 30. Posiciones angulares de la planta con el diseño del controlador final (referencias en rojo y respuestas en azul).	55
Figura 31. Velocidades angulares de la planta con el diseño del controlador final.	56
Figura 32. Velocidades angulares de los motores de la planta con el diseño del controlador final.	56



## LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Constantes de las ecuaciones del controlador diseñado.	15
Tabla 2. Porcentaje de error de estado estacionario e indicadores de desempeño de cada posición angular en condiciones ideales para control de referencia (#1) y controlador diseñado (#2).	17
Tabla 3. Variación de parámetros de las ecuaciones tanto del controlador de referencia y diseñado.	18
Tabla 4. Porcentaje de error de estado estacionario e indicadores de desempeño de cada posición angular con variación de parámetros para control de referencia (#1) y control diseñado (#2).	21
Tabla 5. Porcentaje de error de estado estacionario e indicadores de desempeño de cada posición angular con variación de parámetros y ruido. Control comparado (#1) y controlador diseñado (#2).	23
Tabla 6. Constantes de la ecuación (37) del sistema de propulsión.	39
Tabla 7. Parámetros de operación del algoritmo AHRS IMU.	42
Tabla 8. Parámetros de configuración del módulo de comunicación nRF24I01.	44
Tabla 9. Parámetros de la planta.	47

## **LISTA DE ANEXOS**

Anexo 1. Manual de usuario

62

## **RESUMEN**

La implementación de plantas didácticas es una actividad a considerar en el refuerzo de procesos educativos en temas que requieren la aplicación de principios teóricos en costosos equipos de laboratorio que emulan el comportamiento de sistemas reales. El documento presenta la implementación de una plataforma de prueba de tipo Cuadricóptero fija en una base con una tarjeta de desarrollo para la programación de la estructura de control, un sistema de comunicación inalámbrica y una interfaz visual para interactuar con modelos basados en computadora para su análisis y simulación. Además de la implementación de un controlador no lineal basado en la teoría de Lyapunov para lograr un seguimiento robusto de la orientación como una prueba de rendimiento.

## **ABSTRACT**

The implementation of didactic plants is an activity to consider in the reinforcement of educational processes in subjects that require the application of theoretical principles in expensive laboratory equipment that emulates the behavior of real systems. The paper presents the implementation of a Quadcopter test platform fixed on a base with a development card for the programming of the control structure, a wireless communication system and a visual interface for interaction with computer-based models for its analysis and simulation. In addition to the implementation of a non-linear controller based on the theory of Lyapunov in order to achieve a robust tracking for guidance as a test of performance.

## INTRODUCCIÓN

El desarrollo de los vehículos autónomos no tripulados equipados con dispositivos de control (conocidos como UAV por sus siglas en inglés) ha sido notable en los últimos años, particularmente en tareas civiles debido al descenso de los costos de fabricación y comercialización. Los usos potenciales de los UAV se encuentran en la inspección de terrenos, seguridad, vigilancia de fronteras territoriales, control de tráfico, búsqueda y rescate, vigilancia del medio ambiente, la agricultura, cartografía aérea, meteorología y entretenimiento, entre otras. Dada la cantidad de aplicaciones actuales de los UAVs, se han extendido ampliamente los estudios orientados al control de estos dispositivos que representan un reto por sus características dinámicas, las condiciones de funcionamiento y el tipo de sensores.

El control de orientación de un vehículo (attitude, en inglés) regula la orientación de un objeto con respecto a un marco de referencia inercial, que en el caso de UAVs pequeños, se desea que siga una referencia sin error de estado estacionario. Controlar la actitud de un cuadricóptero no es una tarea simple debido a las inestabilidades inherentes de su modelo altamente no lineal. Además, se requiere de sensores confiables para medir la orientación del vehículo, actuadores fuertemente acoplados para aplicar las propulsiones necesarias para reorientar el vehículo y algoritmos robustos y de fácil ejecución abordo para comandar los actuadores hacia una actitud deseada.

La variedad de modelos matemáticos de un cuadricóptero radica en la metodología de modelado, lo que después define principalmente el tipo de controladores a usar. Existen modelos que tienen como base el diseño con cuaterniones, y los modelos están sintetizados con base en posiciones y velocidades angulares del cuerpo libre, siendo esta la opción utilizada para el diseño realizado en este artículo.

En cuanto al desarrollo de controladores, existen varios trabajos relevantes entre los que se comparan cuatro controladores por realimentación de estados con múltiples filtros por la presencia de ruido en las mediciones. Similarmente, se muestra un controlador de realimentación de estados considerando las restricciones de par de control asimétricas, demostrando la estabilidad asintótica de la actitud deseada, se propone una metodología anti-perturbación para el control de seguimiento de actitudes con base en un observador de perturbaciones no lineal.

También se han usado métodos clásicos para el diseño de controles eficientes, donde con base en linealización, se sintonizan reguladores LQR/LQG y PID para el control de posición vertical, con resultados que prueban robustez y facilidad de implementación.

Por otro lado, Se incorpora un diseño adaptativo con herramientas de control inteligente por medio de un sistema de inferencia neuro-difuso (ANFIS), que comanda un rotor del cuadricóptero siguiendo una referencia fija y mejorando la estabilización y robustez ante perturbaciones externas. Aplicando técnicas combinadas, se propone un control fuzzy-PD y se compara con un control no lineal basado en backstepping. Aunque los resultados son similares, el control sintonizado de forma difusa presenta mejor desempeño ante cambios rápidos en la dirección de la trayectoria. De la misma manera, una red neuronal y un controlador PID de 2 grados de libertad, donde el empleo de la red aumenta el rendimiento del sistema en el seguimiento de señales de entrada muy variadas.

En cuanto a técnicas no lineales, se diseña un controlador por superficies deslizantes (sliding mode) y es comparado con controladores PID y backstepping, obteniendo un buen desempeño en tiempo de respuesta y robustez ante perturbaciones. Se diseña un controlador tipo backstepping para mejorar la robustez del controlador usando un observador de perturbaciones no lineales diseñado para compensar las perturbaciones externas desconocidas que varían en el tiempo.

Por otra parte, se resalta la importancia del diseño de un sistema de control de actitud y estabilidad eficiente, teniendo en cuenta la dificultad del diseño en un sistema altamente no lineal. Se hace la comparación entre controladores PID, LQR y basados en Lyapunov, tanto en simulación como en implementación. Analizando los resultados se concluye que el diseño basado en Lyapunov presenta un mejor desempeño del cuadricóptero dada la garantía de estabilidad del diseño. Se observa una variación del controlador basado en Lyapunov, incluyendo la integración de las ecuaciones de error de actitud para corregir los errores provocados por perturbaciones externas.

Teniendo en cuenta que la mayoría de los diseños de controladores son esencialmente basados en el modelo matemático, fue necesario desarrollar un controlador robusto para operar de manera correcta a pesar de las variaciones en parámetros. Esto se debe a que especialmente en este tipo de sistemas se presentan desgastes, errores en estimación y modificaciones en los valores físicos de la planta.

En cuanto a la implementación de este tipo de vehículos, y en particular en plantas didácticas, es necesario realizar un estudio detallado de los diferentes componentes como estructuras, actuadores, sensores, unidad de procesamiento y sistema de comunicación. Estos elementos definen el funcionamiento final de la planta, por lo que fue necesario hacer un análisis de las diferentes opciones

disponibles para la selección de los elementos apropiados en un sistema altamente interdependiente.

En el ámbito estructural se destacan 3 opciones. Se implementa un chasis artesanal compuesto por 4 soportes metálicos cuadrados asegurados a una base central. Se adapta un marco estructural comercial para la construcción de un cuadricóptero casero en un sistema fijo que permite el giro en los 3 ejes cartesianos. Finalmente, se diseña e implementa el marco a través de impresión 3D, ofreciendo características deseadas como el material, tamaño y forma.

Los actuadores generalmente son motores brushless debido a que poseen una mayor fuerza, velocidad y eficiencia energética en comparación con los motores con escobillas, dividiéndose en 2 grupos. Se usan motores brushless de corriente continua, donde la señal de control es el nivel de voltaje con que se regula la velocidad. Se usan motores brushless de corriente alterna, que usan un controlador que a través de una señal PWM genera la señal alterna para el control de velocidad.

Para la selección de sensores, se debe considerar que es necesaria la medición de posiciones angulares del vehículo para el funcionamiento del controlador. Uno de los métodos más usados es la medición a través de unidades de medición inercial (IMU's) que usan sensores como acelerómetros, magnetómetros y giroscopios, además de un algoritmo que usa los datos obtenidos para calcular las posiciones angulares.

Para la comunicación entre una estación remota y el UAV existen gran variedad de métodos de comunicación bidireccionales aplicables al envío de datos desde los sensores y el sistema de control. Entre las tecnologías de baja potencia están los módulos Bluetooth, que maneja el protocolo Bluetooth v4.0, es de bajo costo, de fácil uso y tiene una transferencia máxima de 1Mbps. Los módulos de comunicación WIFI como el ESP8266 manejan protocolos de comunicación 802.11 b/g/n de bajo costo, son de uso avanzado, tienen una potencia máxima de transmisión de 19.5 dBm y una transferencia de 11 Mbps. Por su parte, los sistemas basados en XBEE tienen distintas presentaciones dependiendo de la potencia de enlace, usan el protocolo 802.15.4, son de alto costo, de uso avanzado y alcanzan una velocidad de transferencia máxima de 250 kbps.

Finalmente, para la selección de la unidad de procesamiento existen muchas opciones de tarjetas de desarrollo, microcontroladores y tarjetas de control basadas en microchips especializados en funciones específicas. Entre estos se destacan la tarjeta dSPACE DS1104, los esquemas Arduino, tarjetas de control basadas en Arduino como Arducopter y MultiWii PRO, y la tarjeta de desarrollo Stm32f3 Discovery.

En este trabajo se propuso el diseño e implementación de un controlador basado en el modelo matemático, proponiendo la adición de las dinámicas de los motores,

que permiten modelar las posibles diferencias en los propulsores que influyen altamente sobre el desempeño de la planta. Para el diseño del controlador se toma como referencia algunos autores, que normalmente tienen la desventaja de presentar error de estado estacionario ante variaciones de parámetros en la planta. Para solventar esta situación se propone una variación de la función de Lyapunov. Cabe destacar que el controlador propuesto no utiliza la linealización del modelo y garantiza la estabilidad asintótica de la orientación deseada del cuadricóptero.

Para comprobar el funcionamiento del sistema, inicialmente se realizaron simulaciones para analizar la validez del modelo de la planta modificado, estudiando distintas posibles posiciones que puede adoptar un cuadricóptero en vuelo. Posteriormente, se comprobó el funcionamiento de la planta controlada usando simulaciones que corroboran la robustez del controlador implementado en cuanto a estabilidad, variación de parámetros y ante presencia de ruido en los sensores.

Luego de la verificación del diseño, se presentó el proceso de implementación de una planta didáctica de control tipo cuadricóptero que garantiza el movimiento en los 3 ejes cartesianos, con una unidad central que se encarga de la recepción y transmisión de las señales entre la planta y el controlador implementado en Matlab en un PC con una tarjeta de adquisición de datos y comunicaciones. La unidad central se encarga de aplicación de las señales de control a los motores, la medición de datos de una IMU, la ejecución de un algoritmo para la obtención de las inclinaciones del sistema y algunos protocolos de seguridad como paradas de emergencia y algunas configuraciones automáticas.

Una vez concluida la construcción de la planta se procedió a implementar el controlador diseñado, comparando su funcionamiento con las respuestas de las simulaciones para corroborar su validez y compensar perturbaciones presentes.

La planta se diseñada y construyo para simplificar su operación con rutinas de verificación que se pueden consultar en su manual de uso, escrito para facilitar la instalación y operación de la planta y prevenir errores que comprometan la integridad del equipo.

**Línea de investigación** Automatización y control

## **Planteamiento del problema**

### **Definición del problema**

El laboratorio del programa de Ingeniería Electrónica de la Universidad de Nariño, pasa por una escasez de plantas de control, obligando a la comunidad académica del programa a implementar prototipos de controladores en sistemas



reales fuera del laboratorio. Comercialmente existe una variedad de plantas costosas orientadas a la didáctica, lo que fuerza a los estudiantes a la construcción artesanal de prototipos poco robustos. La aplicación de proyectos orientados hacia a la didáctica es uno de los medios por los que el laboratorio del programa de Ingeniería Electrónica puede adquirir plantas didácticas disponibles para su uso.

El reto al que se enfrentan los estudiantes de ingeniería electrónica centrados en automatización y control es dominar la estructuración de un sistema de control en una planta real. Así, la meta que debe asumir el programa es el de complementar la teoría transmitida a los estudiantes a través de la academia con la práctica de la misma, como por ejemplo, impulsar el desarrollo de métodos de control que satisfagan las necesidades de la sociedad a través de las diferentes aplicaciones de los cuadricópteros.

### **Objetivo general**

Implementar un sistema didáctico de cuadricóptero con una plataforma de desarrollo programada para facilitar los procesos de implementación y verificación del funcionamiento de diferentes estrategias de control.

### **Objetivos específicos**

Estudiar las dinámicas físicas de la planta y el sistema de desarrollo para la determinación de un modelo apropiado y la elección de las estrategias de control apropiadas para su implementación.

Diseñar las librerías del sistema de desarrollo para los procesos de procesamiento de señales de sensores y las salidas hacia los actuadores del Cuadricóptero.

Desarrollar una interface para la operación, programación y validación inalámbrica de la planta que permita la programación de parámetros, el ajuste de estrategias de control y la visualización de las señales de los sensores en un ambiente de programación gráfico.

Implementar una planta didáctica basada en el sistema Cuadricóptero para la aplicación de diferentes metodologías de control, con base en el sistema de desarrollo escogido.

### **Alcance**

Una base giratoria de tipo cuadricóptero con 3 grados de libertad para la estabilización y orientación, caracterizada como una planta para el control. Esto implica que tendrá disponible variables físicas definidas, lo que permitirá obtener

un modelo matemático adecuado para que las estrategias de control diseñadas estén bien fundamentadas. Aparte, debe contar con sensores adecuados, actuadores normalmente usados y la tarjeta de desarrollo. Esta base tendrá un sistema de comunicación con una estación en tierra para el control y la visualización su funcionamiento.

Un conjunto de librerías que conformarán la base del funcionamiento del sistema de control. Estas librerías comprenderán elementos tales como la adquisición y calibración de datos de sensores y la comprobación de las mismas para darles validez.

Una interface que permita una correcta conexión con la planta y que brinde la posibilidad de realizar cambios en variables de control para poder experimentar la respuesta de la planta. Igualmente, debe contar con la visualización del comportamiento de otras variables como la orientación, posiciones y velocidades angulares.

Un manual o guía de uso que contenga la descripción del funcionamiento, la estructura y configuración de la plataforma. Este manual servirá de ayuda con el fin de que los usuarios puedan acceder fácilmente a la plataforma, usarla, trabajarla y desarrollarla sin mayor complicación.

## **Justificación**

Los aviones autónomos no tripulados equipados con dispositivos de control son conocidos como vehículos aéreos no tripulados (UAV). Se pueden clasificar de acuerdo con su aplicación según su uso militar o civil. Ha sido notable el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados para uso militar. Sin embargo, se puede decir que las infinitas posibilidades de la aplicación de sus características sobresalen para aplicaciones civiles [2].

Los usos potenciales de los UAV se aplican usualmente en la inspección de terrenos, seguridad, vigilancia de fronteras territoriales, control de tráfico por carretera, desastres, búsqueda y rescate, vigilancia del medio ambiente, la agricultura, cartografía aérea y meteorología, entre otras [3]. En los últimos años, debido al descenso de los costos de fabricación y comercialización, se amplió la aplicación de estos aviones en otras funciones más nobles como la investigación científica o el entretenimiento [4].

Los diferentes usos o circunstancias a los cuales son enfrentados los drones traen como consecuencia la investigación, el estudio, y desarrollo de nuevos métodos de control. La facultad de ingeniería de la Universidad de Nariño se ha caracterizado por formar profesionales con conocimientos en el análisis y diseño

de diferentes métodos de control, por lo que es conveniente que una línea de investigación contenga temáticas orientadas hacia el estudio de estos vehículos y sus diferentes aplicaciones.

## **Metodología**

Para la primera fase de desarrollo del trabajo se realizó una revisión y análisis bibliográfico; indagando fuentes de información documental como revistas, artículos, investigaciones y libros, para documentar precedentes de los trabajos realizados que tengan como objetivo la implementación de sistemas de control en cuadricóptero para la estabilización y orientación.

Se obtuvo un modelo matemático adecuado a la planta, lo que se traduce en la determinación de un modelo con parámetros reales y válidos. Dadas las diferentes metodologías de modelación, un modelo matemático puede ser más conveniente que otros tanto en representación como en complejidad, por lo que es necesaria una elección del modelo apropiado. Una vez obtenido un modelo matemático de un sistema, se usaron diversos recursos analíticos como computadoras para estudiarlo, sintetizarlo y validarlo con los parámetros reales de la planta.

Se realizó un análisis y selección de las estrategias de control normalmente usadas en cuadricópteros para su posterior implementación. Estos métodos fueron simulados junto con el modelo matemático obtenido de la planta en la herramienta Simulink® de Matlab, lo que permitió comprobar el funcionamiento con la visualización de variables del sistema de control sobre el modelo a través de implementación en diagramas de bloques.

En la segunda fase, y siguiendo el orden de los objetivos propuestos, se seleccionó el sistema de desarrollo a utilizar, analizando las tarjetas de desarrollo más populares e idóneas, entre las que se encuentran Raspberry, Arduino, y STM32F4. Una vez escogida la que mejor se adapte a las necesidades de la plataforma, se realizó el diseño de librerías de los diferentes procesos que intervienen en el sistema con el fin de reducir la complejidad de implementación. Las librerías se desarrollaron aplicando conceptos de programación orientada a objetos, dado a que, trata de disminuir el coste del software, aumentando la eficiencia de programación y reduciendo el tiempo necesario para el desarrollo de una aplicación. Junto con las librerías se incluyó un documento explicativo de su uso conteniendo cada variable, clase y funciones; para que los usuarios no tengan mayor inconveniente en la interacción con estas.

En la tercera fase, se implementó una interface al usuario a través de Simulink, es un entorno de diagrama de bloques para la simulación y diseño basado en modelos. Ofrece un editor gráfico, bibliotecas de bloques personalizables y solucionadores para el modelado y simulación de sistemas dinámicos, se

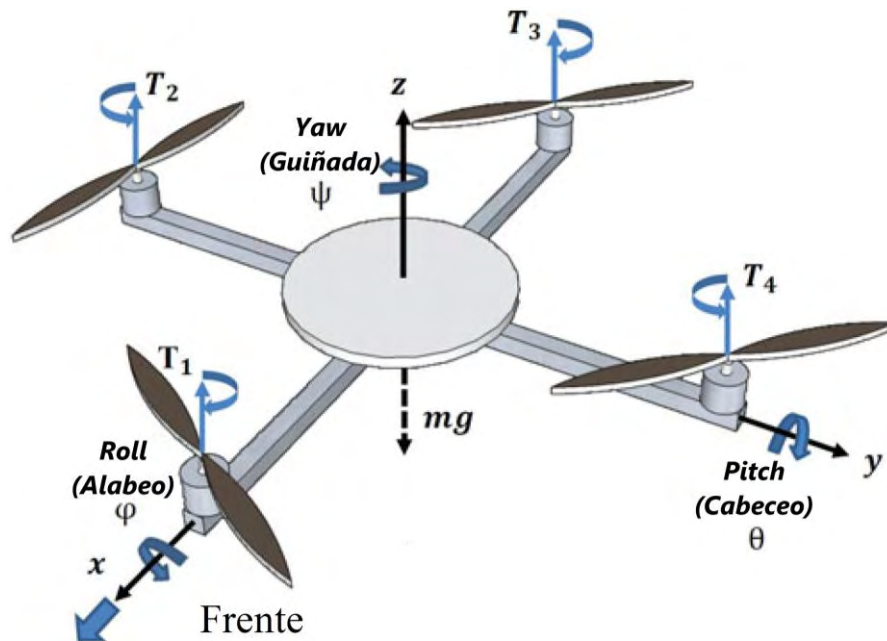
implementó una interface de comunicación del sistema de desarrollo con la computadora para incorporar la transmisión de la estación de control con el sistema de vuelo. Existen varias posibilidades en cuanto a módulos de comunicación, de los cuales se seleccionó el que proporciona las mejores condiciones para la transmisión de datos entre la plataforma y la interface. Los métodos más comunes son módulos Bluetooth, Wifi, XBee y de radiofrecuencia RF, todo esto con el objetivo de obtener una plataforma que permitirá una fácil interacción con la base del cuadricóptero.

En la cuarta fase, en conjunto con los resultados de las fases anteriores, se construyó una base que imite los movimientos angulares que realiza un cuadricóptero mediante la adquisición y adecuación de varios elementos electrónicos que son necesarios para su funcionamiento. Para la medición de estos ángulos se usará una IMU (unidad de medición inercial), módulo electrónico que recoge datos de la velocidad angular, la aceleración lineal y el campo magnético y los envía a una unidad de procesamiento principal para su interpretación. Cada sensor realiza una lectura tridimensional, es decir, cada sensor obtiene valores en cada uno de los tres ejes cartesianos. Como actuadores se usaron motores brushless, que a diferencia de los motores DC convencionales, requieren de un circuito controlador o driver para funcionar dado a que operan con corriente alterna para generar su campo giratorio. Estos controladores son conocidos como variadores o ESC's. Para estos casos se usan baterías de tipo LI-PO, dado el alto consumo de los actuadores. Estas baterías cuentan con poca densidad de energía en comparación con otras, pero con la característica que pueden entregar mucha potencia. Cabe resaltar que todos estos elementos de la planta son profesionalmente usados en vehículos UAV. Para verificar el funcionamiento de la plataforma se realizó una demostración del funcionamiento, esto con el fin de dar prueba del funcionamiento y como instructivo para usuarios que quieran ver el comportamiento del mismo.

## 1. MODELO DINÁMICO DE UN CUADRICÓPTERO

La dinámica de la posición angular y la posición lineal del cuadricóptero es básicamente la de un cuerpo rígido giratorio con 6 grados de libertad. La estructura del UAV, el sistema de coordenadas y el diagrama de cuerpo libre se describe en la Figura 1.

Figura 1. Configuración y diagrama de cuerpo libre de un cuadricóptero.



Fuente: Imagen modificada (Y-Cheol Choi y H-Sung Ahn, Nonlinear Control of Quadrotor for Point Tracking: Actual Implementation and Experimental Tests).

El modelo dinámico del cuadricóptero se presenta bajo la formulación Euler-Lagrange, sujeto a una fuerza principal y tres momentos. Las variables de estado son los términos de posición lineal o traslación ( $x, y, z$ ) y posición angular o de rotación ( $\Phi, \theta, \Psi$ )<sup>1</sup>.

$$\ddot{x} = \frac{(\cos \Phi \sin \theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi)U_1}{m} \quad (1)$$

<sup>1</sup> Y-Cheol Choi y H-Sung Ahn, "Nonlinear Control of Quadrotor for Point Tracking: Actual Implementation and Experimental Tests", IEEE Transactions on Mechatronics, vol. 20, No. 3, pp. 1179 – 1192, 2015.

$$\ddot{y} = \frac{(\cos \Phi \sin \theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi)U_1}{m} \quad (2)$$

$$\ddot{z} = \frac{(\cos \Phi \cos \theta)U_1}{m} - g \quad (3)$$

$$\ddot{\Phi} = \dot{\theta}\dot{\Psi}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{J_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega + \frac{l}{I_x}U_2 \quad (4)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\Phi}\dot{\Psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) + \frac{J_r}{I_y}\dot{\Phi}\Omega + \frac{l}{I_y}U_3 \quad (5)$$

$$\ddot{\Psi} = \dot{\Phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_z}U_4 \quad (6)$$

$$\Omega = (w_1 - w_2 + w_3 - w_4) \quad (7)$$

Donde  $m$  es la masa del sistema,  $g$  es la gravedad,  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  son las inercias alrededor de los ejes traslacionales,  $J_r$  es la inercia de los motores y  $l$  es la longitud de los brazos del cuadricóptero. Las entradas son

$$U_1 = b(w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 + w_4^2) \quad (8)$$

$$U_2 = b(w_4^2 - w_2^2) \quad (9)$$

$$U_3 = b(w_3^2 - w_1^2) \quad (10)$$

$$U_4 = d(w_1^2 - w_2^2 + w_3^2 - w_4^2) \quad (11)$$

Que dependen de las velocidades angulares de los cuatro motores  $w_1$ ,  $w_2$ ,  $w_3$  y  $w_4$ , de  $b$  que es el factor de propulsión del motor y de  $d$  que es el factor de arrastre.

La simulación para comprobación del modelo se realiza en Simulink® de Matlab® a través de bloques de funciones para una verificación sencilla y facilitar la variación de los parámetros. Adicionalmente al modelo tradicional, se considera el efecto de la inercia en la respuesta en la velocidad angular de los motores ante variaciones de sus valores de control mediante

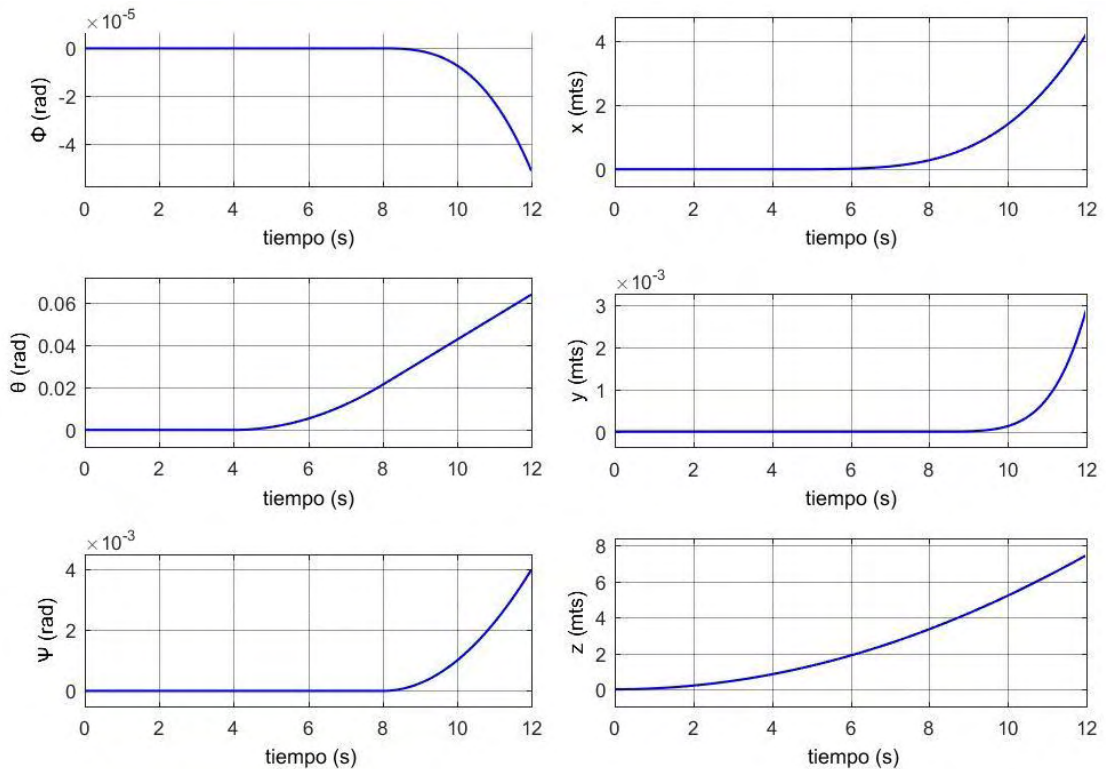
$$J_r \dot{w}_i = T_i - Q_i, \quad i \in \{1,2,3,4\} \quad (12)$$

Donde  $T_i$  es el torque de propulsión y  $Q_i$  es el torque de arrastre del motor  $i$ .

Para validar la correcta implementación del modelo matemático se realizan pruebas de funcionamiento introduciendo valores de entrada típicas a los motores y verificando los diferentes movimientos característicos de un cuadricóptero. En la Figura 2 se observa la variación de la posición angular y lineal del vehículo,

usando los valores de velocidades angulares de los motores ( $w_1, w_2, w_3, w_4$ ) en rad/s de  $[200, 200, 200, 200]$ ,  $[199.975, 200, 200.025, 200]$  y  $[200.025, 199.975, 200.025, 199.975]$  en los intervalos de tiempo de  $[0, 4)$ ,  $[4, 8)$  y  $[8, 12]$  segundos. En el primer intervalo se introducen velocidades angulares idénticas en los cuatro motores, lo que produce una elevación del vehículo sin desplazamientos angulares (suponiendo motores idénticos y simetría completa en el cuadricóptero). En el segundo intervalo se reduce la velocidad del motor uno y se aumenta el motor tres, produciéndose un cambio en el ángulo de cabeceo ( $\theta$ ), que se ve reflejado en cambios directos en la coordenada x. Luego, se cambia la velocidad de todos los motores, se nota el cambio de los ángulos de guiñada y alabeo ( $\Psi$  y  $\Phi$ ), influyendo en las demás coordenadas de la posición del vehículo.

Figura 2. Simulación de la respuesta del vehículo ante tres entradas diferentes en tiempos de 0 a 4, de 4 a 8 y de 8 a 12 (en segundos). Posiciones angulares en radianes y posiciones lineales (en metros).



Fuente: Graficas de posiciones angulares y lineales generadas a partir de Simulink.

Se destaca que, aunque los cambios en la velocidad angular de los motores son leves, la influencia de estas variaciones en las variables de estado es alta. Esto corresponde precisamente a la respuesta natural de un cuadricóptero, lo que muestra la validez del modelo inicial propuesto. Por esto, el control a diseñar debe ser robusto a perturbaciones y permitir una respuesta rápida ante cambios repentinos de entradas o de parámetros para obtener la orientación deseada.



## 2. CONTROLADOR NO LINEAL

Una vez verificado el modelo matemático, se diseña un controlador utilizando el criterio de estabilidad de Lyapunov. Sin embargo, debido a que este controlador no tiene la capacidad de corregir errores de estado estacionario ante variación de parámetros de la planta, se establece un método para compensar los errores entre las variables y los valores deseados para los ángulos definidos por:

$$e_1 = \Phi - \Phi_d \quad (13)$$

$$e_2 = \dot{\Phi} - \dot{\Phi}_d \quad (14)$$

$$e_3 = \theta - \theta_d \quad (15)$$

$$e_4 = \dot{\theta} - \dot{\theta}_d \quad (16)$$

$$e_5 = \Psi - \Psi_d \quad (17)$$

$$e_6 = \dot{\Psi} - \dot{\Psi}_d \quad (18)$$

Consecuentemente, se definen las siguientes funciones  $S_i$  para compensar los errores teniendo en cuenta su integral, de las que se deriva el diseño del controlador.

$$S_1 = K_{e_1} e_1 + K_{s_1} \int e_1 dt \quad (19)$$

$$S_2 = K_{e_1} e_2 + K_1 S_1 + K_{s_1} e_1 \quad (20)$$

$$S_3 = K_{e_3} e_3 + K_{s_3} \int e_3 dt \quad (21)$$

$$S_4 = K_{e_3} e_4 + K_3 S_3 + K_{s_3} e_3 \quad (22)$$

$$S_5 = K_{e_5} e_5 + K_{s_5} \int e_5 dt \quad (23)$$

$$S_6 = K_{e_5} e_6 + K_5 S_5 + K_{s_5} e_5 \quad (24)$$

Con estas funciones se define la función de Lyapunov para el controlador de estabilidad de actitud dada por

$$V = \frac{1}{2} (S_1^2 + S_2^2 + S_3^2 + S_4^2 + S_5^2 + S_6^2) \quad (25)$$

que es positiva definida y su derivada temporal está dada por

$$\dot{V} = S_1\dot{S}_1 + S_2\dot{S}_2 + S_3\dot{S}_3 + S_4\dot{S}_4 + S_5\dot{S}_5 + S_6\dot{S}_6 \quad (26)$$

De las ecuaciones (19) - (24) se obtienen las derivadas

$$\dot{S}_1 = K_{e_1}e_2 + K_{s_1}e_1 = S_2 - K_1S_1 \quad (27)$$

$$\dot{S}_2 = K_{e_1}(\ddot{\Phi} - \ddot{\Phi}_d) + K_1K_{s_1}e_1 + (K_1K_{e_1} + K_{s_1})e_2 \quad (28)$$

$$\dot{S}_3 = K_{e_3}e_4 + K_{s_3}e_3 = S_4 - K_3S_3 \quad (29)$$

$$\dot{S}_4 = K_{e_3}(\ddot{\theta} - \ddot{\theta}_d) + K_3K_{s_3}e_3 + (K_3K_{e_3} + K_{s_3})e_4 \quad (30)$$

$$\dot{S}_5 = K_{e_5}e_6 + K_{s_5}e_5 = S_6 - K_5S_5 \quad (31)$$

$$\dot{S}_6 = K_{e_5}(\ddot{\Psi} - \ddot{\Psi}_d) + K_5K_{s_5}e_5 + (K_5K_{e_5} + K_{s_5})e_6 \quad (32)$$

En estas ecuaciones se asume que las aceleraciones angulares deseadas son iguales a cero  $\ddot{\Phi}_d = 0$ ,  $\ddot{\theta}_d = 0$ ,  $\ddot{\Psi}_d = 0$  y se reemplazan las expresiones de  $\ddot{\Phi}$ ,  $\ddot{\theta}$  y  $\ddot{\Psi}$  dadas en (4), (5) y (6), respectivamente. Reemplazando las ecuaciones (27) a (32) en (26) se tiene que

$$\dot{V} = -K_1S_1^2 - K_2S_2^2 - K_3S_3^2 - K_4S_4^2 - K_5S_5^2 - K_6S_6^2 \quad (33)$$

Para que el punto de equilibrio dado para los errores nulos sea asintóticamente estable, la derivada de la función de Lyapunov en (33) debe ser negativa definida. Entonces, se definen las siguientes expresiones para el control para cumplir con la condición de estabilidad.

$$U_2 = \frac{I_x}{l} \left[ -\dot{\theta}\dot{\Psi} \left( \frac{I_y - I_z}{I_x} \right) + \frac{J_r\dot{\theta}\Omega}{I_x} - \frac{(K_1K_{s_1} + K_{e_1} + K_2K_1K_{e_1} + K_{s_1}K_2)e_1}{K_{e_1}} \right. \\ \left. - \frac{(K_1K_{e_1} + K_{s_1} + K_2K_{e_1})e_2}{K_{e_1}} - \frac{(K_{s_1}(K_2K_1 + 1)) \int e_1 dt}{K_{e_1}} \right] \quad (34)$$

$$U_3 = \frac{I_y}{l} \left[ -\dot{\Phi}\dot{\Psi} \left( \frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{J_r\dot{\Phi}\Omega}{I_y} - \frac{(K_3K_{s_3} + K_{e_3} + K_4K_3K_{e_3} + K_{s_3}K_4)e_3}{K_{e_3}} \right. \\ \left. - \frac{(K_3K_{e_3} + K_{s_3} + K_4K_{e_3})e_4}{K_{e_3}} - \frac{(K_{s_3}(K_4K_3 + 1)) \int e_3 dt}{K_{e_3}} \right] \quad (35)$$

$$U_4 = I_z \left[ -\dot{\Phi} \dot{\theta} \left( \frac{I_x - I_y}{I_z} \right) - \frac{(K_5 K_{s_5} + K_{e_5} + K_6 K_5 K_{e_5} + K_{s_5} K_6) e_5}{K_{e_5}} \right. \\ \left. - \frac{(K_5 K_{e_5} + K_{s_5} + K_6 K_{e_5}) e_6}{K_{e_5}} - \frac{(K_{s_5} (K_6 K_5 + 1)) \int e_5 dt}{K_{e_5}} \right] \quad (36)$$

Dado que no se realiza ningún control de elevación,  $U_1$  se encuentra de la ecuación (3) reemplazando  $\ddot{z} = 0$ . Luego,

$$U_1 = mg / (\sin \Phi \cos \theta) \quad (37)$$

Cabe resaltar que, dado que el diseño cumple con las condiciones de Lyapunov, los puntos de equilibrio deseados son asintóticamente estables.

Por otra parte, las señales de control dependen de todos los estados del sistema, por lo que se asume que se tiene una medición de las posiciones y velocidades lineales y angulares. Para analizar el desempeño de la estrategia planteada, se realizan pruebas en simulación con condiciones similares a los sistemas reales, limitando la velocidad angular de los motores e implementando un control discreto sobre una planta continua. Las pruebas presentadas en la siguiente sección muestran que el error de estado estacionario se elimina y que la respuesta es adecuada ante perturbaciones en parámetros y ruido en medición.

### 3. RESULTADOS DE SIMULACIÓN

La simulación se realizó usando los parámetros de la planta<sup>2</sup> para comparar el comportamiento del controlador de referencia y el propuesto en este trabajo. La sintonización del control se realizó para obtener tiempos de asentamiento similares y poder analizar otros índices de desempeño. Se escogen las constantes del controlador diseñado para obtener un tiempo de establecimiento de aproximadamente 6 segundos y una configuración aceptable de sobrepaso como se muestra en la Tabla 1.

Tabla 1. Constantes de las ecuaciones del controlador diseñado.

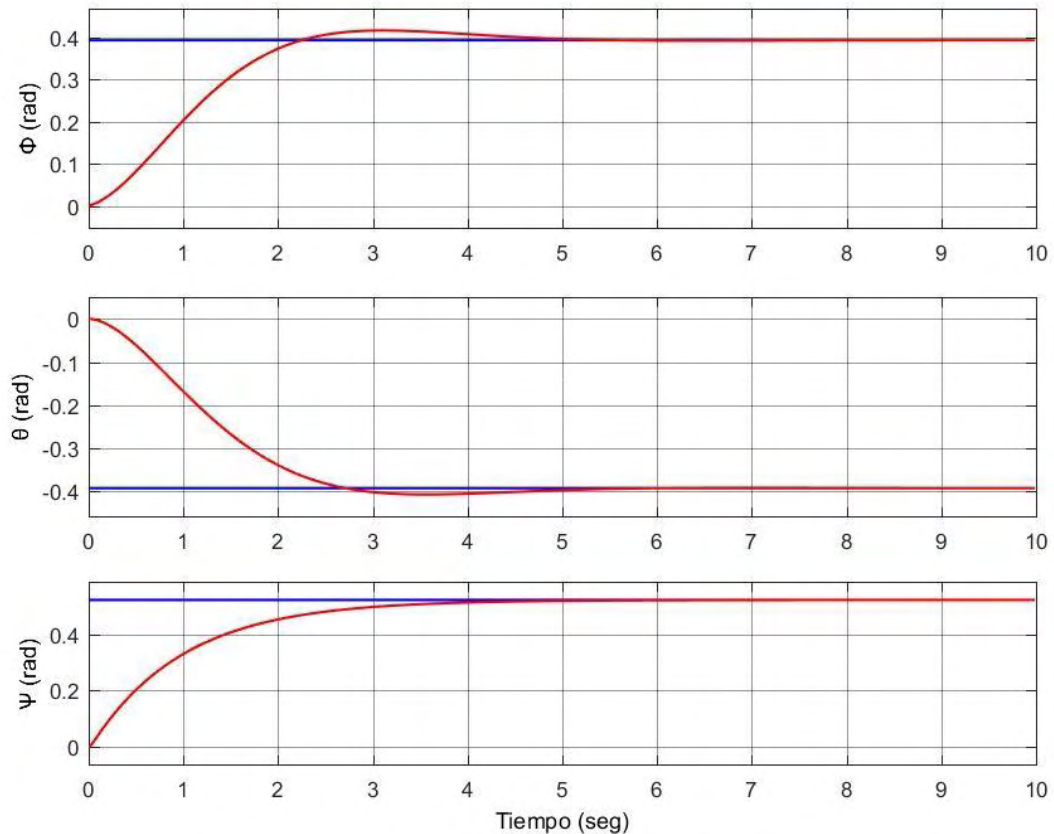
Constante	Valor	Constante	Valor
$K_1$	100	$K_{e_1}$	60
$K_2$	1	$K_{e_2}$	60
$K_3$	100	$K_{e_3}$	60
$K_4$	1	$K_{e_4}$	100
$K_5$	100	$K_{e_5}$	100
$K_6$	1	$K_{e_6}$	100

Fuente: Tabla generada en Excel.

El proceso de comparación se realizó en 2 partes, la primera usando el modelo ideal y la segunda realizando variación de parámetros en la planta.

La Figura 3 muestra la respuesta del controlador base. Al utilizar los mismos parámetros en el diseño y en la planta (condiciones ideales), las señales de los ángulos no tienen de error de estado estacionario y su tiempo de establecimiento es adecuado.

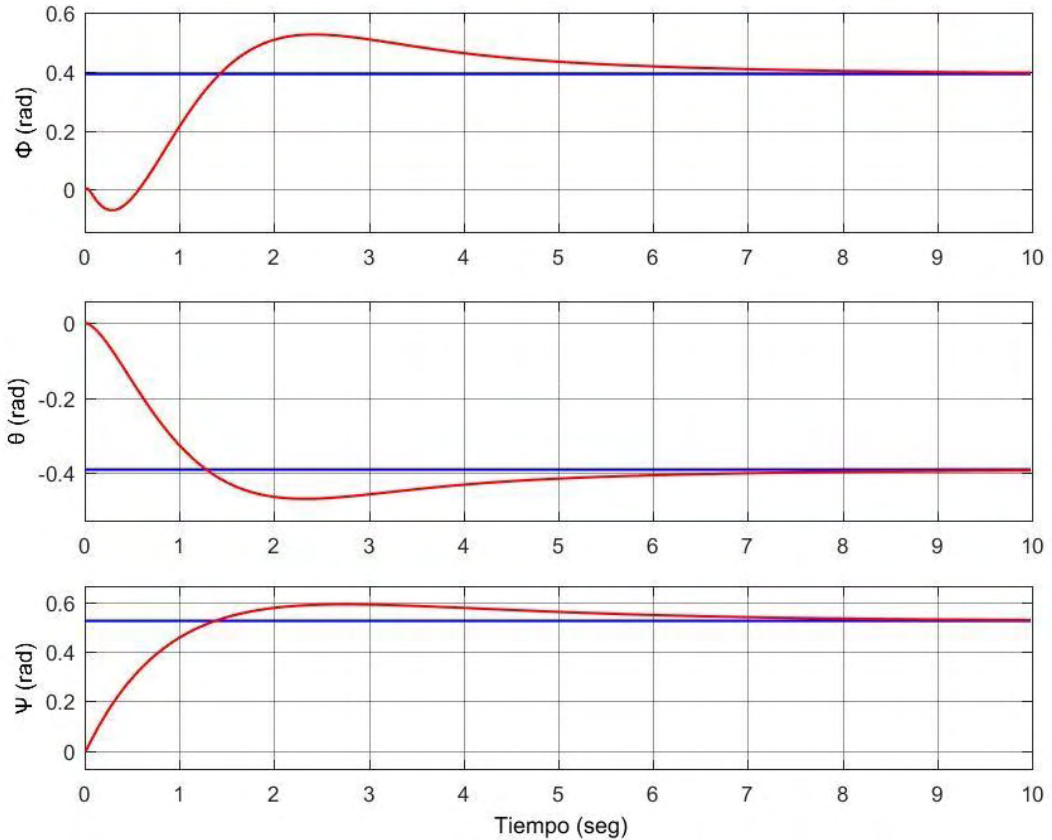
Figura 3. Respuesta en simulación para condiciones ideales (parámetros de planta iguales a los del diseño) del controlador de referencia (referencias en azul y respuesta en rojo).



Fuente: Graficas de posiciones angulares generadas a partir de Simulink.

Por su parte, la respuesta del controlador propuesto con las mismas condiciones ideales es similar, como se puede observar en la Figura 4. La principal diferencia radica en un incremento del sobrepaso, pero continúa el rechazo al error y las referencias son alcanzadas en tiempos bajos para la planta.

Figura 4. Respuesta en simulación para condiciones ideales (parámetros de planta iguales a los del diseño) del controlador propuesto (referencias en azul y respuesta en rojo).



Fuente: Graficas de posiciones angulares generadas a partir de Simulink.

Tabla 2. Porcentaje de error de estado estacionario e indicadores de desempeño de cada posición angular en condiciones ideales para control de referencia (#1) y controlador diseñado (#2).

		%Error	IAE	ISE	ITAE	ITSE
#1	$\Phi$	7.8e-3	1.2	0.59	1.4	0.51
	$\Theta$	6.5e-3	0.4	9.8e-2	0.33	4.4e-2
	$\Psi$	3.8 e-3	0.52	0.14	0.51	6.9e-2
#2	$\Phi$	0.4	0.55	0.1	1.0	7.6e-2
	$\Theta$	0.37	0.48	8.0e-2	0.89	5.5e-2
	$\Psi$	0.36	0.49	8.9e-2	1.0e+2	5.0e-2

Fuente: Tabla generada en Excel.

En la Tabla 2 se muestra que, en condiciones ideales, el controlador diseñado tiene desventaja al comparar el porcentaje de error en las posiciones angulares a los 10 segundos. Sin embargo, los índices relacionados con las integrales del error absoluto y cuadrático (IAE e ISE), así como sus ponderaciones en el tiempo (ITAE e ITSE), presentan valores similares.

En segundo lugar, se aplicó una variación de parámetros a la planta, particularmente cambiando los valores de las constantes de los motores que se asumen idénticos en el modelo. Los valores de los parámetros modificados se pueden observar en la Tabla 3.

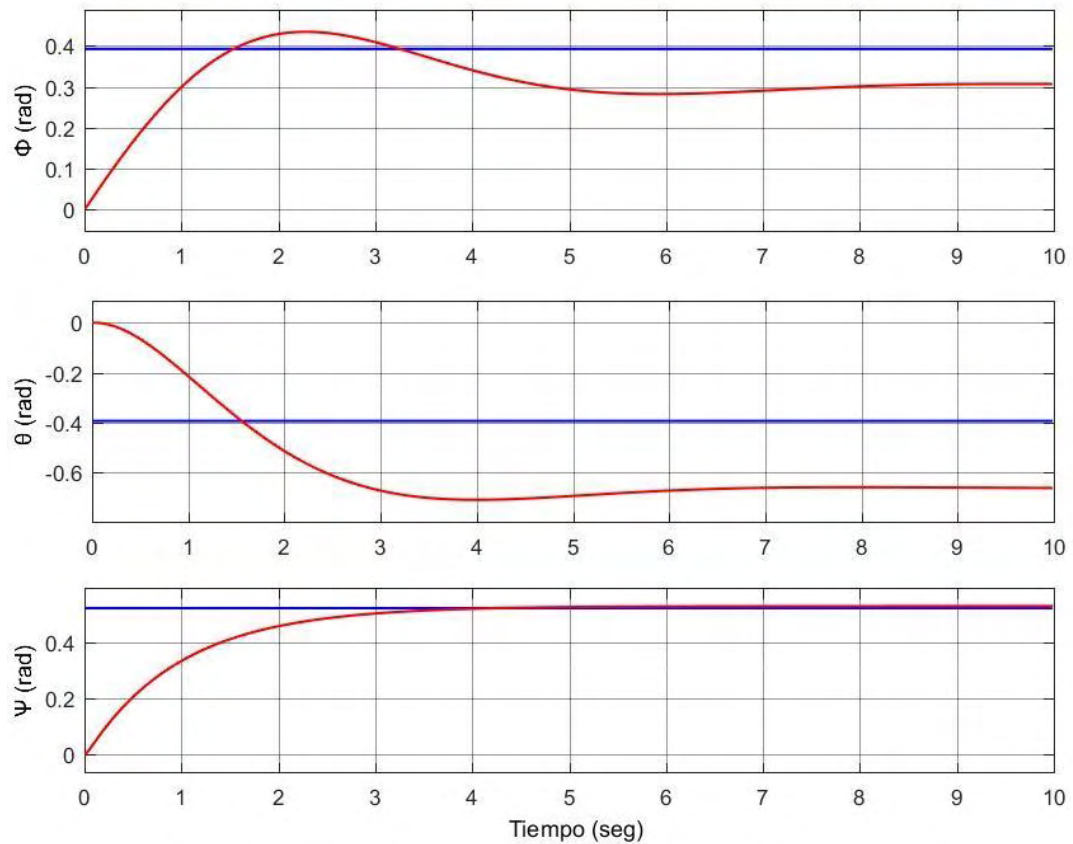
Tabla 3. Variación de parámetros de las ecuaciones tanto del controlador de referencia y diseñado.

Parámetros	Valores
$g$	9.91
$m$	0.568
$I_x$	$5.9 * 10^{-3}$
$I_y$	$6.9 * 10^{-3}$
$I_z$	$7.8 * 10^{-3}$
$\bar{J}_r$	$4.4 * 10^{-5}$
$l$	0.325
$J_{r1,2,3,4}$	$(3.2, 3.6, 3.0, 3.8) * 10^{-5}$
$b_{1,2,3,4}$	$(3.3, 2.5, 3.0, 2.8) * 10^{-5}$
$d_{1,2,3,4}$	$(1.15, 1.17, 1.08, 1) * 10^{-6}$

Fuente: Tabla generada en Excel.

La Figura 5 muestra que el controlador de referencia presenta un error de estado estacionario en las posiciones angulares del sistema debido a las diferencias en el modelo y la planta simulada. En contraste, la respuesta del controlador propuesto demuestra la robustez esperada debido a la inclusión de integradores.

Figura 5. Respuesta en simulación del controlador de referencia ante variaciones de parámetros en la planta (referencias en azul y salidas en rojo).

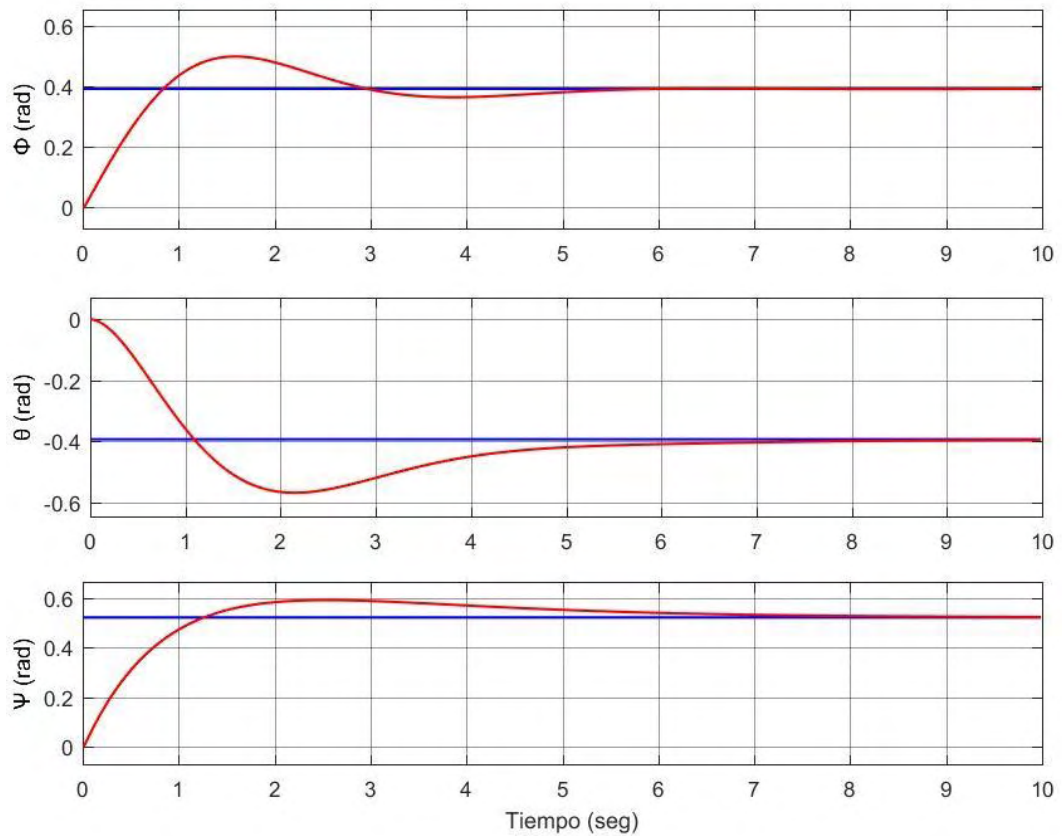


Fuente: Graficas de posiciones angulares generadas en Simulink.

En la Figura 6 se observa la corrección de la desviación, concluyendo que el sistema es capaz de reaccionar ante variaciones de parámetros sin comprometer su funcionamiento.



Figura 6. Simulación del controlador diseñado con variación de parámetros en la planta (referencias en azul y respuestas en rojo).



Fuente: Graficas de posiciones angulares generadas en Simulink.

En la Tabla 4 se muestra que, al aplicar variaciones de parámetros en la planta, el controlador diseñado tiene una ventaja con respecto al controlador base en todos los índices de desempeño al poder corregir el error de estado estacionario.

Tabla 4. Porcentaje de error de estado estacionario e indicadores de desempeño de cada posición angular con variación de parámetros para control de referencia (#1) y control diseñado (#2).

		%Error	IAE	ISE	ITAE	ITSE
#1	$\Phi$	22	0.89	0.12	4.3	0.41
	$\theta$	68	2.6	0.72	13	3.7
	$\Psi$	13	0.53	0.14	0.68	6.7e-2
#2	$\Phi$	0.16	0.34	5.1e-2	0.53	3.2e-2
	$\theta$	0.5	0.68	0.12	0.14	0.15
	$\Psi$	0.36	0.49	8.9e-2	1.0	5.6e-2

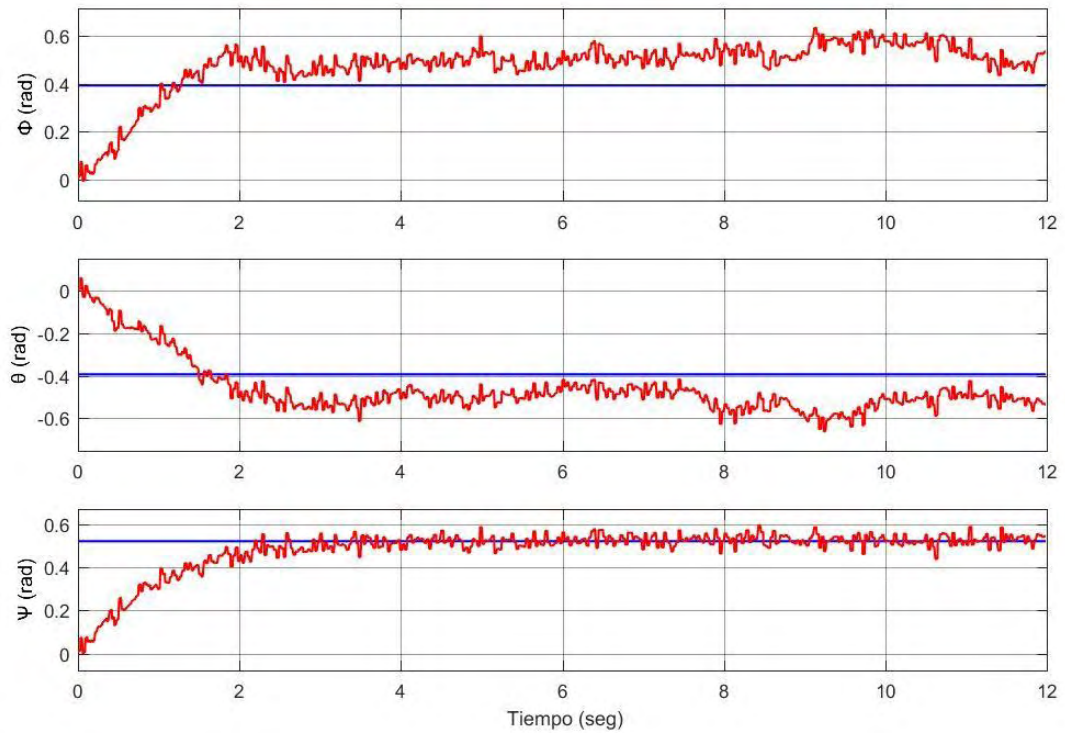
Fuente: Tabla generada en Excel.

Finalmente se analizó la respuesta del sistema agregando ruido de medición en las posiciones y velocidades angulares del cuadricóptero, situación muy común en los UAVs por el tipo de sensores y las condiciones de operación. Analizando las características del ruido en la implementación del controlador, el sistema tiene un ruido de amplitud promedio de 5 grados en las posiciones angulares. En la Figura 7 se presenta la respuesta del controlador base ante variación de parámetros y la adición de ruido, manteniéndose un error de estado estacionario. Contrastando, la respuesta del controlador propuesto ante las mismas condiciones se puede visualizar en la Figura 8.

En la Tabla 5 se demuestra que al adicionar ruido y variar los parámetros entre la planta y el controlador, el controlador diseñado tiene una ventaja en todos los índices al tratar de seguir la referencia sin error.

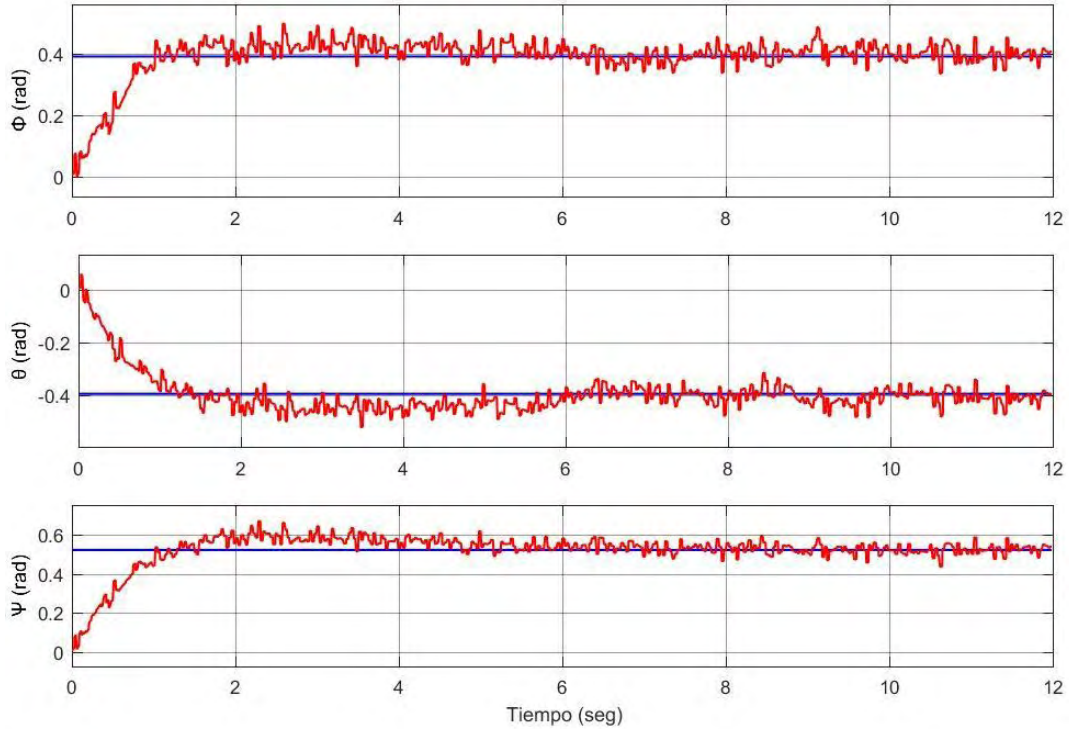
Se nota que el controlador propuesto tiende a seguir la referencia sin error de estado estacionario y sin afectar su estabilidad. En contraste, el controlador base, presenta desviaciones de los valores deseados, mientras que la magnitud del ruido es similar en los dos diseños.

Figura 7. Respuesta en simulación del controlador de referencia ante variaciones de parámetros y ruido en la medición de las posiciones y velocidades angulares de la planta (referencias en azul y salidas en rojo).



Fuente: Gráficas de posiciones angulares generadas en Simulink.

Figura 8. Simulación del controlador diseñado con variación de parámetros y ruido en la medición de las posiciones y velocidades angulares de la planta (referencias en azul y respuestas en rojo).



Fuente: Graficas de posiciones angulares generadas en Simulink.

Tabla 5. Porcentaje de error de estado estacionario e indicadores de desempeño de cada posición angular con variación de parámetros y ruido. Control comparado (#1) y controlador diseñado (#2).

		%Error	IAE	ISE	ITAE	ITSE
#1	Φ	20	11	0.16	4.7	0.57
	θ	33	1.2	0.21	6.4	0.94
	Ψ	1.1	0.54	0.14	0.73	6.8e-2
#2	Φ	0.83	0.36	4.8e-2	0.93	3.4e-2
	θ	4.6	0.47	6.3e-2	1.3	5.9e-2
	Ψ	0.13	0.50	9.0e-2	0.11	5.8e-2

Fuente: Tabla generada en Excel.

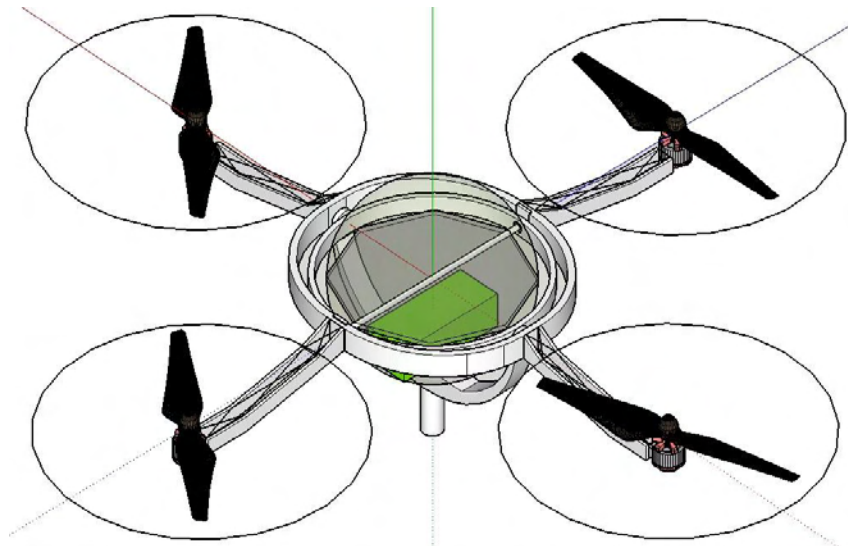
## 4. IMPLEMENTACIÓN DE LA PLANTA DIDÁCTICA

La implementación de la planta de control se realizó con base en elementos de bajo costo y relacionados en la literatura revisada. Los materiales estructurales y electrónicos componen el principio de funcionamiento del sistema y la integración del sistema de control, como se detalla a continuación.

### 4.1. ESTRUCTURA DE LA PLANTA

Se decidió diseñar y construir (con impresión 3D), en vez de adaptar un marco estructural comercial debido a las limitaciones de los marcos disponibles. El diseño se realizó a través del software ©SketchUp, que permite tener una visualización general del sistema deseado como se observa en la Figura 9. Posteriormente se procedió a diseñar la estructura final en el software ©Autodesk Inventor, que además de realizar un diseño específico de las piezas a construir, permite generar archivos para el uso de máquinas controladas por computadora para su construcción.

Figura 9. Boceto del diseño estructural de la planta de control realizado en el software SketchUp.



Fuente: Imagen tomada del modelo generado en SketchUp.

En la Figura 9 se puede observar que el diseño tiene las características normales que presenta un cuadricóptero. Cuenta con 4 brazos que se encargan de soportar los motores con sus respectivos controladores, una estructura central en la que se albergan tanto la tarjeta de control y demás elementos electrónicos como la batería de alimentación, el sistema de distribución de energía y el cableado. El mecanismo encargado de garantizar la libertad de giro en sus 3 ejes es un giroscopio físico interno, conformado con una estructura en Y que cumple con la función tanto soporte como eje de inclinación y 2 anillos que sirven como eje de inclinación, a excepción del anillo externo que se encarga de soportar los brazos del sistema.

#### 4.2. SISTEMA DE PROPULSIÓN

Es el sistema eléctrico que permite controlar tanto la posición angular como la posición lineal de un cuadricóptero. Está compuesto por motores brushless, propelas o hélices y controladores de velocidad (ESC's). Para la construcción de planta se usaron 2 kits Multistar BX2212 Combo W/ABS9443 Propeller compuestos por 2 motores MultiStar 2212 920KV para ser alimentados con baterías LiPo de 2S a 3S (7.4V a 12.6V) y 4 propelas ABS9443 como se observa en la Figura 10.

Figura 10. Kits Multistar BX2212 Combo W/ABS9443 Propeller.



Fuente: imagen tomada de internet ([https://hobbyking.com/en\\_us/multistar-350-to-450-frame-size-2212-combo-set-with-self-tightening-propellers-cw-ccw-set-of-2.html?\\_\\_store=en\\_us](https://hobbyking.com/en_us/multistar-350-to-450-frame-size-2212-combo-set-with-self-tightening-propellers-cw-ccw-set-of-2.html?__store=en_us)).

Figura 11. AEROSTAR 40A Brushless ESC 5.0V/3A BEC (2~4S LiPo).



Fuente: Imagen tomada de internet (<https://www.amazon.es/HobbyKing-Aerostar-Electronic-Controller-Booole/dp/B01EE0UZWY>).

Para el control de velocidad se usaron 4 dispositivos Aerostar 40A Brushless ESC 5.0V/3A BEC (2~4S LiPo) como el presentado en la Figura 11. El controlador lee una señal de control por ancho de pulso PWM para generar la señal de alimentación trifásica a los motores. Dependiendo del valor de la señal PWM (entradas de control reales en la planta) se obtiene una velocidad de giro del motor y así un torque de empuje y de arrastre. La ecuación característica del sistema de propulsión está dada por:

$$PWM = K_M * w_d^2 + K_B \quad (38)$$

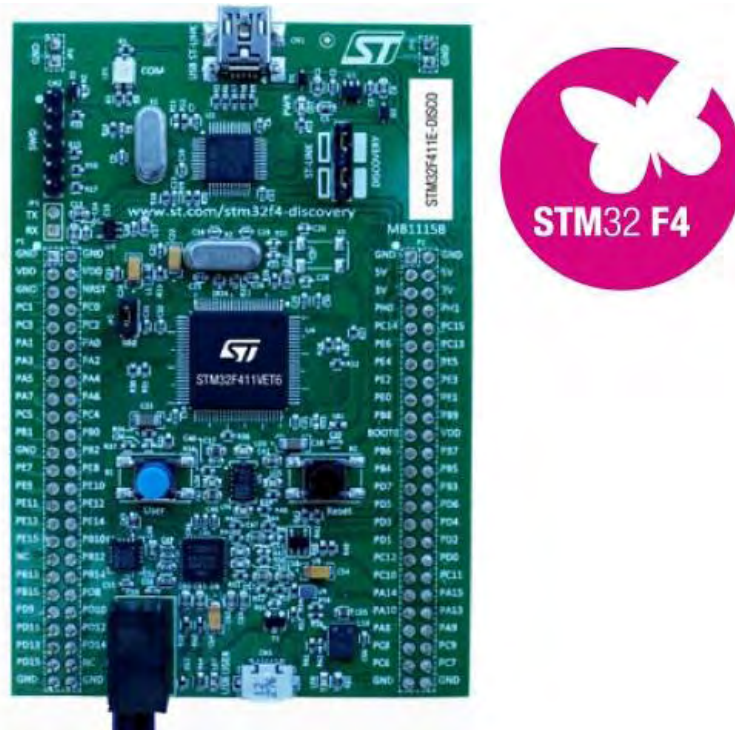
Donde  $K_M$  y  $K_B$  son constantes por determinar y  $w_d$  es la velocidad que se desea obtener. Los valores de los parámetros se obtienen en la sección 5.2.

### 4.3. TARJETA DE CONTROL

La tarjeta que se seleccionó para la adquisición y procesamiento de datos para la planta es la tarjeta STM32F411E-DISCO de la empresa ST-Microelectronics como la mostrada en la Figura 12.



Figura 12. Tarjeta STM32F411E-DISCO.



Fuente: Imagen tomada de internet (<https://www.st.com/en/evaluation-tools/32f411ediscovery.html>).

La tarjeta cuenta con diferentes componentes electrónicos integrados y las características más relevantes para el proyecto son:

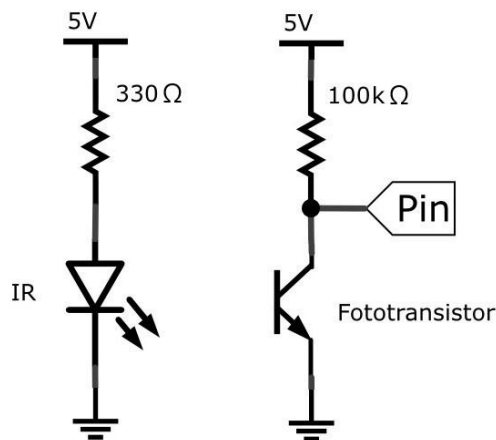
- Opera con un microprocesador STM32F411VET6, que se basa en el núcleo Cortex® -M4 de 32 bits de alto rendimiento y funciona a una frecuencia de hasta 100 MHz. El núcleo Cortex®-M4 presenta una mayor precisión de unidad de punto flotante (FPU) que admite todas las instrucciones y tipos de procesamiento de datos de precisión simple en comparación con otros microcontroladores (como ejemplo Arduino Mega trabaja con 8 bits de precisión baja).
- Ofrece un RTC (reloj en tiempo real) de baja potencia, seis temporizadores de 16 bits de uso general incluyendo un temporizador PWM para el control del motor, dos temporizadores de 32 bits de uso general e interfaces de comunicación estándar y avanzadas.
- Tiene sensores integrados. Un sensor de movimiento giroscópico de salida digital 3D (L3GD20) de tecnología ST MEMS y un encapsulado que incluye un sensor de aceleración lineal digital 3D y un sensor magnético digital en 3D (LSM303DLHC) de tecnología ST MEMS.



#### 4.4. SENSORES

La planta cuenta con varios sensores que se pueden dividir según su función. En primer lugar, se realizó la medición de la velocidad de los motores con la intención de calcular algunos parámetros de la planta. Los sensores utilizados son de tipo infrarrojo (emisor-receptor) en cada motor como se observa en la Figura 13.

Figura 13. Diagrama esquemático de los sensores infrarrojos.



Fuente: Elaboración propia, diagramado en Paint.

Los sensores detectan el cambio de color entre blanco y negro de unas cintas pegadas a los motores, generando una señal cuadrada adecuada con un amplificador operacional LM324N en configuración de comparador. Se adicionó un capacitor de 10nF para eliminar posibles ruidos provocados por el funcionamiento a altas frecuencias.

Estas señales generadas son procesadas por la tarjeta de control midiendo el periodo de la señal y deduciendo la velocidad de giro con:

$$Velocidad(rad/s) = 2\pi / Periodo \quad (39)$$

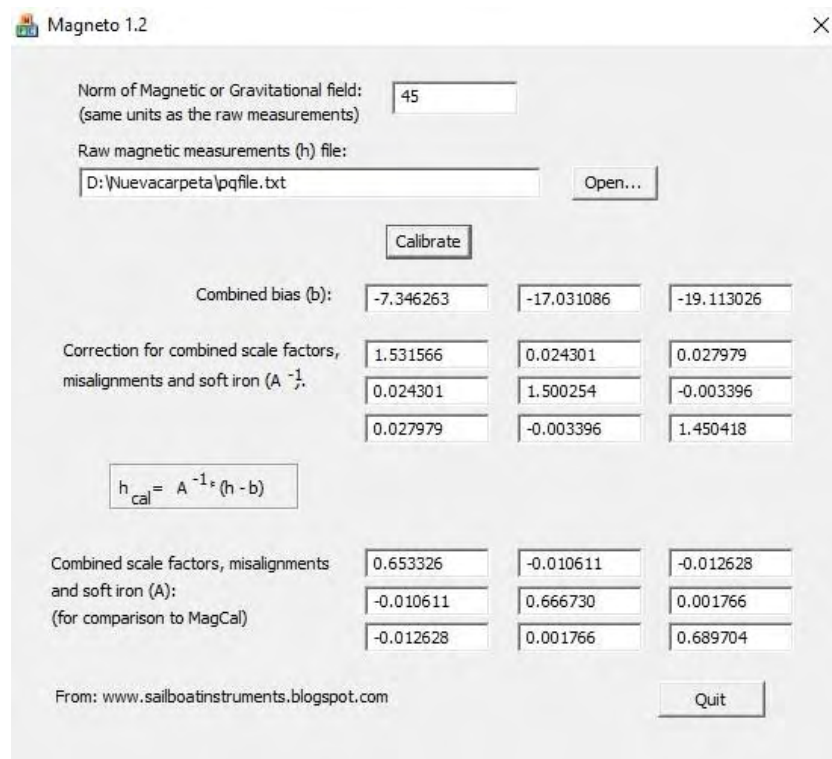
La calibración del sensor depende de la sensibilidad requerida y de la distancia entre sensor y objeto.

Para la medición de posición y velocidad angular del sistema se usó la unidad de medición inercial (IMU) incluida en la tarjeta central, como se mencionó anteriormente. Para este caso se usa una conjunción de los sensores L3GD20 y LSM303DLHC, que es su conjunto conforman un acelerómetro, un giroscopio y un magnetómetro de 3 dimensiones con los que se procede a obtener la estimación

de las posiciones angulares Roll, Pitch y Yaw (con respecto al eje X, Y y Z respectivamente). Para obtener valores de posición angular primero se debió calibrar los sensores, filtrar los datos para tener unas señales más limpias y posteriormente aplicar un algoritmo de estimación.

La calibración de los sensores depende del principio de medición de cada instrumento y cada sensor tiene una mecánica distinta. El magnetómetro tiene como fin la medición de la magnitud de campo magnético terrestre, por lo que la calibración no depende de la inclinación del sensor. La calibración se realizó con el software Magneto v1.2, cuyo proceso se muestra en la Figura 14.

Figura 14. Calibración del magnetómetro.



Fuente: Esta imagen muestra la generación de matrices de calibración

La calibración inicia con la toma de datos del sensor con distintas inclinaciones con el fin de obtener un rango representativo de datos en el mayor espacio posible y eliminar posibles errores. Posteriormente se selecciona la magnitud de campo magnético a la que va a ser calibrado el sensor, según la región en donde se obtuvieron los datos. Para algunas aplicaciones, este valor es poco relevante debido a que los valores son normalizados. En este caso, la magnitud utilizada fue

de 0.45 Gauss o 45  $\mu$ Teslas.

Con estos datos adquiridos, el software Magneto V1.2 genera 2 matrices de números, la matriz Bias y la matriz de factores, para para ser usadas en la ecuación de calibración para eliminar posibles errores de magnitud o desplazamiento de offset.

$$h_{cal} = A^{-1} * (h - b) \quad (40)$$

Donde  $h$  son los datos del sensor,  $b$  es la matriz Bias,  $A$  es la matriz de factores y  $h_{cal}$  son los datos calibrados.

De manera similar se hizo la calibración del acelerómetro, con algunas particularidades. Si el acelerómetro no experimenta algún movimiento de traslación, el sensor obtiene datos de aceleración generados por la gravedad. De esta manera, se aplica el mismo método de calibración tomando como valor base 1G o 9.81 m/s<sup>2</sup>.

Este método de calibración no aplica para el giroscopio debido a que este no mide una magnitud base. Por este motivo, se aplica una calibración simple utilizando la siguiente ecuación:

$$Gyro_{cal} = (Gyro - Offset)/factor \quad (41)$$

Donde  $Gyro$  son los datos del sensor,  $Offset$  es el valor diferencial de medida y  $factor$  es el factor de escalamiento. Para la medida del valor Offset se toman datos del sensor sin desplazamiento angular y se promedian para tener un valor único. Al no experimentar ningún movimiento, el valor real de la velocidad angular es cero, y, por tanto, el valor diferencial es el promedio de los datos obtenidos. De manera similar, para obtener el valor del factor de escalamiento se toman los datos del sensor a una velocidad angular conocida y se promedian. La relación obtenida entre el valor medio medido y el valor real es el factor de escalamiento.

$$factor = valor\ medido/valor\ real \quad (42)$$

Adicionalmente en las hojas de datos de los sensores se menciona la presencia de una desviación de los datos medidos ante el cambio de temperatura. Por esto, además de la calibración anteriormente mencionada, es necesario corregir la desviación por temperatura con:

$$h_{temp\ cal} = h - ((M * t) - B) \quad (43)$$

Donde  $h_{temp\ cal}$  es el valor del sensor con corrección de temperatura,  $h$  es el valor del sensor sin corrección,  $M$  es el factor de escalamiento,  $t$  es la temperatura y  $B$  es el offset o compensación. Esta ecuación se aplica para los tres sensores.

Aparte de la calibración, se propuso la realización de la fusión de los sensores

IMU y AHRS (Sistemas de Referencia de Actitud y Rumbo), con el algoritmo desarrollado en 2009 por Sebastian Madgwick como parte de su investigación de doctorado. La integración de sensores consiste en giroscopios y acelerómetros de tres ejes, y sensores MARG (Magnético, Velocidad Angular y Gravedad) que incluyen magnetómetros de tres ejes. La implementación de MARG incorpora distorsión magnética y compensación de deriva del sesgo del giroscopio.

El filtro utiliza una representación de cuaternión, lo que permite usar datos de acelerómetro y magnetómetro en un algoritmo de gradiente-descenso optimizado y derivado analíticamente para calcular la dirección del error de medición del giroscopio como una derivación de cuaternión. El código fuente original del algoritmo es de uso libre y se encuentran diferentes versiones para distintos lenguajes de programación y procesadores.

Los beneficios relevantes del filtro incluyen un bajo costo computacional, eficiencia a bajas tasas de muestreo y el uso libre del algoritmo al tener una difusión libre de su código fuente. Las implicaciones de la baja carga computacional y la capacidad de operar a bajas tasas de muestreo abren nuevas oportunidades para el uso de matrices de sensores IMU y MARG en aplicaciones en tiempo real de energía limitada o recursos de procesamiento o aplicaciones que exigen tasas de muestreo extremadamente altas.

#### **4.5. SISTEMA DE COMUNICACIÓN**

El sistema de comunicación seleccionado fue el módulo de comunicación nRF24L01+, que es un transceptor de 2.4 GHz de un solo chip, adecuado para aplicaciones inalámbricas de ultra baja potencia. El transceptor está diseñado para funcionar en la banda de frecuencia ISM mundial a 2.400 - 2.4835 GHz. Para diseñar un sistema de radio con nRF24L01+, necesita un MCU (microcontrolador) y algunos componentes externos pasivos. El sistema se puede operar y configurar a través de una interfaz de periféricos en serie (SPI), donde el mapa de registro al que se puede acceder, contiene todos los datos de configuración y es accesible en todos los modos de operación del chip.

El módulo está disponible en 2 versiones. La primera se caracteriza por tener una antena en la PCB del módulo, mientras que el módulo que se usó en este proyecto, cuenta con amplificador de potencia y antena externa. Los módulos difieren en la potencia y por ende la distancia de radioenlace que puede lograr, eligiendo la versión de mayor alcance (nRF24L01+PA+LNA), como se puede ver en la Figura 15.

Adicionalmente, se usan los adaptadores Addicore nRF24L01+ Breakout Adapter con regulador de 3.3 V para el acople de señales entre la señal de la tarjeta de control y el transceptor.

Figura 15. Módulo de comunicación inalámbrica nRF24L01+PA+LNA.



Fuente: Imagen tomada de internet  
(<https://www.bigtronica.com/centro/comunicaciones/radiofrecuencia/87-modulo-radiofrecuencia-nrf24l01-antena-5053212000875.html>).

#### 4.6. INTERFACE DE RECEPCIÓN

Para facilitar la interacción con la planta y la programación de controladores, se desarrolló una interface de recepción, encargada de transmitir los datos desde y hacia la tarjeta central instalada en el vehículo, con un computador que permite la visualización de las variables de control y los datos de sensores generados por la planta. En este caso se usó el software Simulink de Matlab como interface de control junto con una tarjeta Arduino Mega. La interacción entre Matlab y Arduino se facilita con el desarrollo del paquete Support Package for Arduino® Hardware y posteriormente el Simulink® Support Package for Arduino® Hardware, disponibles desde la versión R2015a. Estos paquetes permiten la programación de Arduino desde el Simulink tanto con los bloques disponibles, así como con la creación de nuevas funciones con los bloques de diseño.

Para el proyecto se procedió a diseñar un bloque adicional para el funcionamiento requerido por la interface de comunicación, dado a que los bloques disponibles no satisfacen las funciones requeridas para el protocolo. Para esto se usó el bloque de diseño S-function, permite generar un bloque de función a través de código, y por la integración de hardware es posible usar las librerías de Arduino.

#### **4.7. ALIMENTACIÓN Y DISTRIBUCIÓN DE ENERGÍA**

Para el funcionamiento de los componentes electrónicos y dar potencia a los propulsores, es necesaria una fuente de energía y un sistema que garantice su distribución.

Como fuente de energía se utilizó la batería MultiStar High Capacity, de 5200 mAh, que es una batería de alta capacidad de carga, obteniendo tiempos de trabajo con carga completa suficientes. Tiene alta capacidad de carga y descarga para evitar posibles daños con descargas profundas y reducir tiempos de carga. Además, su tamaño y su peso son apropiados para este tipo de aplicaciones.

Las baterías LiPo tienen el inconveniente que la carga de las celdas no debe decaer de un valor de 3.4 V (3.7 V recomendado para una mayor vida útil) dado a que si descienden de ese valor no pueden volver a cargarse. Para el monitoreo del valor de la carga de las celdas se utilizó un dispositivo conocido como salva LiPo's, encargado de monitorear la carga total y de cada celda y si el valor de una o todas las celdas decae del valor mínimo establecido emite una alarma. El valor de comparación puede ser modificado de acuerdo al tipo de batería utilizado.

Para la carga de la batería se usó un cargador IMAX B6 AC-DC 5A 50W, para distintas baterías, pero especialmente para baterías de litio. Es un cargador de buena capacidad, útil para baterías de alta carga como la que se usa en el proyecto. La característica más importante es la variedad de modos de carga, en particular el modo de carga balanceada que permite una carga constante en cada una de las celdas y la descarga cuando no se va a utilizar la planta en un tiempo considerable o para almacenaje. Todo esto mejora la vida útil de la batería.

Como sistema de distribución de energía se usó la placa APM / PIXHAWK / PX4, como la mostrada en la Figura 16. La placa de distribución cuenta con un sistema de amortiguación que ofrece ventajas en el sistema de desarrollo debido a que los sensores inerciales (especialmente con el acelerómetro y el giroscopio) son sensibles ante las vibraciones. El sistema de distribución puede soportar sobre corrientes de 90 A, integra sensores de corriente y voltaje, es compatible con baterías LiPo, tiene regulación de salida para controles de velocidad ESC, y salidas de voltaje de 5 V y 12 V a 3 A, justo para alimentar la tarjeta de control y sensores de velocidad de motores (5 V) y el módulo de comunicación (12 V).

Figura 16. APM / PIXHAWK / PX4 5 in 1 PDB Super Shock Absorber Integrated Power Module ESC Power Distribution Board 5V & 12V BEC RC GSX.



Fuente: Imagen tomada de internet (<https://m.aliexpress.com/item/32760587207.html>).

#### 4.8. PARAMETRIZACIÓN

La obtención de los valores de los parámetros de cada parte de la planta es necesaria debido a que el diseño del controlador depende del modelo. Dadas las ecuaciones del modelo descritas anteriormente, varias de ellas describen el funcionamiento de un sistema físico. Aunque algunos parámetros se pueden obtener directamente usando una herramienta o un medidor, en su mayoría se necesita una estimación indirecta usando la medición de otras variables, y analizando las relaciones de las ecuaciones de estado y comparándolas con las variables de control.

Para el caso particular del sistema de cuadricóptero, hay parámetros que requirieron subsistemas para facilitar la medición de parámetros. Estos subsistemas se crearon haciendo consideraciones y limitaciones físicas para reducir las ecuaciones según la variable a medir.

Para este proceso se inició con la eliminación del movimiento de los ejes, excepto del eje del parámetro que se quiere medir. Es decir, se hace que  $\dot{\Phi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\Psi}$  iguales a cero dependiendo de las circunstancias de parametrización. Por ejemplo, si se quiere medir el parámetro  $I_x$  se bloquea el movimiento en  $\dot{\theta}$  y  $\dot{\Psi}$ ; haciendo sus velocidades angulares cero. Reemplazando las ecuaciones (9)-(11) en (4)-(6), se tienen las siguientes expresiones

$$\ddot{\Phi} = lb(w_4^2 - w_2^2)/I_x \quad (44)$$

$$\ddot{\theta} = lb(w_3^2 - w_1^2)/I_y \quad (45)$$

$$\ddot{\Psi} = d(w_1^2 - w_2^2 + w_3^2 - w_4^2)/I_z \quad (46)$$

Luego, para medir las constantes de propulsión y de arrastre se aplicaron modificaciones de las ecuaciones anteriormente descritas. En el sistema es posible aplicar la segunda ley de Newton de un movimiento rotacional:

$$\tau = I * \alpha \quad (47)$$

Donde  $\tau$  es el torque angular,  $I$  es la inercia y  $\alpha$  es la aceleración angular. Además, es necesario aplicar la ecuación que describe el momento de fuerza o torque angular:

$$\tau = F * l \quad (48)$$

Donde  $F$  es la fuerza y  $l$  es la longitud. Igualando las ecuaciones (47) y (48) y despejando la aceleración angular se obtiene la siguiente ecuación:

$$\alpha = F * l/I \quad (49)$$

La ecuación (49) puede reescribirse para cada eje del sistema, de la forma:

$$\ddot{\Phi} = F_x * l/I_x \quad (50)$$

$$\ddot{\theta} = F_y * l/I_y \quad (51)$$

$$\ddot{\Psi} = F_z * l/I_z \quad (52)$$

Como se puede observar las ecuaciones (44)-(46) y (50)-(52), son expresiones de las aceleraciones angulares. Igualando y resolviendo se obtienen las siguientes expresiones:

$$F_x = b(w_4^2 - w_2^2) \quad (53)$$

$$F_y = b(w_3^2 - w_1^2) \quad (54)$$

$$F_z = d(w_1^2 - w_2^2 + w_3^2 - w_4^2)/l \quad (55)$$

Las ecuaciones (53)-(55) se usaron para medir las constantes de propulsión  $b$  y de arrastre  $d$ . Para esto fue necesario de antemano obtener la constante  $I$ , se utiliza una balanza para medir las fuerzas y la medida de velocidad angular de los motores de los sensores.

Una vez obtenidos los valores de  $b$  y  $d$  fue posible obtener los valores de las inercias  $I_x, I_y, I_z$ . Para ello fue necesario una consideración adicional debido a que



realmente no se mide las aceleraciones angulares. Si las velocidades angulares de los motores en las ecuaciones (44)-(46) son constantes, entonces las aceleraciones angulares también son constantes, lo que facilitó usar una de las ecuaciones de movimiento uniformemente acelerado aplicadas a un movimiento angular. Particularmente, se usa la ecuación (56), que no depende del tiempo.

$$\alpha = (\omega_f^2 - \omega_0^2)/(2 * \theta) \quad (56)$$

Aplicando la ecuación (56) al sistema de ecuaciones de la planta se obtienen las siguientes ecuaciones:

$$\ddot{\Phi} = (\dot{\Phi}_f^2 - \dot{\Phi}_0^2)/(2 * \Phi) \quad (57)$$

$$\ddot{\theta} = (\dot{\theta}_f^2 - \dot{\theta}_0^2)/(2 * \theta) \quad (58)$$

$$\ddot{\Psi} = (\dot{\Psi}_f^2 - \dot{\Psi}_0^2)/(2 * \Psi) \quad (59)$$

Finalmente, aplicando las ecuaciones (57)-(59) en las ecuaciones (44)-(46) es posible encontrar los valores de las inercias del sistema. Los valores se calculan en la sección 5.8.

## 5. RESULTADOS DE IMPLEMENTACIÓN

Los resultados de la implementación están divididos en una sección sobre el montaje de la planta y sobre los resultados obtenidos con la aplicación del controlador diseñado.

### 5.1. ESTRUCTURA DE LA PLANTA

Como se describe anteriormente, la estructura de la planta se fabricó a través de la técnica de impresión 3D en ABS (Acrilonitrilo butadieno estireno), a excepción de la pieza que soporta el peso de la planta donde se usa PLA (poliácido láctico). La selección de materiales se realizó debido a que el ABS cuenta con una mayor flexibilidad ante las vibraciones presentadas a causa de los motores y el PLA presenta una mayor resistencia, deseada para sostener el peso del sistema sin mayor riesgo de daño. La parte estructural de la planta definitiva se puede observar en la Figura 17.

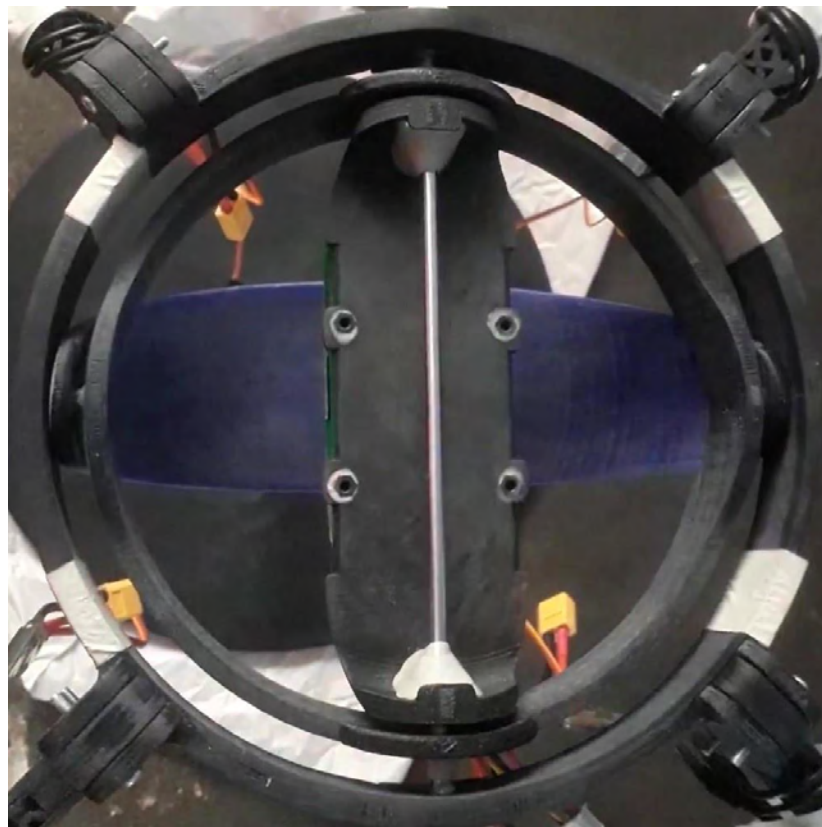
Figura 17. Estructura de la planta.



Fuente: Fotografía tomada por el autor del proyecto.

El diseño de la estructura final de la planta presentó modificaciones en comparación al prototipo terminado como se puede observar en la Figura 18, el giroscopio interno presentaba discos ovalados que permitían una construcción sencilla. Sin embargo, se optó por discos circulares debido a que ofrece una estructura compacta, resistente y estética. La base de la estructura la constituyó un disco pesado de metal como soporte del sistema completo debido a que ofrece estabilidad sin eliminar la movilidad de la planta, Adicionalmente se agregaron protecciones circundantes a las hélices de los motores para evitar accidentes de manipulación.

Figura 18. Giroscopio interno de la planta.



Fuente: Fotografía tomada por el autor del proyecto.

La movilidad del sistema recae en el giroscopio interno en el que se usaron rodamientos y ejes (tanto impresos en la misma pieza como un eje metálico que ayuda a soportar el peso del sistema) que permiten el movimiento es sus 3 ejes cartesianos. Por cada eje de giro hay un par de rodamiento, que además del giro, dan estabilidad al eje y de todo el sistema en su conjunto.

## 5.2. SISTEMA DE PROPULSIÓN

Para caracterizar el sistema de propulsión se analizó la Ecuación (38), en donde se obtiene la relación entre la señal de control del sistema de propulsión (PWM) y el valor real de respuesta (velocidad angular generada). En la ecuación se describen dos constantes que requieren ser parametrizadas para describir el comportamiento particular del sistema elegido. Si se toma como variable independiente el valor PWM de la señal de control y el cuadrado de la velocidad angular del motor como variable dependiente, la ecuación (38) describe un sistema lineal. Luego, fue necesario obtener datos de distintos valores de velocidades cuadradas y realizar un ajuste lineal, obteniendo las siguientes constantes:

Tabla 6. Constante de la ecuación (37) del sistema de propulsión.

Constante	Valor
$K_M$	0.04037
$K_B$	16476

Fuente: Tabla generada en Excel.

Con las constantes (y con la ecuación (38)) es posible controlar los motores con los valores de velocidad deseada generados por el control. Cabe destacar que se obtuvo una sola constante para los cuatro sistemas de propulsión debido a la simetría característica en el sistema de ecuaciones. Las variaciones en los parámetros se consideran como perturbaciones en el diseño del controlador.

## 5.3. TARJETA DE CONTROL

Una de las características de las tarjetas de desarrollo de la serie Discovery de la empresa ST Microelectrónicos es la variedad y combinación de dispositivos, por lo que fue necesario el desarrollo de librerías para su uso. La empresa ya ha desarrollado una variedad de librerías mayormente para la demostración de funcionamiento, pero no en su totalidad. Como caso particular, las librerías del giroscopio y el acelerómetro ya estaban desarrolladas, pero la librería del magnetómetro fue necesario crearla.

Por otra parte, el algoritmo de integración de sensores para obtener las posiciones angulares es distribuido de forma libre y rediseñado sin restricción de uso. Por lo tanto, la librería fue usada directamente y se verifica su funcionamiento luego del proceso de depuración y corrección de errores.

Adicionalmente se usaron librerías de los periféricos y procesos internos del microcontrolador que necesitan configurarse para ser aplicadas. Por ejemplo, para este caso, se usan Timers para procesos como control de tiempos de lectura de datos de los sensores, generación de las señales PWM y el funcionamiento base de los sensores de velocidad desarrollados.

Como resultado adicional, se desarrolló completamente la programación necesaria para obtener lecturas de los sensores con métodos fiables y el control de los sistemas de propulsión.

#### **5.4.            SENSORES**

Dada la necesidad de medir la velocidad de los motores (son las variables de entrada de la planta), se decidió construir los sensores en vez de adquirir unos ya fabricados por la rapidez de la respuesta deseada y la libertad de diseño para solucionar posibles errores y modificaciones en la construcción.

Figura 19. Sensor infrarrojo de velocidad angular de los motores.



Fuente: Fotografía tomada por el autor del proyecto.

La implementación de los sensores de velocidad se realizó fijando los sensores infrarrojos junto a los motores como se observa en la Figura 19. La alimentación de los sensores es suministrada desde la placa de distribución, donde los pines de salida de los sensores se conectan a la tarjeta para ser procesada la señal, y el cableado usa la misma guía usada para la alimentación de los motores. La etapa de comparación se construye en el centro de la planta, en donde converge el cableado de los pines de salida de los sensores.

En la medición de velocidad angular de los motores se obtienen valores estables dentro del rango, por lo que se no es necesaria la adición de algún tipo de filtrado o modificación de los sensores.

La calibración de los sensores para la obtención de posiciones angulares de la planta (estados) se realizó mediante los métodos establecidos en la sección 4.4 (a excepción del factor de escalamiento por la falta de una medida real fiable para la comparación).

En el proceso, primero se realizó la calibración por temperatura con el fin de evitar desfases de los datos en la etapa de calibración individual de los sensores, los datos expresados en las ecuaciones (60)-(62) son el resultado de realizar linealizaciones de distintas mediciones de los sensores a distintas temperaturas. Las ecuaciones resultantes son:

$$M_{temp\ cal} = M - \left( \begin{bmatrix} 0.019852 \\ 0.0460218 \\ -0.005013 \end{bmatrix} * T - \begin{bmatrix} -0.1006 \\ 0.8177 \\ 0.1481 \end{bmatrix} \right) \quad (60)$$

$$A_{temp\ cal} = A - \left( \begin{bmatrix} -0.00133184 \\ -0.00021748 \\ 0.00019335 \end{bmatrix} * T - \begin{bmatrix} -0.0549 \\ 0.0171 \\ 0.0052 \end{bmatrix} \right) \quad (61)$$

$$G_{temp\ cal} = G - \left( \begin{bmatrix} -0.00072162 \\ -0.00195 \\ 0.00017961 \end{bmatrix} * T - \begin{bmatrix} -0.0538 \\ 0.0116 \\ 0.0012 \end{bmatrix} \right) \quad (62)$$

Los factores de calibración resultantes de la toma de datos del magnetómetro a distintas inclinaciones y aplicados en el software Magneto V1.2 (Sección 4.4) son:

$$A^{-1} = \begin{bmatrix} 1.505560 & 0.021728 & 0.024278 \\ 0.021728 & 1.470684 & 0.021773 \\ 0.024278 & 0.021773 & 1.444346 \end{bmatrix} \quad (63)$$

$$b = \begin{bmatrix} -6.087871 \\ -18.843587 \\ -17.990575 \end{bmatrix} \quad (64)$$

De manera similar, los factores de calibración resultantes de la toma de datos del acelerómetro a distintas inclinaciones sin desplazamientos lineales y aplicados en

el software Magneto V1.2 son:

$$A^{-1} = \begin{bmatrix} 1.027385 & 0.001365 & 0.001411 \\ 0.001365 & 0.995736 & -0.001262 \\ 0.001411 & -0.001262 & 0.995617 \end{bmatrix} \quad (65)$$

$$b = \begin{bmatrix} -0.039321 \\ 0.023084 \\ -0.024787 \end{bmatrix} \quad (66)$$

Los factores resultantes en la ecuación de calibración del giroscopio son el resultado del promedio de los datos tomados para la calibración. Esto es, la desviación u offset resultante. La ecuación de calibración del giroscopio está dada por:

$$Gyro_{cal} = Gyro - \begin{bmatrix} 0.0025 \\ -0.0005 \\ -0.0030 \end{bmatrix} \quad (67)$$

En la medición de los datos de sensores se aplicó un filtro de media móvil para eliminar ruidos de alta frecuencia debido a las condiciones físicas de los sensores y a la frecuencia de obtención de datos.

En este punto se aplicó el algoritmo de fusión de los sensores AHRS IMU, que necesita los datos de frecuencia de operación y el ángulo de inclinación magnética terrestre, además de un parámetro Beta que corresponde a sensibilidad de respuesta del algoritmo. Los valores mencionados se muestran en la Tabla 7.

Tabla 7. Parámetros de operación del algoritmo AHRS IMU.

Parámetro	Valor
Frecuencia de Op	40 Hz
Inclinación	23° 7'
Beta	100

Fuente: Tabla generada en Excel.

Una vez implementado el filtro se observa un inconveniente dado que las posiciones angulares en el eje X y Y oscilan dependiendo de la posición angular en Z. Analizando los datos para obtener las relaciones matemáticas de las oscilaciones para corregir errores, se propusieron las siguientes ecuaciones de corrección. Estas ecuaciones se basan en el análisis del error restringiendo el movimiento en los ejes X y Y fijando las posiciones angulares en 0. Posteriormente se toman datos de las 3 posiciones angulares haciendo girar la

planta sobre el eje Z. Como resultado se obtuvo un comportamiento senoidal en los datos de las posiciones angulares en X y Y a una razón de cambio constante en Z. Los comportamientos senoidales componen el error presente en las medidas en X y Y, Para eliminar el error descrito fue necesario caracterizar el comportamiento senoidal y restarlo a las medidas en X y Y. Lo anterior se describe en las siguientes ecuaciones.

$$\Phi_{corregida} = \Phi - 0.2 * \cos(\Psi + 3.11) \quad (68)$$

$$\theta_{corregida} = \theta - 0.2 * \cos(\Psi + 4.69) \quad (69)$$

Por último, el controlador diseñado depende adicionalmente de la velocidad angular en X, Y y Z, cuya estimación no puede ser obtenida a partir de la derivación directa de las posiciones angulares debido al ruido de alta frecuencia en los sensores. Para esto, se utiliza una ecuación de relación entre las velocidades angulares de Euler y las velocidades angulares del marco libre dadas por:

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \Phi / \tan \theta & -1 & \cos \Phi / \tan \theta \\ \cos \Phi & 0 & -\sin \Phi \\ \sin \Phi / \cos \theta & 0 & \cos \Phi / \cos \theta \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \quad (70)$$

Donde  $w_x$ ,  $w_y$ ,  $w_z$  son las velocidades angulares del sistema en el marco libre, obtenidas directamente a partir del giroscopio y las posiciones angulares del algoritmo.

## 5.5. SISTEMA DE COMUNICACIÓN

Para el sistema de comunicación se realizaron distintas pruebas a distintas configuraciones del módulo para obtener la más conveniente y ofrezca una comunicación más estable. Uno de los elementos que afectan el funcionamiento de los módulos de comunicaciones es la alimentación, pero con las baterías utilizadas y la placa de distribución, se garantizan niveles de tensión por encima de 11.1 V y corrientes de 3 A.

En cuanto a los canales de transmisión, se pueden seleccionar canales que no interfieran con frecuencias presentes en el lugar de funcionamiento de la planta. El tamaño del paquete de transmisión seleccionado fue de 32 bytes para manejar los mismos tiempos de transmisión sin importar los paquetes enviados o recibidos. La velocidad de transmisión se seleccionó a su máximo valor sin afectar directamente la comunicación. Sin embargo, al configurarse como una comunicación bidireccional, fue necesario establecer un protocolo que evite una descoordinación de la comunicación. La configuración usada se presenta en la Tabla 8:



Tabla 8. Parámetros de configuración del módulo de comunicación nRF24l01.

Parámetro	Configuración
Tamaño de carga	32Bytes
Canal Seleccionado	15 (2.415 GHz)
Potencia de Transmisión	0 dBm
Velocidad de Comunicación	2 Mbps

Fuente: Tabla generada en Excel.

## 5.6. INTERFACE DE RECEPCIÓN

Físicamente, la interface está compuesta por una tarjeta Arduino, un módulo de comunicación nRF24l01 y una fuente de alimentación externa. Dado que generalmente el uso de jumpers no ofrece calidad de conexión en el cableado, se garantiza la conexión entre la tarjeta y el módulo sin el uso de elementos extraíbles. Además, se organizó toda la estructura en una carcasa plástica fácil de manejar, ya que solo es necesaria la conexión de un cable USB hacia el computador y la fuente de alimentación, como se observa en la Figura 20.

Figura 20. Interface física de recepción.

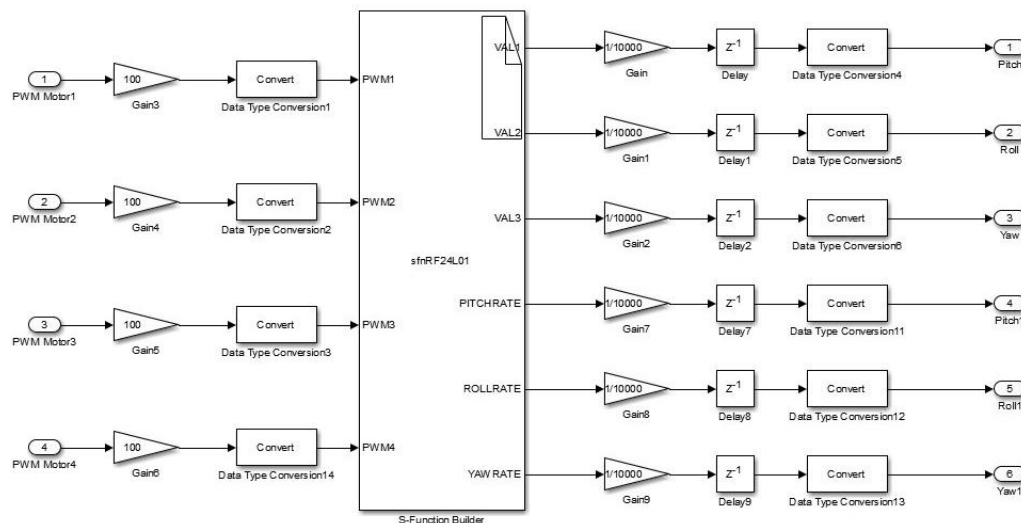


Fuente: Fotografía tomada por el autor del proyecto.

La componente del software de la interface se muestra en la Figura 21, donde la interface se desarrolló en Matlab usando el bloque de diseño S-Function, la programación del bloque se centra en la transmisión y recepción de los datos. Debido al protocolo de comunicación, el control de trasmisión y recepción es estricto, ya que todo conjunto de datos debe ser trasmitado y recibido, y el código obliga a la interface a recibir y enviar el conjunto de datos antes de continuar el flujo normal de trabajo del control.

La ventaja del protocolo usado es la comunicación fiable y continua de datos, es decir, todos los datos generados por la tarjeta de la planta son enviados, procesados por el control y los datos de control son enviados de vuelta para ser aplicados a los actuadores. Si algún dato no es enviado o recibido, el proceso de transición o recepción es nuevamente realizado hasta que el proceso sea exitoso.

Figura 21. Interface de comunicación del software en Simulink.



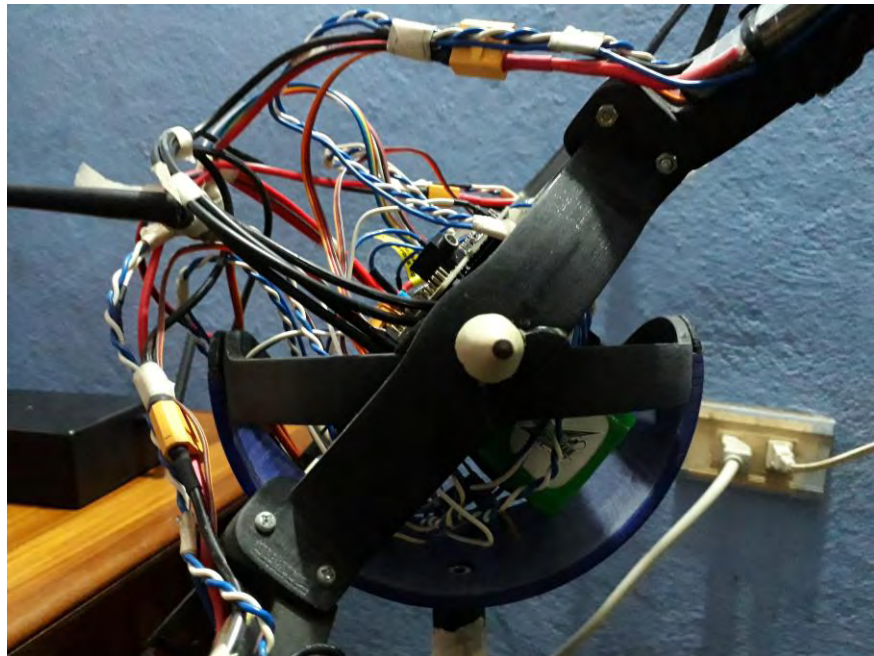
Fuente: Bloques de función generados a partir de Simulink.

La desventaja de este proceso radica en que, si en algún momento la comunicación es interrumpida, el proceso de trabajo de la planta debe ser reiniciado. Esto significa el reinicio de la tarjeta de la planta y del código en Simulink. A pesar de ser una condición grave, si se garantizan buenas condiciones de trabajo es poco común que ocurra.

## 5.7. ALIMENTACIÓN Y DISTRIBUCIÓN DE ENERGÍA

La conjunción de la batería, la placa de distribución y los dispositivos electrónicos se logró sin ningún inconveniente. Una de las complicaciones es el cableado de la placa de distribución hacia los motores, ya que el giroscopio físico necesita espacio libre de giro para funcionar y el cableado puede obstaculizarlo. Para esto, el cableado es fijado teniendo en cuenta esta consideración como se puede observar en la Figura 22.

Figura 22. Bloqueo generado por el giroscopio y cableado.



Fuente: Fotografía tomada por el autor del proyecto.

Adicionalmente se fijó el dispositivo SalvaLiPo de forma visible en la estructura de la planta debido a la importancia del monitoreo de la carga de las celdas de la batería. Adicionalmente se configuró el voltaje de referencia para la advertencia de descarga en 3.7 V, valor recomendado para alargar la vida útil sin generar cortos tiempos de funcionamiento por el rango de carga de las celdas (4.2V – 3.7V c/u) y la capacidad de almacenamiento general de la batería.

## 5.8. PARAMETRIZACIÓN

La parametrización se realizó de acuerdo con el método propuesto en la Sección anterior. Primero se obtuvieron parámetros que se miden directamente sin necesidad de una ecuación o subsistema de parametrización. Entre los parámetros medibles se tiene la masa de la planta (sin la base metálica y el sistema de giro en el eje Z), la longitud comprendida entre el eje del motor y el centro de giro (promediando las distancias entre los motores de un mismo eje y asumiendo que esa distancia es el doble de la distancia entre el eje del motor y el centro de giro), la gravedad, y la inercia de los motores (obtenida de las hojas de datos de los motores). Posteriormente, se realizó la parametrización usando las ecuaciones (53)-(55) para la obtención de las constantes de propulsión y de arrastre. Para esto se tomaron datos de fuerza (medidos con una balanza de mesa) a distintos valores de velocidad angular de un motor.

Con los parámetros obtenidos hasta el momento fue posible obtener los valores inerciales del sistema utilizando las ecuaciones (57)-(59) y (44)-(46), con los valores de posición y velocidad angular junto con la velocidad de los motores. Igualmente se obtuvo varios valores de velocidades de los motores para posteriormente obtener un valor único. Un elemento para tener en cuenta de este método es el error implícito en los valores de posición y velocidad angular, además de que la posición angular medida no es acumulativa, es decir la posición angular siempre está dentro del rango de  $-\pi$  y  $\pi$ . Todo valor fuera de este rango es ajustado al rango. Por estos motivos, se recomienda hacer el cálculo de las inercias de manera manual. Los valores obtenidos en la parametrización se muestran en la Tabla 9.

Tabla 9. Parámetros de la planta.

Parámetro	Símbolo	Valor
Masa	$m$ [Kg]	1.8648
longitud	$l$ [m]	0.2890
gravedad	$g$ [m/s <sup>2</sup> ]	9.7705
Inercia del motor	$J_r$ [Kg*m <sup>2</sup> ]	$4.5 \cdot 10^{-5}$
Cte de propulsión	$b$	$6.8764 \cdot 10^{-6}$
Cte de arrastre	$d$	$2.4238 \cdot 10^{-7}$
Inercia en X	$I_x$ [Kg*m <sup>2</sup> ]	$3.717 \cdot 10^{-2}$
Inercia en Y	$I_y$ [Kg*m <sup>2</sup> ]	$3.731 \cdot 10^{-2}$
Inercia en Z	$I_z$ [Kg*m <sup>2</sup> ]	$5.698 \cdot 10^{-2}$

Fuente: Tabla generada en Excel.

Una vez finalizados los procedimientos anteriormente mencionados se obtuvo el prototipo final de la planta de control tipo cuadricóptero como se observa en la Figura 23.

Figura 23. Prototipo final de la planta de control.

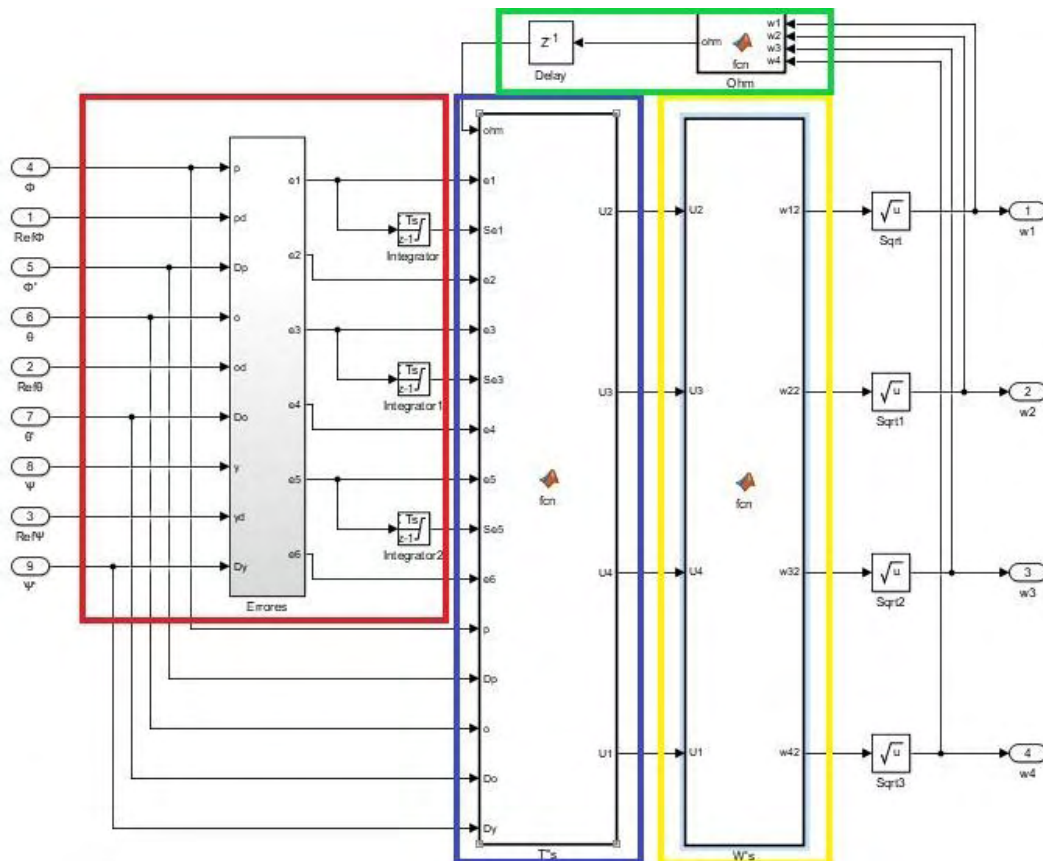


Fuente: Fotografía tomada por el autor del proyecto.

## 6. RESULTADOS DE INTEGRACIÓN DE LA PLANTA Y EL SISTEMA DE CONTROL

Para realizar la calibración del funcionamiento, inicialmente se usaron diferentes constantes de control a las diseñadas para observar la respuesta en un tiempo de establecimiento más largo. El bloque de comunicación desarrollado en Simulink tiene una variación ya que la velocidad angular de los motores no es medida al no ser relevante para el funcionamiento del control. El resto de configuraciones son las establecidas anteriormente. La estructura del controlador usado en la primera prueba se presenta en la Figura 24.

Figura 24. Sistema de control general de la planta. Errores de las ecuaciones (13)-(18) e integrales (en recuadro rojo), ecuaciones de control (34)-(36) (en recuadro azul), obtención de las respuestas de control en términos de velocidades angulares (en recuadro amarillo) y obtención y realimentación de la variable  $\Omega$  (en verde).



Fuente: Bloques de función generados a partir de Simulink.

Las ecuaciones de control (34)-(36) devuelven las expresiones de las fuerzas de control en cada eje, pero la variable real de control son las velocidades angulares de los motores. Para la corrección del control se utilizaron las siguientes ecuaciones resultantes de la inversión de las expresiones (8)-(11).

$$w_1 = \sqrt{U_1/4b - U_3/2b + U_4/4d} \quad (71)$$

$$w_2 = \sqrt{U_1/4b - U_2/2b - U_4/4d} \quad (72)$$

$$w_3 = \sqrt{U_1/4b + U_3/2b + U_4/4d} \quad (73)$$

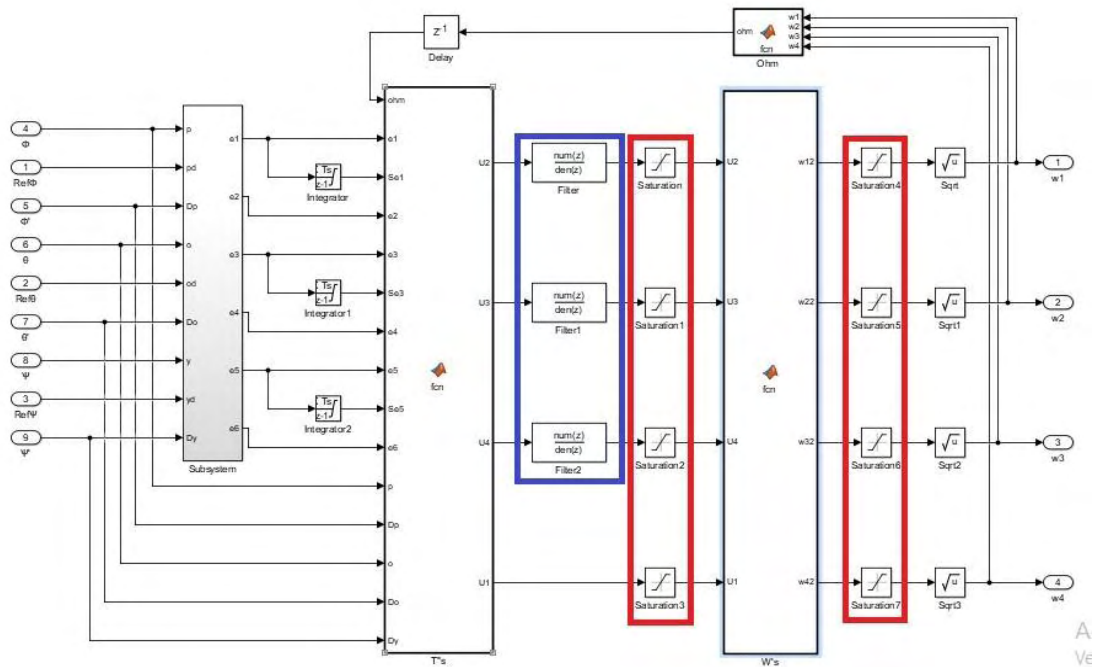
$$w_4 = \sqrt{U_1/4b + U_2/2b - U_4/4d} \quad (74)$$

Los resultados de la primera prueba revelaron un inconveniente en relación a los valores generados por el controlador y la conversión de esos valores en las velocidades angulares de los motores, puesto que se pueden producir valores complejos conjugados, valores que exceden ampliamente valores máximos de velocidad e incluso valores negativos de velocidad.

Para solucionar este inconveniente se procedió a limitar las señales de control y las resultantes de la conversión a velocidades angulares. Para ello se usaron bloques de saturación de señal tanto para saturar la magnitud máxima de las señales de control y limitar las velocidades de los motores a un rango de cero a un valor máximo deseado. En la Figura 25 se observan las modificaciones descritas.



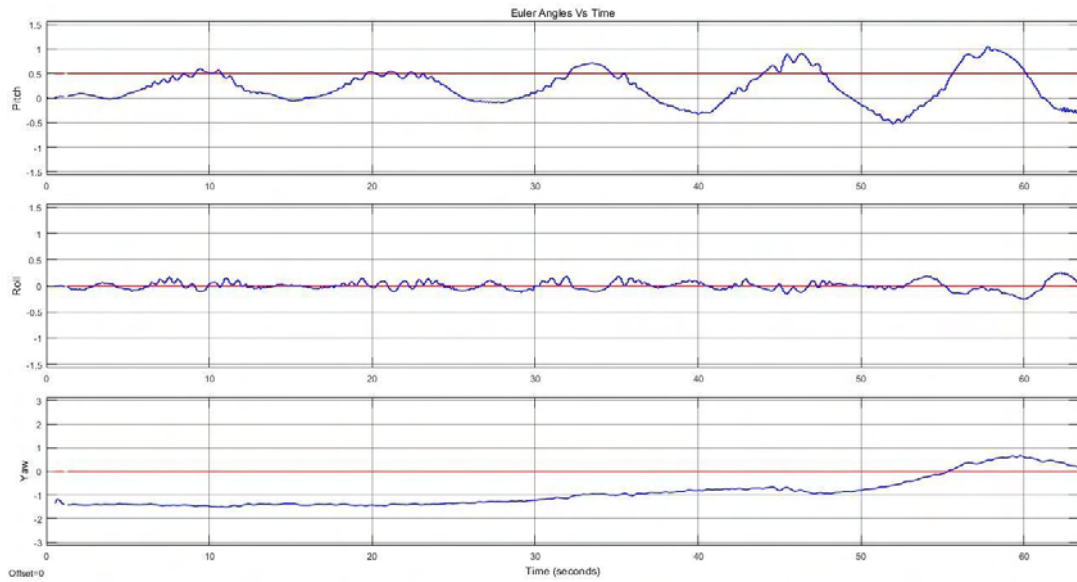
Figura 25. Sistema de control general de la planta con aplicación de filtros (en recuadro azul) y aplicación de saturación de señales (en rojo)



Fuente: Bloques de función generados a partir de Simulink.

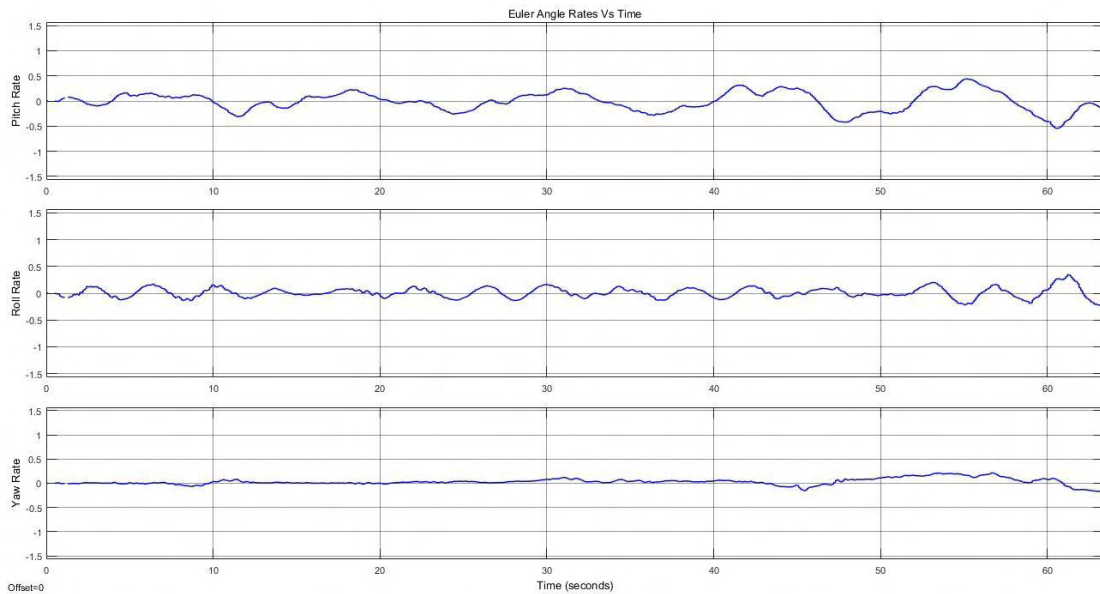
Figura 26. Posiciones angulares de la planta con señales de control filtradas y saturación de magnitud (referencias en rojo y respuestas en azul).





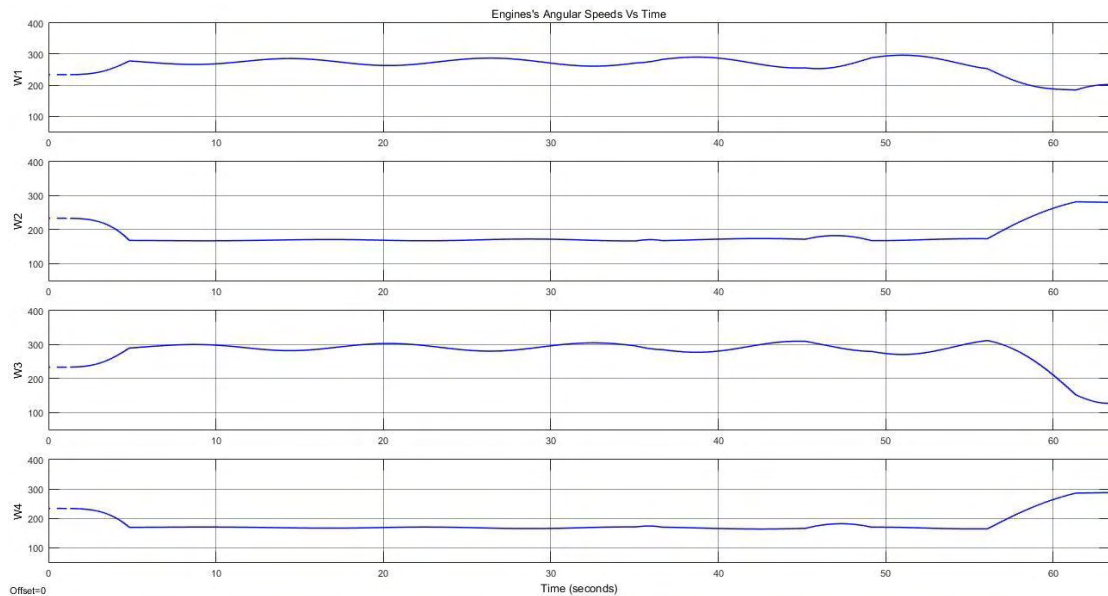
Fuente: Graficas de posiciones angulares generadas a partir de Simulink.

Figura 27. Velocidades angulares de la planta con señales de control filtradas y saturación de magnitud.



Fuente: Graficas de velocidades angulares generadas a partir de Simulink.

Figura 28. Velocidades angulares de los motores de la planta con señales de control filtradas y saturación de magnitud.



Fuente: Graficas de velocidades angulares de los motores generadas a partir de Simulink.

Adicionalmente se aplicaron filtros a las señales de respuesta del controlador diseñado debido al nivel de ruido que presentan interfiere en la respuesta de los motores. Los filtros aplicados son filtros Butterworth pasa bajas, diseñados usando la función `butter(n,Wn)` de Matlab. El orden del filtro ( $n$ ) es de 5 y la frecuencia de corte normalizada ( $Wn$ ) es de 0.02. Las condiciones iniciales de los bloques de integración son de 0 y se aplican saturaciones en el valor acumulativo de la integral. Las referencias del sistema de control son de  $[0.5, 0, 0]$  radianes, ya que en este punto se esperan una respuesta sobreamortiguada para buscar algún posible comportamiento diferente al mostrado en las simulaciones con un tiempo de establecimiento alrededor de 5 segundos más el retraso generado por los filtros.

Las posiciones angulares, las velocidades angulares y las señales de control de los motores ante las modificaciones descritas se observan en las Figuras 26, 27 y 28 respectivamente. De estas gráficas se nota que el resultado no es el esperado. En la gráfica de las posiciones angulares de la planta se observa que en el eje Y, la posición angular al llegar a la referencia rápidamente, pero vuelve a caer tendiendo a 0. Sin embargo, el sistema no sigue esta tendencia en el eje X debido a que cuenta con una referencia de 0. La respuesta del control de posición en el eje Z es más lenta a la diseñada, produciéndose por la fricción que se experimenta en este eje debido a que se usa como soporte para la planta. En la gráfica de velocidades angulares de los motores se observa que los motores 1 y 3 experimentan oscilaciones en sus respuestas debido a que estos controlan la posición angular en el eje Y. En la gráfica de velocidad angular se observa que la señal en el eje Y cuenta con un aumento considerable de variación, lo que

expresa una futura inestabilidad en el eje de la planta.

Comparando las respuestas de posición angular en Y y la velocidad del motor 3 (encargado de generar fuerza en la dirección positiva del eje Y), mientras la posición angular de la planta está por debajo de la referencia, la velocidad del motor aumenta. Asimismo, cuando la posición angular supera la referencia la velocidad del motor disminuye. De lo anterior se concluyó que la acción integral del control trata de eliminar el error de la respuesta, pero no es capaz de conservar la posición deseada.

Observando las respuestas del sistema y analizando las ecuaciones del modelo de la planta con respecto a la planta real, se concluyó que la planta además de las características incluidas en el modelo tiene un comportamiento de un péndulo complejo en los ejes X y Y. Además se observa que este comportamiento es ocasionado a la diferencia entre el punto de giro y el centro de masa de la planta debido a fallas en la simetría.

Ante este fenómeno, que no hace parte del comportamiento real de un cuadricóptero en vuelo, se propuso una estrategia para tratar de contrarrestarlo. Para ello se desarrollaron ecuaciones en función de las posiciones angulares en los ejes afectados y se suman a las señales de control de la planta. Inicialmente se parte de la ecuación característica de un péndulo complejo dada por

$$\ddot{\alpha} = -mgl_c \sin \alpha / I_0 \quad (75)$$

Donde  $m$  es la masa del sistema,  $g$  es la gravedad,  $l_c$  es la longitud entre el centro de masa y el punto de giro,  $I_0$  es la inercia del sistema y  $\alpha$  es la posición angular. Aplicando unas modificaciones a la Ecuación (75) para obtener una relación con la fuerza vista desde la posición de los motores se obtiene la siguiente ecuación.

$$F_\alpha = -mgl_c \sin \alpha / l \quad (76)$$

Donde  $F_\alpha$  es la fuerza experimentada a longitud  $l$ . En el método propuesto para contrarrestar el comportamiento descrito se procede a restar el valor de  $F_\alpha$  a las respuestas del controlador en los ejes afectados. Las ecuaciones de corrección resultantes son:

$$U_{2 \text{ corregida}} = U_2 + mgl_c \sin \Phi / l \quad (77)$$

$$U_{3 \text{ corregida}} = U_3 + mgl_c \sin \theta / l \quad (78)$$

El valor de la longitud  $l_c$  se obtiene experimentalmente usando la ecuación (76). Como resultado se obtuvo que  $l_c = 8.0133 * 10^{-3}$  metros.

Finalmente, la estructura del controlador se definió adicionando un bloque de corrección establecido por las ecuaciones (77) y (78) como se observa en la Figura 29. Las posiciones angulares, las velocidades angulares y las señales de

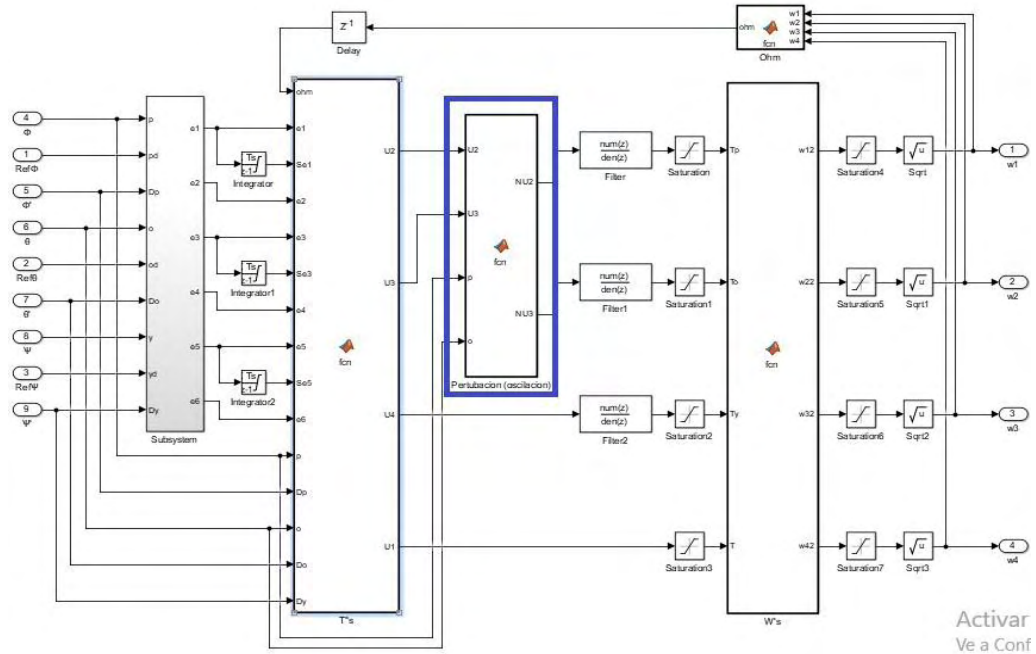
control se observan en la Figura 30, 31 y 32 respectivamente.

Comparando las respuestas de la planta con y sin la compensación propuesta, se observaron cambios considerables. Analizando las gráficas de velocidad angular, ya no se presentan variaciones bruscas en sus señales, lo que describe un funcionamiento estable de la planta con velocidades angulares de los motores suaves.

Analizando las respuestas de posición angular, se observó que el controlador es capaz de seguir las referencias indistintamente si estas se acercan o se alejan de la posición 0. Debido a la compensación descrita anteriormente, la componente integral del controlador ya no asume la carga de contrarrestar la condición de péndulo complejo en los ejes X y Y, sino que solamente elimina error de estado estacionario.

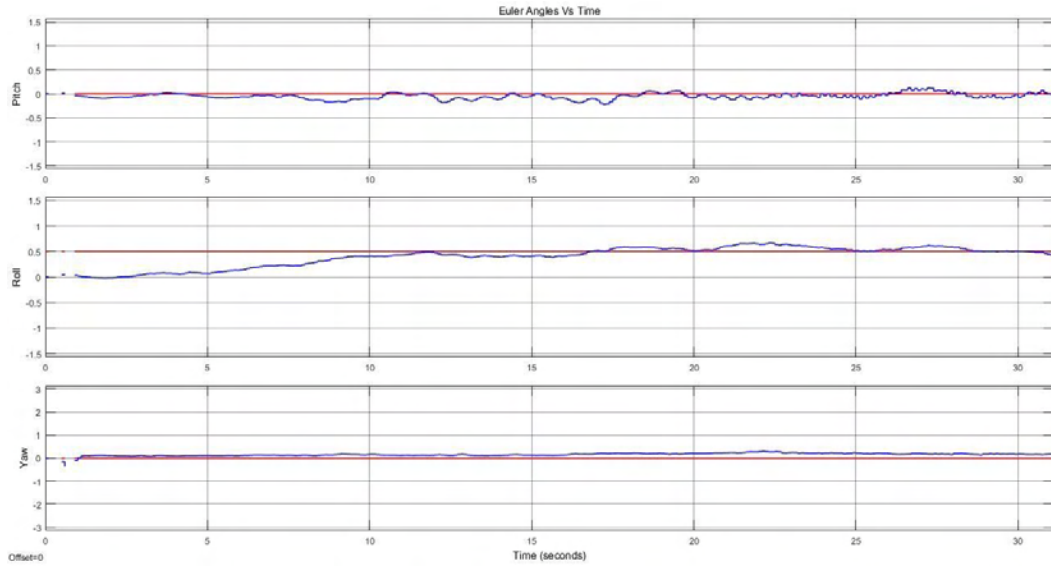
Concluyendo, la compensación mejoró radicalmente la respuesta del sistema. A pesar del nivel de ruido de la medición de los estados, se puede evidenciar que el sistema no cuenta con error de estado estacionario y el tiempo de establecimiento en este caso es afectado por el filtro implementado, obteniendo valor de 9 segundos aproximadamente, con una respuesta bastante cercana a la esperada.

Figura 29. Sistema de control final de la planta con aplicación de compensación (en recuadro azul).



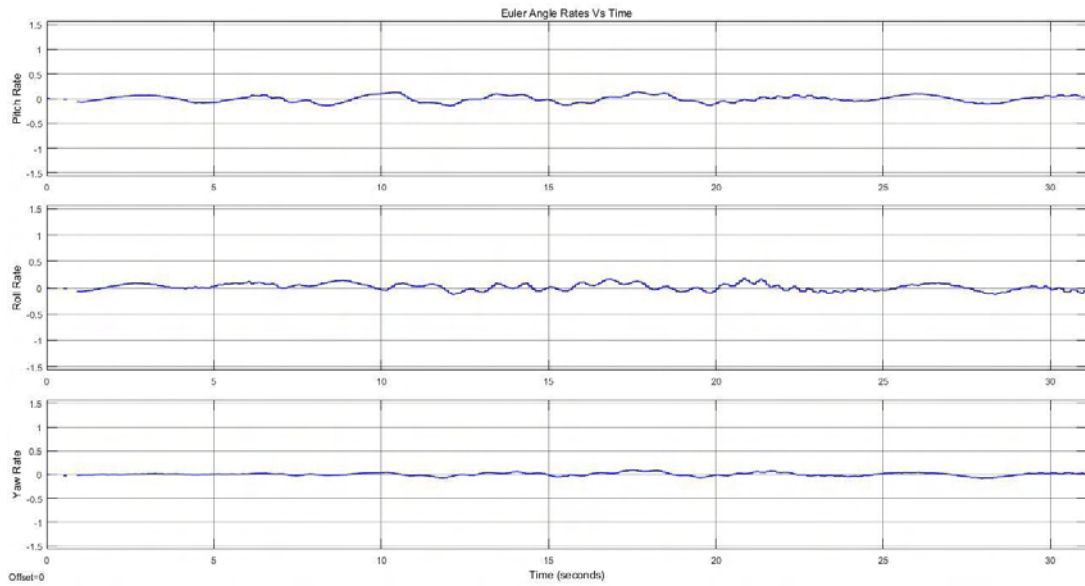
Fuente: Bloques de función generados a partir de Simulink.

Figura 30. Posiciones angulares de la planta con el diseño del controlador final (referencias en rojo y respuestas en azul).



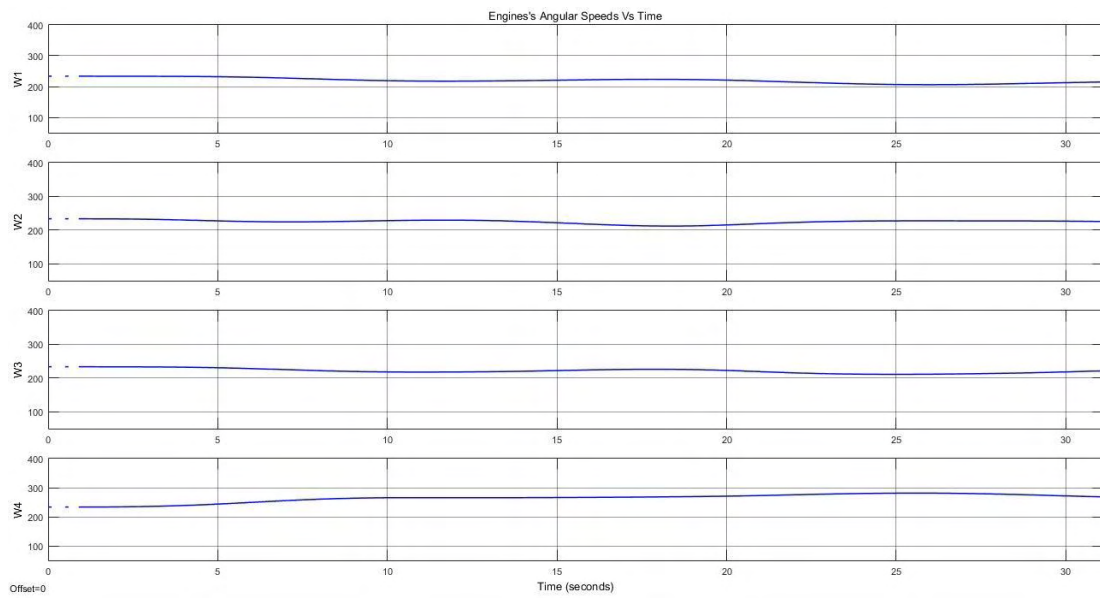
Fuente: Graficas de posiciones angulares generadas a partir de Simulink.

Figura 31. Velocidades angulares de la planta con el diseño del controlador final.



Fuente: Graficas de velocidades angulares generadas a partir de Simulink.

Figura 32. Velocidades angulares de los motores de la planta con el diseño del controlador final.



Fuente: Graficas de velocidades angulares de los motores generadas a partir de Simulink.

## 7. CONCLUSIONES

En este trabajo se diseñó un prototipo de planta de control tipo cuadricóptero para prueba de sistemas de control y el diseño de un controlador no lineal para la estabilización de la orientación. Los resultados muestran que la planta ha operado de manera correcta, dado que el diseño estructural de la planta ha garantizado la libertad de movimiento (a excepción del eje Z debido a la fricción que se presenta).

Ante los resultados de la implementación que presentaron oscilaciones tipo péndulo simple (que no hacen parte de las mecánicas de funcionamiento de un cuadricóptero en vuelo), se realizó una adición al controlador considerando una compensación calculada con base en el comportamiento de la planta.

En cuanto a la actuación, los motores han ejercido fuerzas de propulsión suficientes para poder realizar cambios rápidos de posición angular con valores intermedios de velocidad en los ejes X y Y. Sin embargo, en el eje Z no se obtuvo respuesta suficiente debido a que la fuerza de arrastre de los motores se ha visto opacada por la fricción en el eje.

La estimación de las posiciones y velocidades angulares obtenida a través del algoritmo implementado presentó buenos resultados. El inconveniente más relevante fue el ruido que presentan los sensores. A pesar de la complejidad que conlleva la parametrización de los datos de la planta, se realizó un proceso basado en las ecuaciones del modelo de la planta.

El protocolo de comunicación implementado ha garantizado un enlace bidireccional y continuo, pero con un ambiente idóneo para una comunicación inalámbrica estable. Gracias al protocolo escogido, los tiempos de transmisión y recepción de datos entre la planta y el control en Simulink fueron lo bastante cortos para el buen funcionamiento de la planta.

Los resultados de la aplicación del controlador diseñado a la planta construida destacaron la necesidad de adicionar filtros a las salidas para suavizar las señales de control. Este resultado fue robusto para soportar ruido en la medición de los estados, pero no permitió tiempos de respuesta cortos sin provocar una respuesta inestable en la planta. Después de aplicar todas las consideraciones, correcciones y compensaciones al controlador se obtuvo una respuesta cercana a las simulaciones, lo que permitió concluir que la planta de control tiene una funcionalidad apropiada.

## 8. RECOMENDACIONES

Se propone el mejoramiento del sistema medición de los estados, tanto en la selección de sensores como el algoritmo de estimación para disminuir filtrado, obteniendo así respuestas más rápidas y fiables. Igualmente se recomienda la selección de un sistema de comunicación inalámbrico que ofrezca una mayor velocidad de transmisión. Y por último el diseño de filtros digitales que mejoren las señales del sistema sin afectar el funcionamiento de la planta.

Por otra parte, si se desea un funcionamiento más similar a un cuadricóptero en vuelo, se debe realizar un rediseño del sistema estructural de la planta para eliminar comportamientos espurios (como la presencia de fricción de rotación en el eje Z y la perturbación ocasionada por la diferencia entre punto de giro y centro de masa del giroscopio interno).

Como siguiente paso en la línea de desarrollo del proyecto, se propone la implementación de un sistema que permita la estimación de posición y velocidad lineal posibilitando la aplicación de un controlador tanto para posición lineal como angular. igualmente se propone el desarrollo de distintas plantas de control estáticas que permitan el desarrollo académico de los estudiantes y profesores.

Este manual se realizó con base a la interface visual de la versión 2016a de Matlab por lo que las imágenes donde se describen los pasos en este software pueden variar dependiendo de la versión.

Antes de hacer funcionar la planta de control se recomienda ingresar bloques de saturación las salidas del controlador e igualmente empezar con tiempos de establecimiento altos debido a que es posible que el controlador genere valores en las variables de control bastante grandes que puedan comprometer con la integridad de la planta.

La distancia entre la planta de control y la estación de interface no deben estar a una distancia considerablemente alta entre si debido a que se genera una inestabilidad en la comunicación, se realizaron pruebas con valores entre 1 y 2 metros de distancia sin fuentes de interferencia.

Si por algún motivo la planta de control se vuelve inestable se debe parar la simulación o desconectar la estación de interface, esto debido a que la planta cuenta con un sistema de parada de emergencia, después de 1 segundo de perdida la conexión los motores se detienen.



## BIBLIOGRAFIA

K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, D. Nakazawa, *Autonomous Flying Robots*, Springer Science & Business Media, 2010.

A. Tayebi y S. McGivray, "Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 14, No. 3, pp. 562 – 571, 2006.

O. Fritsch, B. Henze y B. Lohmann, "Fast and Saturating Attitude Control for a Quadrotor Helicopter", *Proceedings of the European Control Conference (ECC)*, 2013.

Y. Zhang y L wang, "Anti-Disturbance Control Methodology for Attitude Tracking of an UAV", *IEEE Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO)*, 2015.

Y-Cheol Choi y H-Sung Ahn, "Nonlinear Control of Quadrotor for Point Tracking: Actual Implementation and Experimental Tests", *IEEE Transactions on Mechatronics*, vol. 20, No. 3, pp. 1179 – 1192, 2015.

L. Argentim, W. Rezende, P. Santos, R. Aguiar, "PID, LQR and LQR-PID on a Quadcopter Platform", *International Conference on Informatics, Electronics & Vision (ICIEV)*, 2013.

S. Rezazadeh, M. Ardestani, P. Sadeghi, "Optimal attitude control of a quadrotor UAV using Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System (ANFIS)", *3rd International Conference on Control, Instrumentation, and Automation (ICCIA)*, 2013.

H. Qiong, L. Tian, F. Qing, G. Qingbo, "Attitude Control Research for Quad-rotor UAV", *Fifth International Conference on Intelligent Control and Information Processing (ICICIP)*, 2014.

I. Petruševski, A. Rakić, "Simple fuzzy solution for quadrotor attitude control", *12th Symposium on Neural Network Applications in Electrical Engineering (NEUREL)*, 2014.

W. Qingtong, W. Honglin, W. Qingxian, CH. Mou, "Backstepping-based attitude control for a quadrotor UAV using nonlinear disturbance observer", 34th Chinese Control Conference (CCC), 2015.

E. Barzаноoni, K. Salahshoor, A. Khaki-Sedigh, "Attitude flight control system design of UAV using LQG/LTR multivariable control with noise and disturbance", 3rd RSI International Conference on Robotics and Mechatronics (ICROM), 2015.

M. Eressa, D. Zheng, M. Han, "PID and neural net controller performance comparison in UAV pitch attitude control", IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics (SMC), 2016.

Y. Chen, Y. He y M. Zhou, "Modeling and Control of a Quadrotor Helicopter System under Impact of Wind Field", Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology, vol. 17, No. 6, pp. 3214-3221, 2013.

J. Viveros, J. Castillo, "Comparación Cuantitativa de Métodos de Control de Orientación y Posición para Aplicaciones de Precisión de un Cuadricóptero", Tesis de Pregrado, Ingeniería Electrónica, Universidad de Nariño, San Juan de Pasto, Colombia, 2014.

W. Chamorro y J. Medina, "Control de un Cuadricóptero para seguimiento de un móvil", Revista Politécnica, vol. 32, no.2, julio 2013.

I. Catalán, "Desarrollo de un cuadricóptero operado por ROS", Tesis de Pregrado, Ingeniería Industrial, Universidad de Zaragoza, Zaragoza, España, 2013.

V. Ramos, "Diseño e Implementación de un Quadcopter basado en Microcontrolador Arduino", Tesis de Pregrado, Ingeniería en Tecnologías Industriales, Universitat Politècnica de València, València, España, 2014.

A. Pico, "Diseño e implementación de un sistema de control para un cuadricóptero", Tesis de Pregrado, Departamento de Computación, Instituto Politécnico, México D. F., México, 2012.

G. Rivera, "Diseño, construcción y puesta en marcha de un multicoptero utilizando un controlador de estabilización avanzado", Tesis de Pregrado, Ingeniería Electrica, Universidad de Costa Rica, Ciudad universitaria Rodrigo Facio Brenes, Costa Rica, 2013.

L. Sevilla, "Modelado y Control de un Cuadricóptero", Tesis de Pregrado, Departamento de Electrónica, Automática y Telecomunicaciones, Universidad Pontificia Comillas, Madrid, España, 2014.

S. Madgwick, A. Harrison y R. Vaidyanathan “Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm”, IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics, 2011.

Sailboat Instruments, “Magneto V1.2”. {En línea}. {2013} disponible en: (<https://sites.google.com/site/sailboatinstruments1/home>).

## **ANEXOS**

Anexo 1 Manual de Usuario.




Ingeniería  
**ELECTRÓNICA**

**Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el  
Control de Estabilidad y Orientación**

**Manual de Usuario**


## HOJA DE CONTROL

<b>Proyecto</b>	Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el Control de Estabilidad y Orientación		
<b>Entregable</b>	Manual de Usuario		
<b>Autor</b>	Jaime Ernesto García Yela		
<b>Aprobado por</b>	Andrés Darío Pantoja Bucheli	<b>Fecha Aprobación</b>	DD/MM/AAAA
		<b>Nº Total de Páginas</b>	19

 <b>Ingeniería</b> <b>ELECTRÓNICA</b>	<b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo  Cuadricóptero para el Control de Estabilidad y  Orientación</b>  <b>Manual de Usuario</b>	<b>Programa Ingeniería Electrónica</b>  <b>Universidad de Nariño</b>
--	---	--

## ÍNDICE

1 CARACTERÍSTICAS .....	4
2 HARDWARE .....	5
3 SOFTWARE REQUERIDO.....	7
4 INSTALACIÓN .....	7
4.1 MATLAB y Simulink Support Package para Arduino .....	7
5 CONFIGURACIÓN .....	11
5.1 Modelo de Simulink .....	11
5.2 Bloque de Función.....	14
6 FUNCIONAMIENTO .....	17
7 NOTAS .....	79

 <p>Ingeniería ELECTRÓNICA</p>	<p><b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadróptero para el Control de Estabilidad y Orientación</b></p> <p><b>Manual de Usuario</b></p>	<p><b>Programa Ingeniería Electrónica</b></p> <p><b>Universidad de Nariño</b></p>
---	--	---

## 1. CARACTERÍSTICAS

la planta de control ofrece las siguientes características:

- Tarjeta de desarrollo STM32F411 de la línea Discovery. Basada en el microcontrolador STM32F411VET6, incluye una herramienta de depuración integrada ST-LINK / V2, un giroscopio, un e-compás y un micrófono digital ST MEMs, un DAC de audio con un controlador de altavoz de clase D integrado, un conector OTG micro-AB, LED's y botones integrados.
- Cuatro motores brushless BX 2212-920Kv MultiStar de 920 RPM (revoluciones por minuto) por voltio, corriente máxima de 20 A y adecuado para propelas de 9 x 4.3 o 10 x 4.5 pulgadas.
- Cuatro propelas ABS 9443 ABS Self-locking para DJI Phantom 2, 2 propelas CW (sentido horario) y 2 CCW (sentido anti-horario) y Propelas de dimensiones de 9.4 x 4.3 pulgadas.
- Cuatro controladores electrónicos de velocidad (ESC) Aerostar RVS 40A w/Reverse Function 3A BEC (2~4S).
- Batería tipo LiPo MultiStar High Capacity 5200mAh 3S 10C para multirrotores y cargador de baterías IMAX B6AC V2 Professional Balance Charger/Discharger.
- SalvaLiPos por Alarma de bajo consumo para LiPos de 2 a 6 celdas(2s~6s).
- Módulo de comunicación inalámbrica (transceptor) nRF24L01, de consumo ultra bajo (ULP), Posee un circuito amplificador de potencia (PA), un circuito amplificador de bajo ruido (LNA) además de una antena SMA. Además de una placa reguladora de voltaje para el módulo de comunicación.
- Placa de distribución de energía para ESC con sistema de amortiguación de almohadillas para tarjetas de control.
- PCB personalizada para integración de elementos electrónicos y fijación a la placa de distribución de energía.

La estación de comunicación e interface ofrece las siguientes características:

- Tarjeta de desarrollo Arduino MEGA basada en el microcontrolador Atmega2560, Tiene 54 pines digitales I/O (15 se pueden usar como salidas PWM), 16 entradas analógicas, 4 UART, un oscilador de cristal de 16 MHz y una conexión USB.
- Módulo de comunicación inalámbrica (transceptor) nRF24L01, de consumo ultra bajo (ULP), Posee un circuito amplificador de potencia (PA), un circuito amplificador de bajo ruido (LNA) además de una antena SMA. Además de una placa reguladora de voltaje para el módulo de comunicación.
- Fuente externa de 12 V y 1 A para la alimentación del módulo de comunicación.
- Cable de conexión USB tipo A a tipo B.



## 2. HARDWARE

La planta de control está diseñada en torno a la tarjeta de desarrollo STM32F411e-DISCOVERY, además del sistema de propulsión, distribución y almacenamiento de energía.

La Figura 1 muestra una imagen de la planta de control, la Figura 2 muestra la estación de interface con la computadora.

La Figura 3 ilustra las conexiones entre la tarjeta de control y los distintos dispositivos eléctricos y electrónicos.

Figura 1. Planta de Control.




	<p align="center"><b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el Control de Estabilidad y Orientación</b></p> <p align="center"><b>Manual de Usuario</b></p>	<p align="center">Programa Ingeniería Electrónica</p> <p align="center">Universidad de Nariño</p>
---	--	---

Figura 2. Estación de Interface.

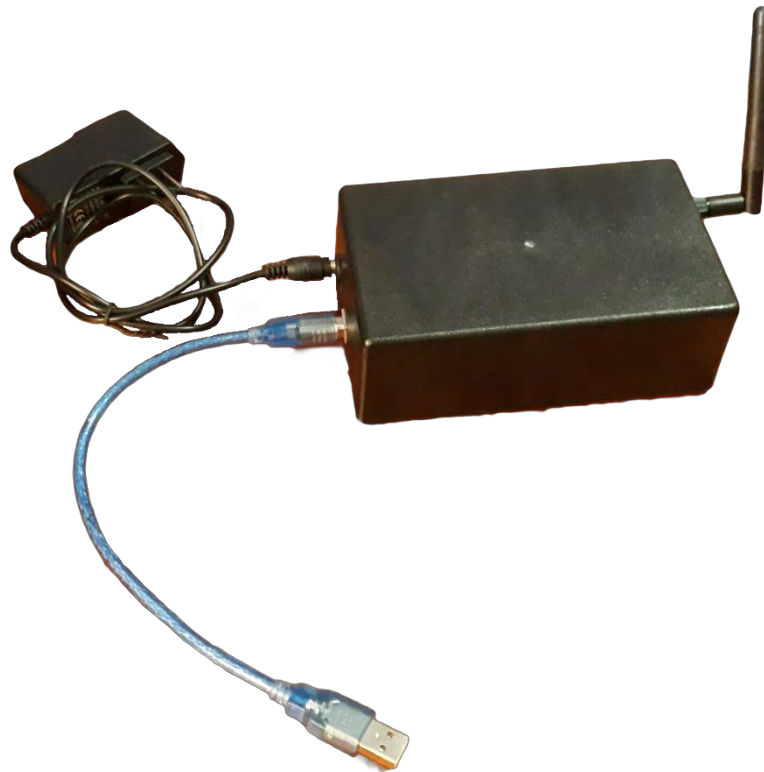
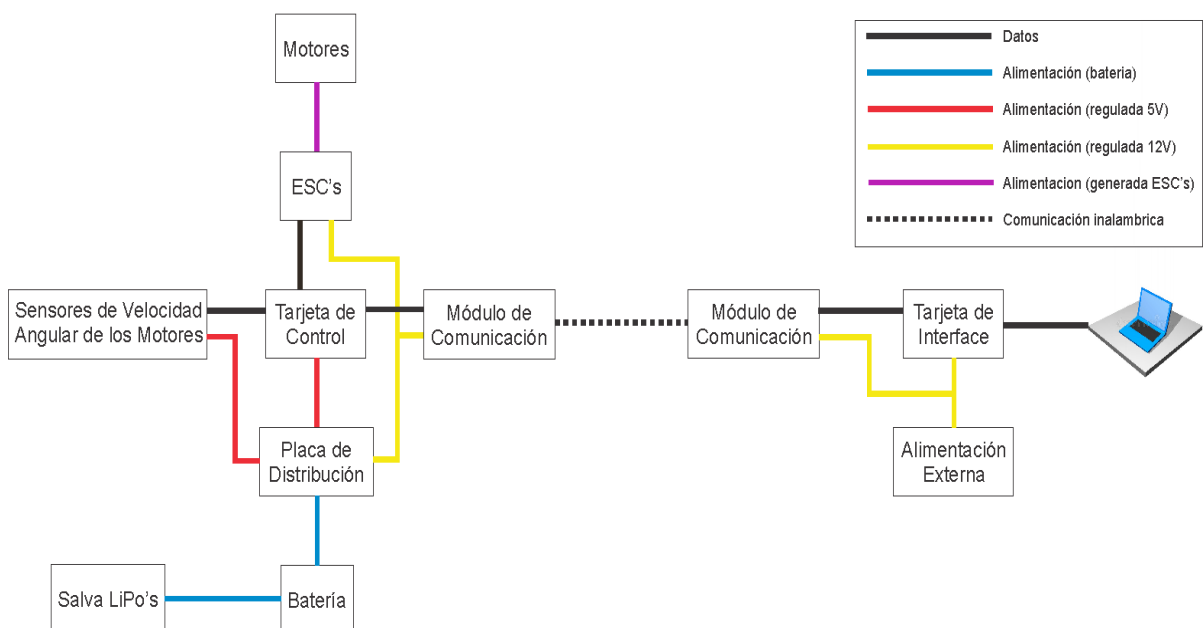


Figura 3. Diagrama de bloques de conexiones eléctricas y de datos.



### 3. SOFTWARE REQUERIDO

la planta de control fue diseñada para trabajar en conjunto con el entorno de programación visual Simulink® del software Matlab® para una fácil e intuitiva interacción con los usuarios.

Debido a que se usó una tarjeta de desarrollo Arduino® como tarjeta de interface, se desarrolló la programación a partir de los paquetes MATLAB Support Package for Arduino Hardware® y Simulink Support Package for Arduino Hardware®, permitiendo una inclusión de hardware dentro de un programa en Simulink.

Finalmente, para desarrollar una interface única para la planta de control se diseñó un bloque de función en Simulink encargado de la transmisión y recepción continua de valores de control y sensores de la planta.

### 4. INSTALACIÓN

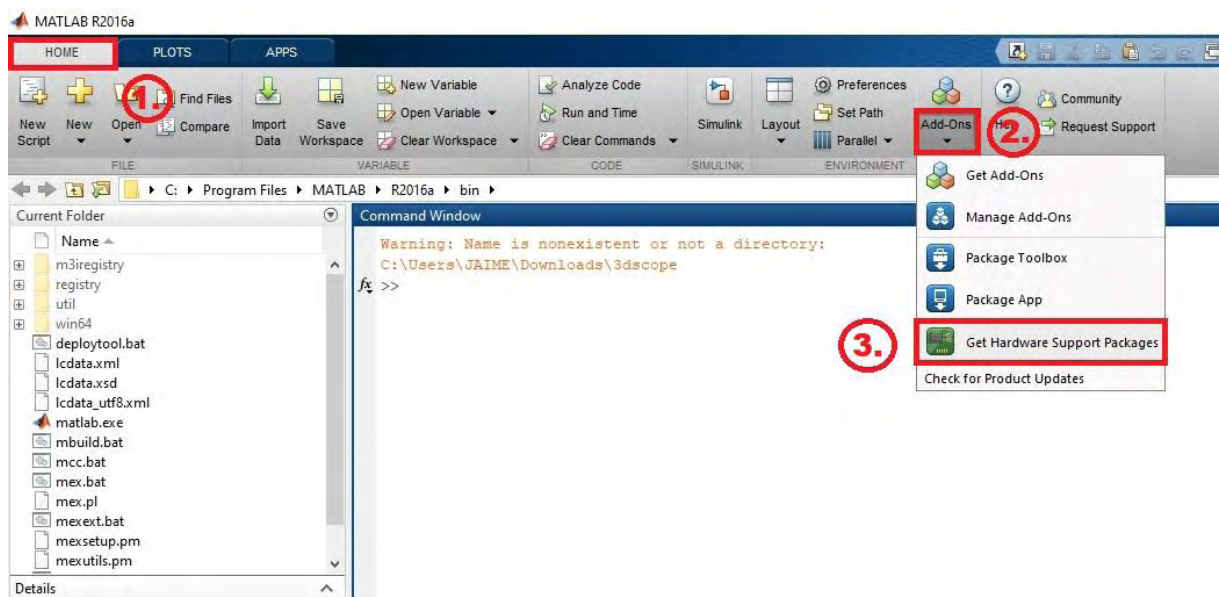
#### 4.1. MATLAB y Simulink Support Package para Arduino


Cómo se menciona anteriormente, además del software base de Matlab es necesaria la instalación de paquetes adicionales, el método de instalación se presenta en esta sección.

El proceso de instalación y configuración se realizó con base a la versión R2016a de Matlab.

Para instalar los paquetes de soporte de Arduino es necesario ingresar al panel de paquetes de soporte de hardware, para ellos se debe seguir los pasos descritos en la Figura 4.

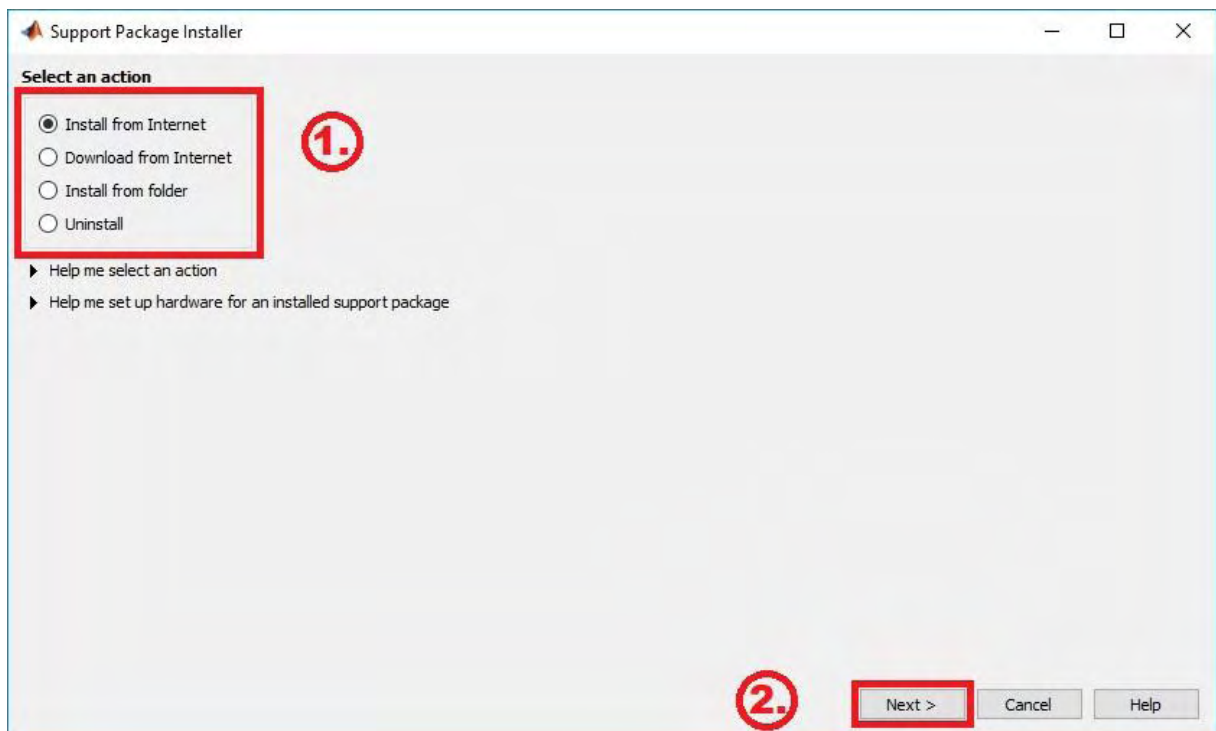
Figura 4. Pasos Ingreso al Panel de Paquetes de Soporte de Hardware.



 <b>Ingeniería ELECTRÓNICA</b>	<p align="center"><b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el Control de Estabilidad y Orientación</b></p> <p align="center"><b>Manual de Usuario</b></p>	<p align="center"><b>Programa Ingeniería Electrónica</b></p> <p align="center"><b>Universidad de Nariño</b></p>
--	--	---

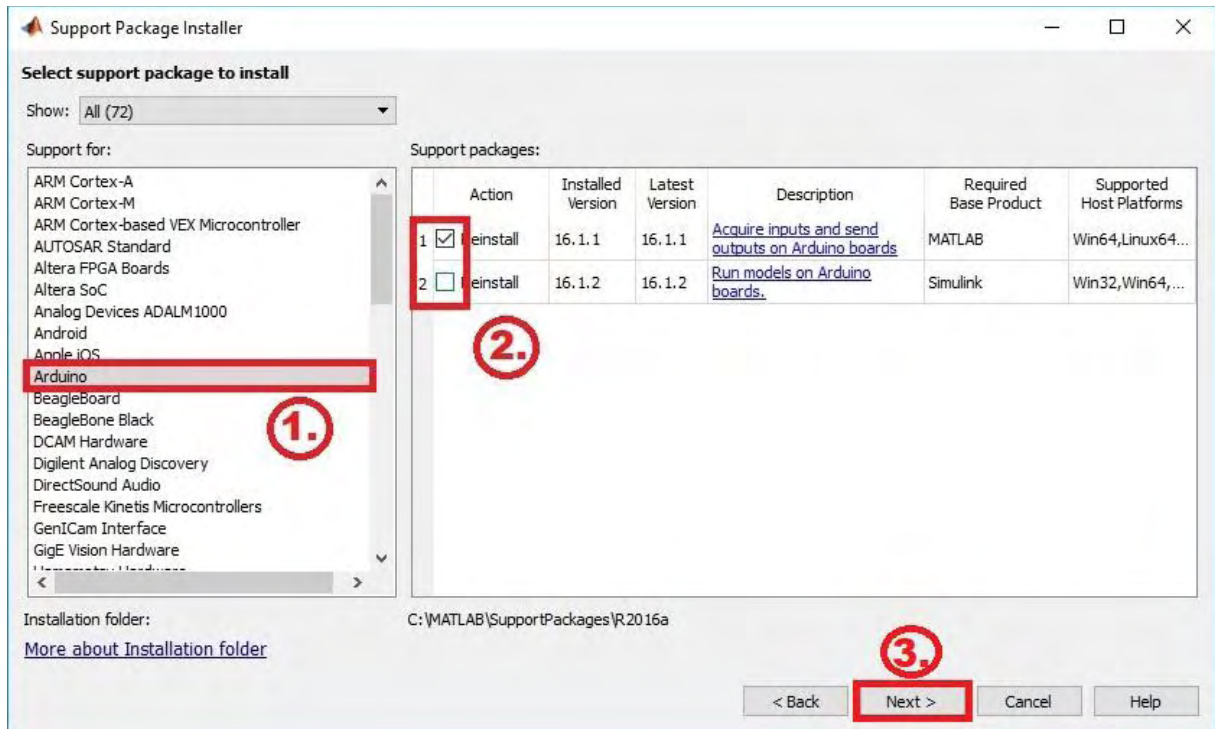
Realizados estos pasos se desplegará una ventana de instalación de paquetes de soporte, en donde podremos seleccionar entre instalar directamente desde la red, solo descargar, instalar algún paquete existente en un directorio o desinstalar un paquete como se observa en la Figura 5. Se selecciona la opción que se requiera y se oprime la opción siguiente (next).

Figura 5. Panel de Instalación de Paquetes de Soporte.



Posteriormente se procede a seleccionar los paquetes que se desean instalar de la lista disponible, para el caso particular los paquetes de Arduino. Se marcan en instalar (en el caso de la imagen aparece reinstalar debido a que los paquetes ya se encuentran instalados) tanto los paquetes de Matlab y Simulink como se observa en la Figura 6.

Figura 6. Selección de Paquetes de Soporte a instalar.



Para la instalación de cualquier paquete es necesario tener una cuenta de MathWorks para ligarla con Matlab, es por ello que posteriormente se procede a verificarlo, si ya se encuentra asociada una cuenta la verificación se salta, como se observa en la Figura 7. si no se encuentra asociada alguna cuenta se despliega una ventana donde se procede a ingresar el usuario y contraseña. Dado el caso de no contar con una cuenta la ventana cuenta con un link donde se puede crear una. La ventana se puede observar en la Figura 8.


	<p align="center"><b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el Control de Estabilidad y Orientación</b></p> <p align="center"><b>Manual de Usuario</b></p>	<p align="center">Programa Ingeniería Electrónica</p> <p align="center">Universidad de Nariño</p>
---	--	---

Figura 7. Verificación de cuenta asociada de MathWorks.

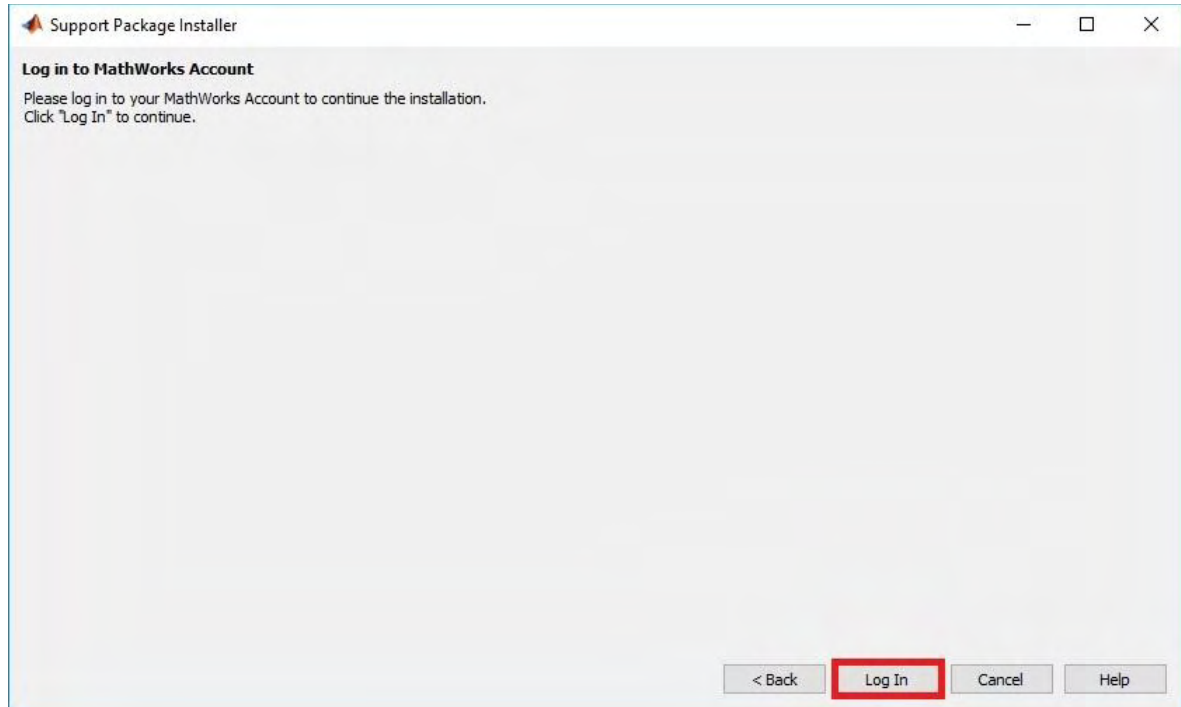
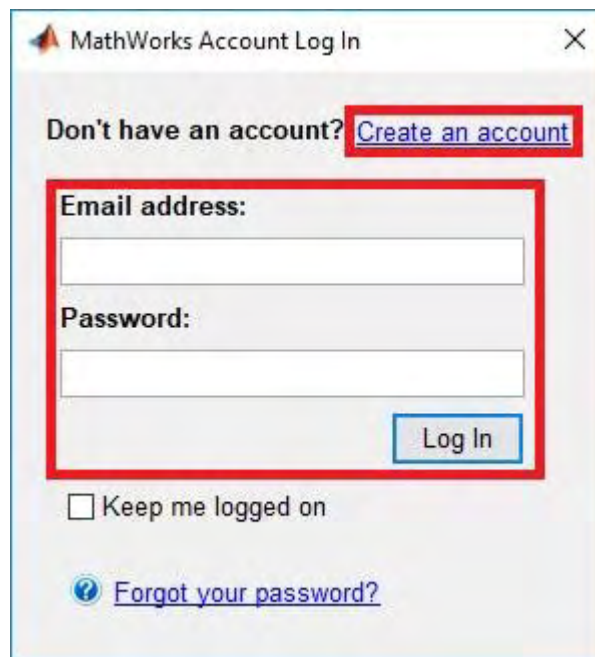


Figura 8. Creación o ingreso de cuenta de MathWorks.



Acepte el acuerdo de licencia en la siguiente pantalla y haga clic en Siguiente en las siguientes pantallas para finalizar la instalación de MATLAB y Simulink Support Package para Arduino.



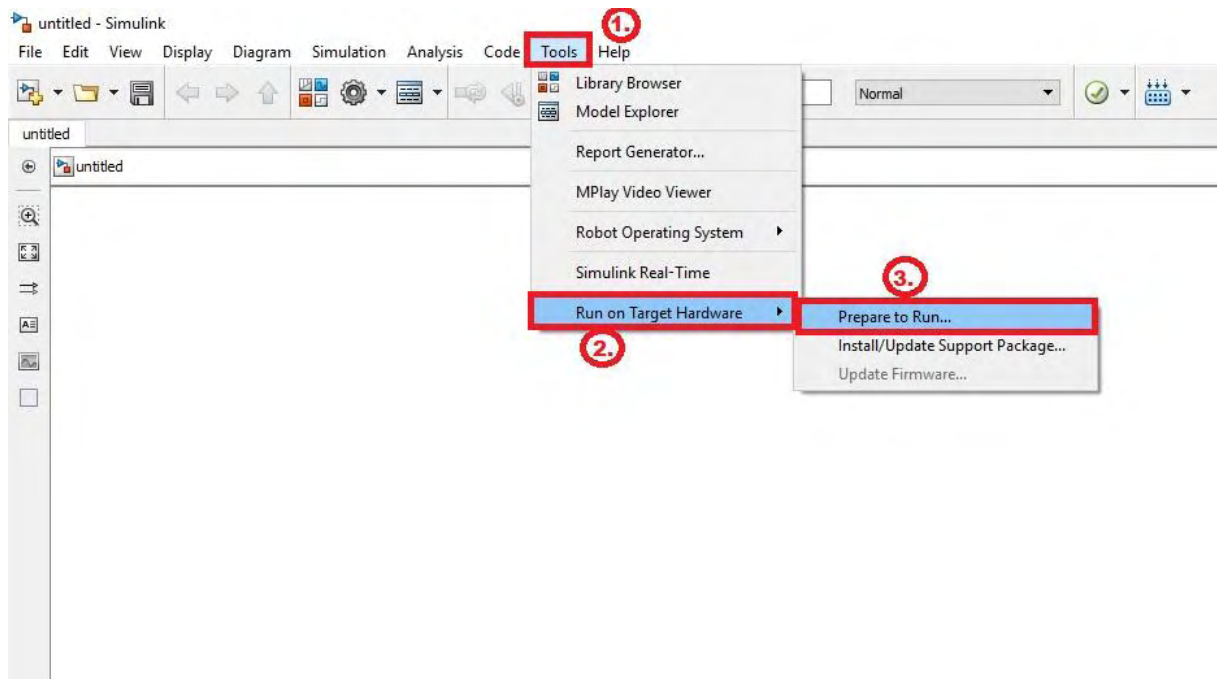
## 5. CONFIGURACIÓN

Una vez realizada la instalación se procede a configurar el modelo en Simulink para proceder al funcionamiento de la planta. La configuración comprende la conexión con la estación de interface con el modelo en Simulink y la inclusión del bloque de función de la estructura de recepción y transmisión de datos.

### 5.1. Modelo de Simulink

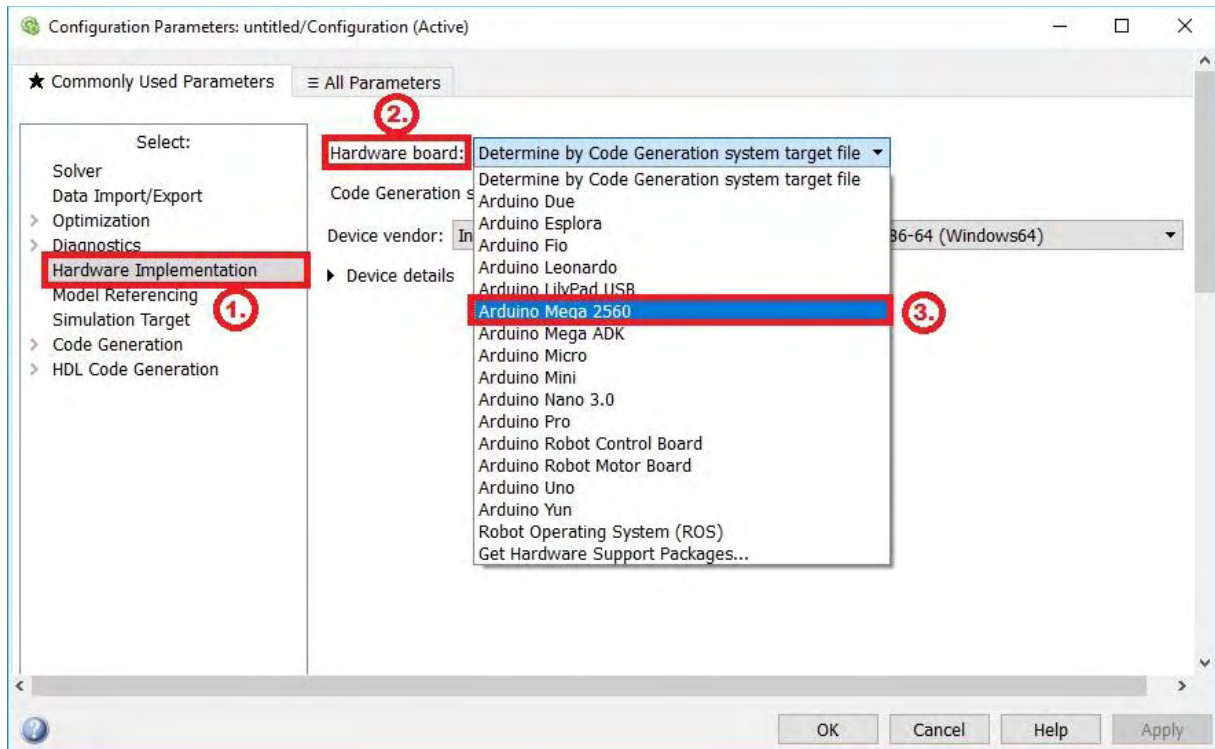
Para realizar la configuración es necesario ingresar a la ventana de configuración del modelo de Simulink, para ello se sigue la ruta Tools->Run on Target Hardware->Prepare to run como se observa en la Figura 9.

Figura 9. Ruta de Ingreso a la Ventana de Configuración de Simulink.



Una vez en la ventana de configuración se busca la pestaña Hardware Implementation, donde se encuentra la opción Hardware Board, se desplegará una lista donde se seleccionará la opción Arduino Mega 2560 que es la tarjeta de desarrollo usada para la implementación de la estación de interface cómo se observa en la Figura 10.

Figura 10. Configuración de Tarjeta.

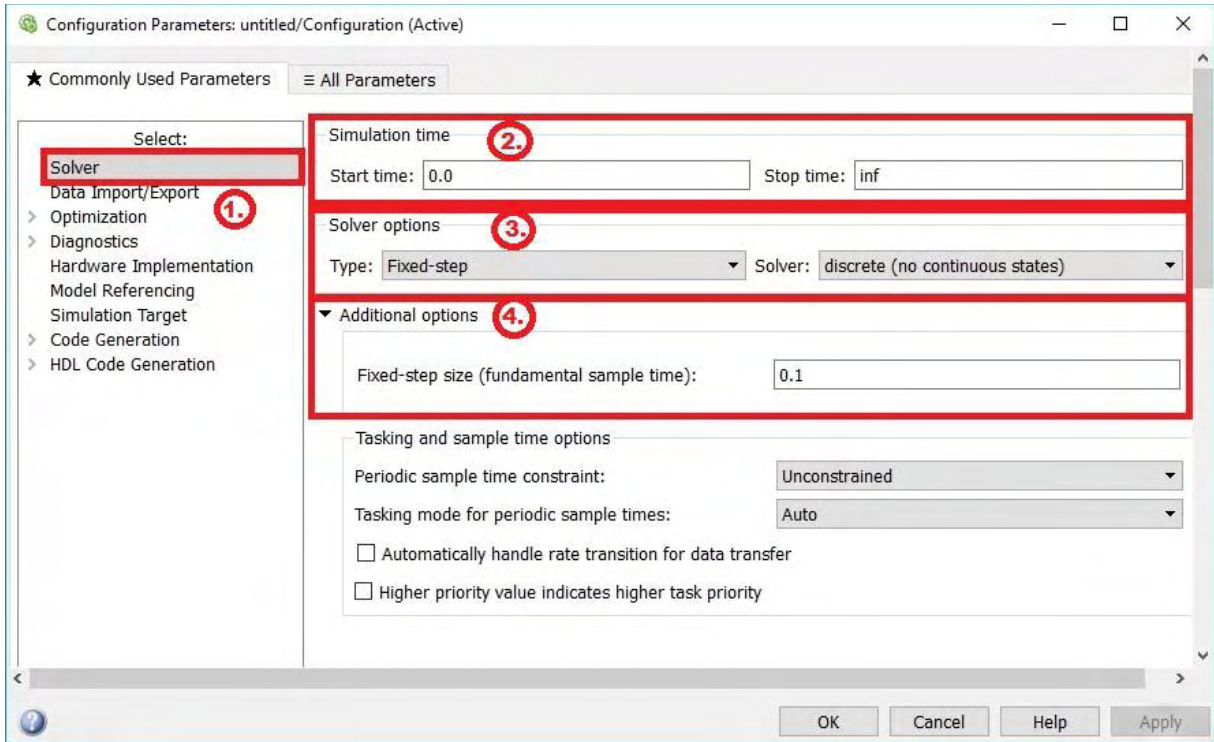


Posteriormente se configuran parámetros de proceso del modelo, para ello seleccionamos la opción Solver, dentro de esta opción se configuran el tiempo de simulación, las opciones de solución y el tiempo de muestreo del modelo.

El tiempo de trabajo es limitado por el usuario mas no por un valor en específico, es por ello que la configuración del tiempo de simulación es infinita. Los sistemas de control implementables en la planta de control debes ser de tipo discreto para ello es necesaria una configuración de solución debe ser de intervalos de tiempo fijos y de valores discretos, los intervalos de tiempo se dejan libres de configuración debido a la flexibilidad de métodos de control a implementar, no obstante, si tiene un valor mínimo ocasionado al tiempo de procesamiento y de comunicación que tiene la planta. La configuración recomendada anteriormente expuesta se presenta en la Figura 11.



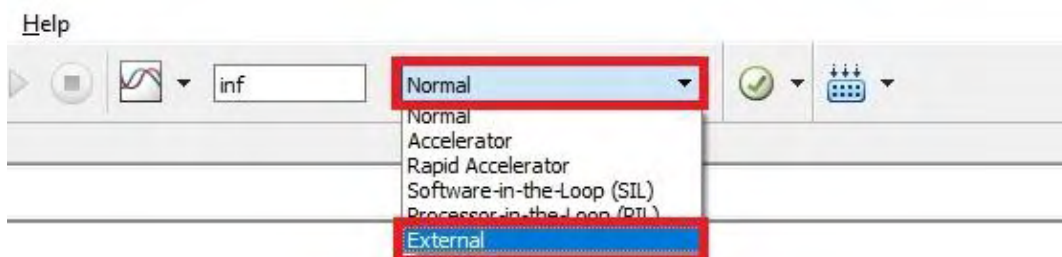
Figura 11. Configuración de Proceso.




Se selecciona la opción Apply y posteriormente Ok para terminar con la configuración.

Como paso final, el control de la tarjeta de desarrollo se realizará de manera externa al modelo de Simulink, por ello es necesario seleccionar la opción External en la pestaña Simulation Mode, como se observa en la Figura 12.

Figura 12. Configuración de Modo de Simulación.



 <b>Ingeniería ELECTRÓNICA</b>	<b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadróptero para el Control de Estabilidad y Orientación</b>  <b>Manual de Usuario</b>	<b>Programa Ingeniería Electrónica</b>  <b>Universidad de Nariño</b>
--	---	--

## 5.2. Bloque de Función

Para poder manipular los datos de control fue necesaria la creación de un bloque de función específico para la estructura de datos que maneja la planta. Para poder usar el bloque de función diseñado es necesario seguir los siguientes pasos.

Dentro del paquete de documentación del proyecto se encuentra una carpeta que contiene un modelo en Simulink que contiene el bloque de función junto con los archivos necesarios, se copian los archivos en el directorio donde se encontrara el modelo de Simulink que se desarrollara por el usuario. Los archivos a copiar se muestran en la Figura 13.

Figura 13. Archivos.

Nombre	Fecha de modifica...	Tipo	Tamaño
nRF24L01example_ert_rtw	27/07/2018 5:22 p.	Carpeta de archivos	
slprj	27/07/2018 5:21 p.	Carpeta de archivos	
Arduino.h	10/03/2017 5:30 p.	Archivo H	8 KB
nRF24L01.h	20/01/2017 12:03 a...	Archivo H	4 KB
nRF24L01example.eep	27/07/2018 5:24 p.	Archivo EEP	1 KB
nRF24L01example.elf	27/07/2018 5:22 p.	Archivo ELF	357 KB
nRF24L01example.hex	27/07/2018 5:24 p.	Archivo HEX	74 KB
nRF24L01example.mdl	27/07/2018 4:49 p.	Archivo MDL	74 KB
nRF24L01example.slx	27/07/2018 4:53 p.	Archivo SLX	21 KB
printf.h	20/01/2017 12:03 a...	Archivo H	2 KB
RF24.cpp	20/01/2017 12:03 a...	Archivo CPP	44 KB
RF24.h	20/01/2017 12:03 a...	Archivo H	72 KB
RF24_config.h	20/01/2017 12:03 a...	Archivo H	5 KB
rtwmakecfg.m	27/07/2018 4:25 p.	Archivo M	3 KB
SFB_sfnRF24L01_SFB.mat	27/07/2018 4:31 p.	Microsoft Access ...	1 KB
sfnRF24L01.c	27/07/2018 4:31 p.	Archivo C	16 KB
sfnRF24L01.mexw64	27/07/2018 4:31 p.	Archivo MEXW64	207 KB
sfnRF24L01.tlc	27/07/2018 4:31 p.	Archivo TLC	5 KB
sfnRF24L01_wrapper.cpp	27/07/2018 4:31 p. m.	Archivo CPP	4 KB
SPI.cpp	19/01/2017 11:20 ...	Archivo CPP	6 KB
SPI.h	19/01/2017 11:20 ...	Archivo H	11 KB

En Matlab se abre el modelo de Simulink de nombre “nRF24L01example.slx” que contiene el bloque de función Diseñado como se observa en la Figura 14. El modelo contiene un pequeño ejemplo que envía valores de velocidad angular a los motores y lee las posiciones y velocidades angulares del sistema. Es posible implementar el sistema de control en el modelo disponible, pero para evitar posibles errores por compatibilidad se recomienda crear un nuevo modelo realizando la configuración del modelo de Simulink anteriormente descrita.


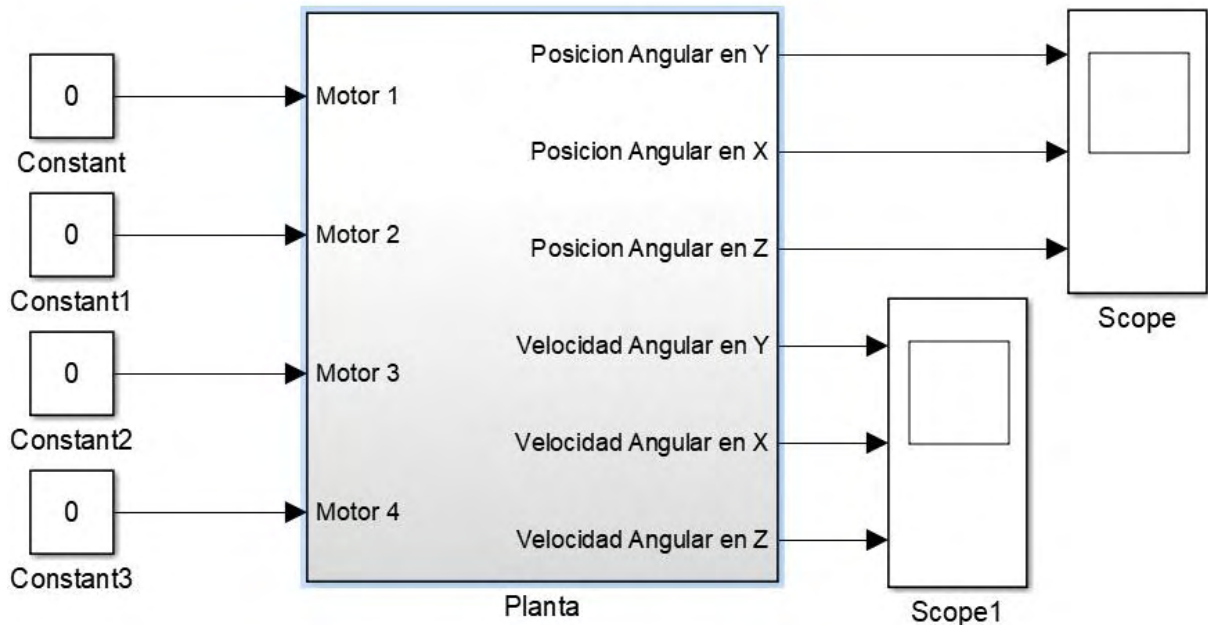
 <b>Ingeniería</b> <b>ELECTRÓNICA</b>	<p align="center"><b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadróptero para el Control de Estabilidad y Orientación</b></p> <p align="center"><b>Manual de Usuario</b></p>	<p align="center">Programa Ingeniería Electrónica</p> <p align="center">Universidad de Nariño</p>
--	--	---

Figura 14. Modelo Ejemplo.



Dentro del bloque “Planta” contienen bloques adicionales además de contener el bloque de interface diseñado. Debido a complicaciones ocasionadas por la programación y al tipo de datos que se maneja es necesaria una corrección de ganancia de los datos tanto para la transmisión como recepción. Adicionalmente se agregan delay’s a la recepción de los datos para evitar alertas por ciclos infinitos en el modelo. Para prevenir una posible incompatibilidad con los datos del controlador es necesario adicionar bloques de conversión de tipo de datos, el resultado se puede observar en la Figura 14.

Las ganancias de la derecha del bloque de función tienen un valor de 100 cada una y las ganancias de la izquierda tienen un valor de 1/10000. Se recomienda ingresar todo lo mencionado para evitar confusiones.

Un ejemplo de cómo quedaría la integración de un controlador con lo anteriormente mencionado se muestra en la Figura 15.

Figura 14. Bloque de la Estación de Interface.

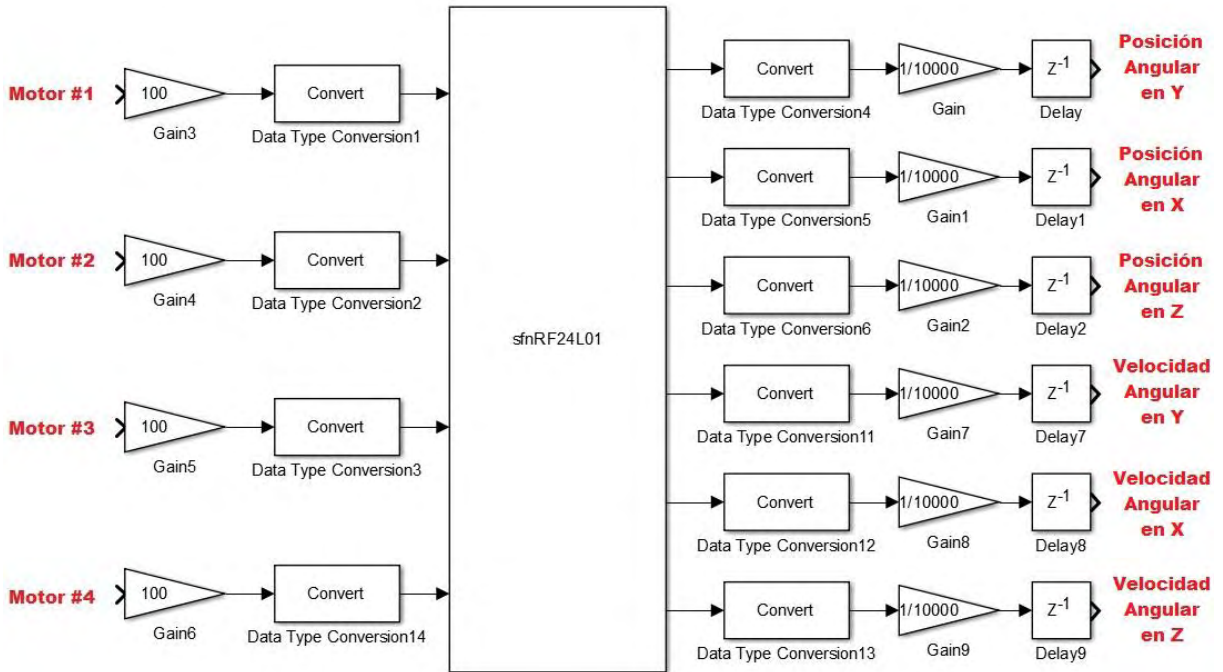
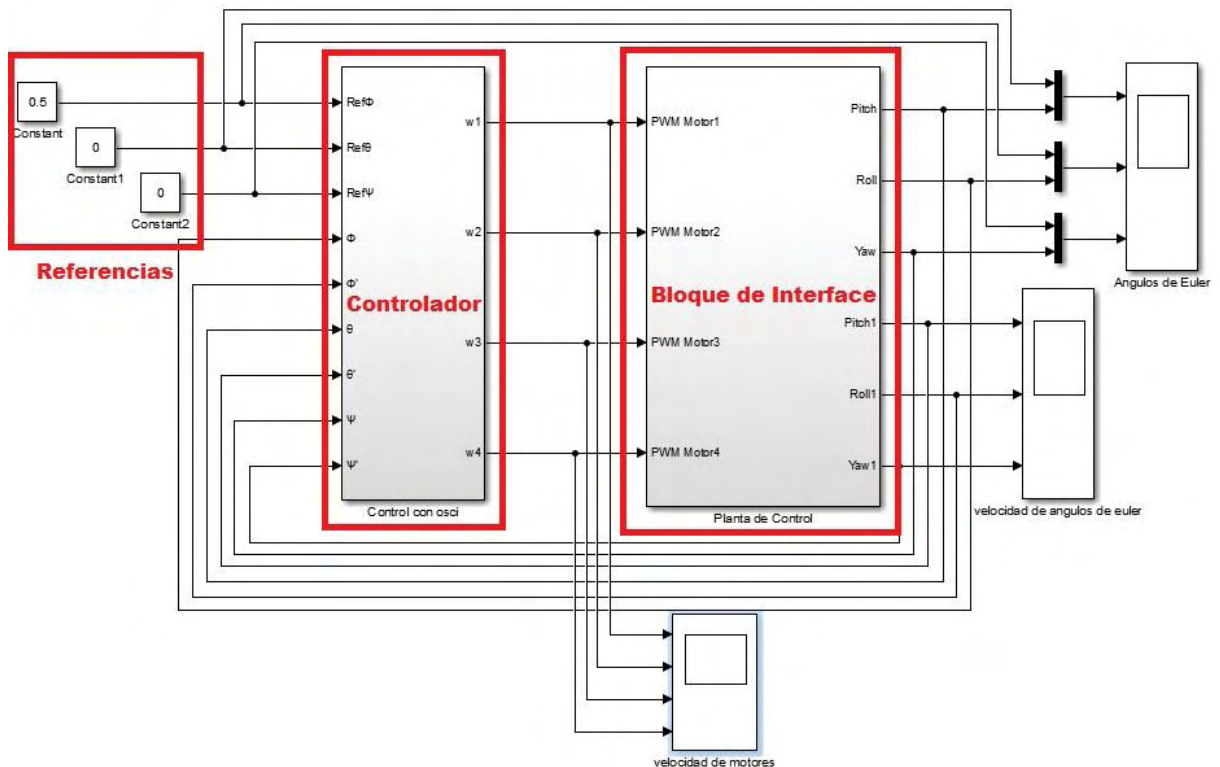



Figura 15. Ejemplo implementación Modelo en Simulink.





 <b>Ingeniería</b> <b>ELECTRÓNICA</b>	<p align="center"><b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el Control de Estabilidad y Orientación</b></p> <p align="center"><b>Manual de Usuario</b></p>	<p align="center"><b>Programa Ingeniería Electrónica</b></p> <p align="center"><b>Universidad de Nariño</b></p>
--	--	---

## 6. FUNCIONAMIENTO

Para el correcto funcionamiento de la planta se debes seguir los siguientes pasos.

Primero se debe verificar la conexión de todos los dispositivos especialmente el Salva Lipo's para verificar el estado de la batería como se observa en la figura 16, esta requiere ser cargada si el voltaje total de las celdas disminuye de 11.1V (3.7 cada celda). Para encender la planta es necesario realizar la conexión de los cables con conexión tipo XT60 como se observa en la Figura 17.

Figura 16. Conexión Salva LiPo's.

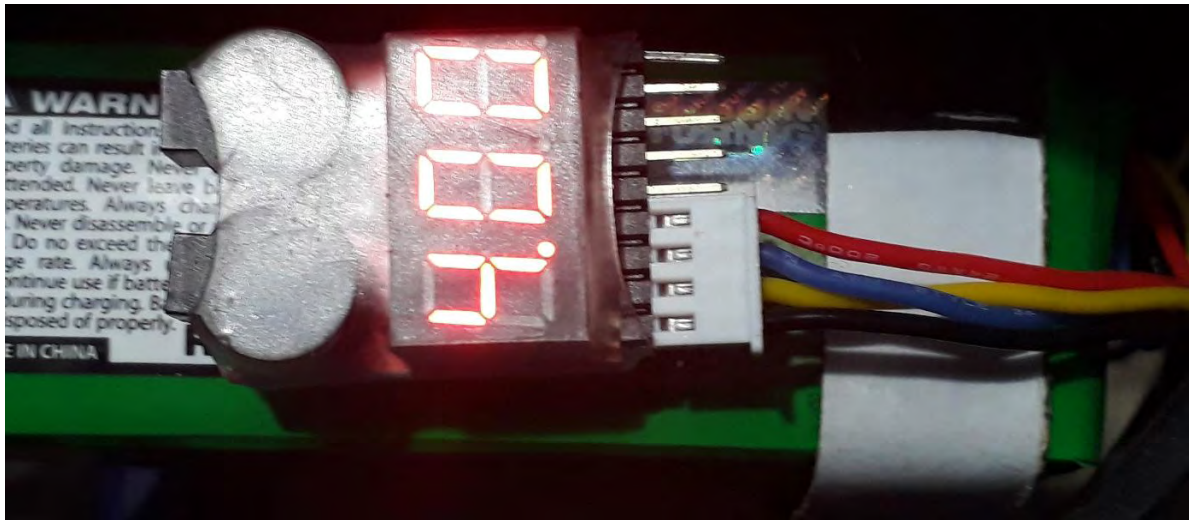
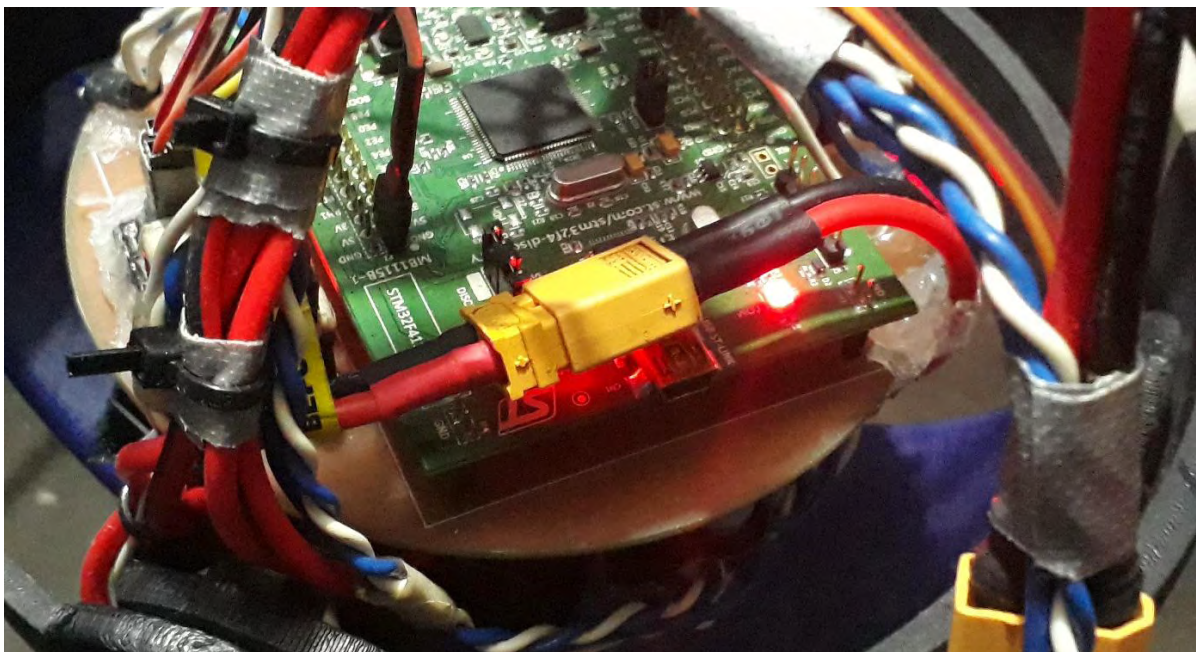



Figura 17. Conexión cable XT60.



 <b>Ingeniería ELECTRÓNICA</b>	<p align="center"><b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el Control de Estabilidad y Orientación</b></p> <p align="center"><b>Manual de Usuario</b></p>	<p align="center"><b>Programa Ingeniería Electrónica</b></p> <p align="center"><b>Universidad de Nariño</b></p>
--	--	---

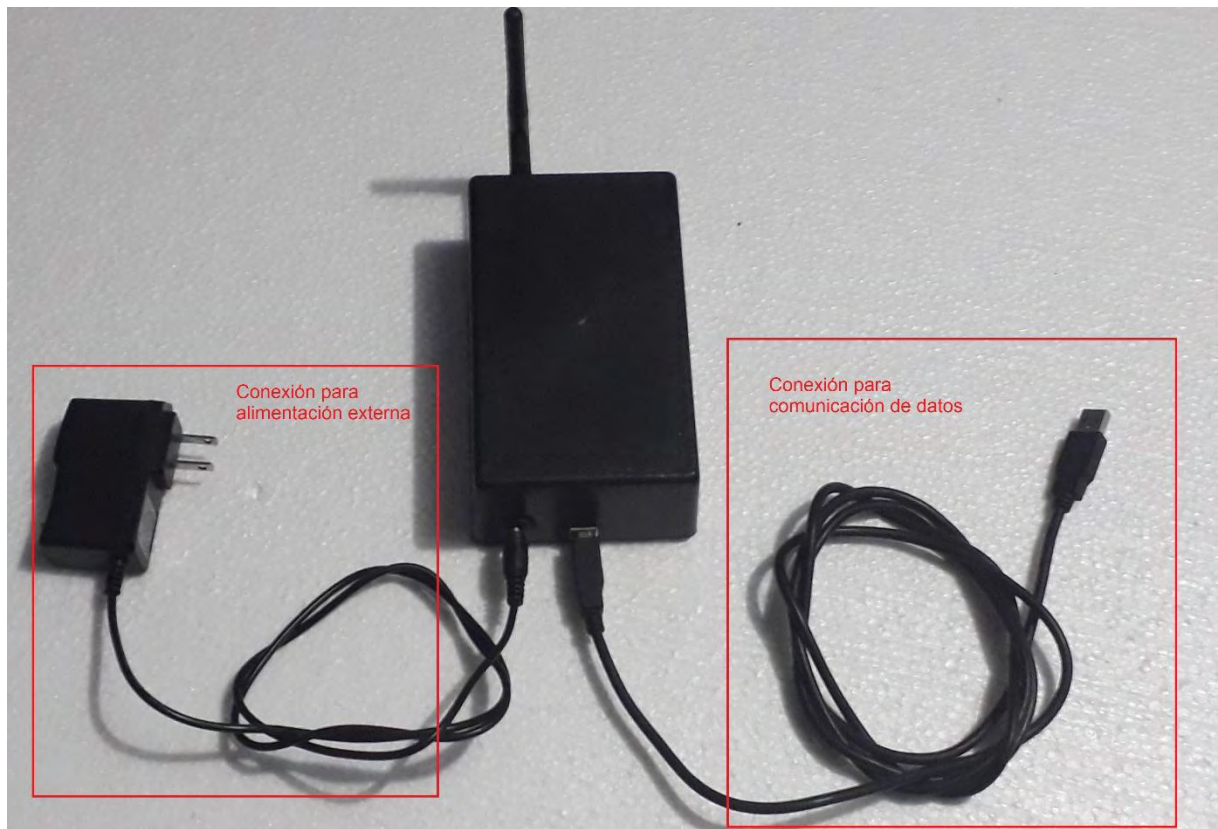
Una vez conectada la batería, la tarjeta entra en el modo de configuración de los controladores ESC, para ello se presiona brevemente el botón azul de la tarjeta, una vez presionado sonaran 2 pitidos consecutivos por 4 veces, después sonaran 4 pitidos consecutivos por 4 veces, durante la última secuencia se debe presionar el botón azul, si se pasa la cuarta vez los controladores entran a una configuración profunda de su sistema por lo que si entra en esta configuración es necesario desconectar, y conectar nuevamente el cable tipo XT60. Si se sigue correctamente los pasos hasta el momento sonaran 2 pitidos un poco más espaciados lo que indica que los controladores ya se encuentran configurados.


Se presiona una vez más el botón azul para que la planta entre en funcionamiento, la tarjeta cuenta con 4 Led's integrados de color azul, verde, rojo y naranja, si los Led's de color azul y rojo parpadean significa que se está haciendo el procesamiento de datos de los sensores, si el Led de color verde se enciende indica la disposición a realizar una transmisión de datos y si el Led de color naranja se enciende indica la disposición a realizar una recepción de datos.

Si en algún momento el Led de color verde o naranja se queda encendido significa que la comunicación se perdió, si la planta empieza a emitir un pitido consecutivo significa que la planta por algún motivo se desconfiguro. Si llega a ocurrir alguno de estos casos es necesario desconectar y volver a conectar el cable XT60.

Una vez completado el encendido de la planta se prosigue con la estación de interface.

Figura 18. Conexiones Estación de Interface.



 <p>Ingeniería ELECTRÓNICA</p>	<p><b>Implementación de una Plataforma Didáctica Tipo Cuadricóptero para el Control de Estabilidad y Orientación</b></p> <p><b>Manual de Usuario</b></p>	<p><b>Programa Ingeniería Electrónica</b></p> <p><b>Universidad de Nariño</b></p>
---	--	---

Primero que todo se deben hacer las conexiones físicas de la estación de interface, las conexiones tanto para la alimentación como para la conexión con Simulink. En la Figura 18 se observa una imagen de la estación de recepción con sus respectivas conexiones.

Una vez realizadas las conexiones se procede a abrir el modelo, una vez abierto y junto a todas las configuraciones previas solo en necesario correr el programa. El modelo debe contener todos los bloques necesarios antes de correr el programa, durante el funcionamiento no es posible adicionar o eliminar bloques solo modificar parámetros como el valor de las constantes de referencia.

## 7. NOTAS

Este manual se realizó con base a la interface visual de la versión 2016a de Matlab por lo que las imágenes donde se describen los pasos en este software pueden variar dependiendo de la versión.

Antes de hacer funcionar la planta de control se recomienda ingresar bloques de saturación las salidas del controlador e igualmente empezar con tiempos de establecimiento altos debido a que es posible que el controlador genere valores en las variables de control bastante grandes que puedan comprometer con la integridad de la planta.

La distancia entre la planta de control y la estación de interface no deben estar a una distancia considerablemente alta entre si debido a que se genera una inestabilidad en la comunicación, se realizaron pruebas con valores entre 1 y 2 metros de distancia.

Si por algún motivo la planta de control se vuelve inestable se debe parar la simulación o desconectar la estación de interface, esto debido a que la planta cuenta con un sistema de parada de emergencia, después de 1 segundo de perdida la conexión los motores se detienen.