

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA

PROYECTO FIN DE GRADO

CONTROL DE UN CUADRICÓPTERO PARA NAVEGACIÓN EN INTERIORES MEDIANTE SENSORES DE DISTANCIA

Autor:

Antonio Alonso Cristellys

Director:

Juan Luis Zamora Macho

Codirector:

José Porras Galán

Madrid Julio 2016

AUTORIZACIÓN PARA LA DIGITALIZACIÓN, DEPÓSITO Y DIVULGACIÓN EN RED DE PROYECTOS FIN DE GRADO, FIN DE MÁSTER, TESINAS O MEMORIAS DE BACHILLERATO

1º. Declaración de la autoría y acreditación de la misma.

El autor D. Antonio Alonso Cristellys

DECLARA ser el titular de los derechos de propiedad intelectual de la obra: Control de un cuadricóptero para navegación en interiores mediante sensores de distancia, que ésta es una obra original, y que ostenta la condición de autor en el sentido que otorga la Ley de Propiedad Intelectual.

2°. Objeto y fines de la cesión.

Con el fin de dar la máxima difusión a la obra citada a través del Repositorio institucional de la Universidad, el autor **CEDE** a la Universidad Pontificia Comillas, de forma gratuita y no exclusiva, por el máximo plazo legal y con ámbito universal, los derechos de digitalización, de archivo, de reproducción, de distribución y de comunicación pública, incluido el derecho de puesta a disposición electrónica, tal y como se describen en la Ley de Propiedad Intelectual. El derecho de transformación se cede a los únicos efectos de lo dispuesto en la letra a) del apartado siguiente.

3°. Condiciones de la cesión y acceso

Sin perjuicio de la titularidad de la obra, que sigue correspondiendo a su autor, la cesión de derechos contemplada en esta licencia habilita para:

- a) Transformarla con el fin de adaptarla a cualquier tecnología que permita incorporarla a internet y hacerla accesible; incorporar metadatos para realizar el registro de la obra e incorporar "marcas de agua" o cualquier otro sistema de seguridad o de protección.
- b) Reproducirla en un soporte digital para su incorporación a una base de datos electrónica, incluyendo el derecho de reproducir y almacenar la obra en servidores, a los efectos de garantizar su seguridad, conservación y preservar el formato.
- c) Comunicarla, por defecto, a través de un archivo institucional abierto, accesible de modo libre y gratuito a través de internet.
- d) Cualquier otra forma de acceso (restringido, embargado, cerrado) deberá solicitarse expresamente y obedecer a causas justificadas.
- e) Asignar por defecto a estos trabajos una licencia Creative Commons.
- f) Asignar por defecto a estos trabajos un HANDLE (URL persistente

4°. Derechos del autor.

El autor, en tanto que titular de una obra tiene derecho a:

- a) Que la Universidad identifique claramente su nombre como autor de la misma
- b) Comunicar y dar publicidad a la obra en la versión que ceda y en otras posteriores a través de cualquier medio.
- c) Solicitar la retirada de la obra del repositorio por causa justificada.
- d) Recibir notificación fehaciente de cualquier reclamación que puedan formular terceras personas en relación con la obra y, en particular, de reclamaciones relativas a los derechos de propiedad intelectual sobre ella.

5°. Deberes del autor.

El autor se compromete a:

- a) Garantizar que el compromiso que adquiere mediante el presente escrito no infringe ningún derecho de terceros, ya sean de propiedad industrial, intelectual o cualquier otro.
- b) Garantizar que el contenido de las obras no atenta contra los derechos al honor, a la intimidad y a la imagen de terceros.
- c) Asumir toda reclamación o responsabilidad, incluyendo las indemnizaciones por daños, que pudieran ejercitarse contra la Universidad por terceros que vieran infringidos sus derechos e intereses a causa de la cesión.
- d) Asumir la responsabilidad en el caso de que las instituciones fueran condenadas por infracción de derechos derivada de las obras objeto de la cesión.

6°. Fines y funcionamiento del Repositorio Institucional.

La obra se pondrá a disposición de los usuarios para que hagan de ella un uso justo y respetuoso con los derechos del autor, según lo permitido por la legislación aplicable, y con fines de estudio, investigación, o cualquier otro fin lícito. Con dicha finalidad, la Universidad asume los siguientes deberes y se reserva las siguientes facultades:

La Universidad informará a los usuarios del archivo sobre los usos permitidos, y no garantiza ni asume responsabilidad alguna por otras formas en que los usuarios hagan un uso posterior de las obras no conforme con la legislación vigente. El uso posterior, más allá de la copia privada, requerirá que se cite la fuente y se reconozca la autoría, que no se obtenga beneficio comercial, y que no se realicen obras derivadas.

- La Universidad no revisará el contenido de las obras, que en todo caso permanecerá bajo la responsabilidad exclusive del autor y no estará obligada a ejercitar acciones legales en nombre del autor en el supuesto de infracciones a derechos de propiedad intelectual derivados del depósito y archivo de las obras. El autor renuncia a cualquier reclamación frente a la Universidad por las formas no ajustadas a la legislación vigente en que los usuarios hagan uso de las obras.
- La Universidad adoptará las medidas necesarias para la preservación de la obra en un futuro.
- La Universidad se reserva la facultad de retirar la obra, previa notificación al autor, en supuestos suficientemente justificados, o en caso de reclamaciones de terceros.

Madrid, a 20 de Julio de 2016.

ACEPTA

Fdo.....

Motivos para solicitar el acceso restringido, cerrado o embargado del trabajo en el Repositorio Institucional

Declaro, bajo mi responsabilidad, que el Proyecto presentado con el título CONTROL DE UN CUADRICÓPTERO PARA NAVEGACIÓN EN INTERIORES MEDIANTE SENSORES DE DISTANCIA en la ETS de Ingeniería - ICAI de la Universidad Pontificia Comillas en el curso académico 2015/2016 es de mi autoría, original e inédito y no ha sido presentado con anterioridad a otros efectos. El Proyecto no es plagio de otro, ni total ni parcialmente y la información que ha sido tomada

de otros documentos está debidamente referenciada.

Fdo.: Antonio Alonso Cristellys

Fecha: 20/ 07/2016

Autorizada la entrega del proyecto

EL DIRECTOR DEL PROYECTO

Fdo.: Juan Luis Zamora Macho

Fecha: 20/07/2016

Fdo.: José Porras Galán F

Fecha: 20/ 07/2016

Vº Bº del Coordinador de Proyectos

Fdo.: Álvaro Sánchez Miralles

Fecha: 20/07/2016



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA

PROYECTO FIN DE GRADO

CONTROL DE UN CUADRICÓPTERO PARA NAVEGACIÓN EN INTERIORES MEDIANTE SENSORES DE DISTANCIA

RESUMEN

Autor:

Antonio Alonso Cristellys

Director:

Juan Luis Zamora Macho

Codirector:

José Porras Galán

Vuelo Autónomo de un Cuadricóptero en Interiores (Julio 2016)

RESUMEN DEL PROYECTO - ICAI, Universidad Pontificia Comillas

Autor: Alonso Cristellys, Antonio

Directores: Zamora Macho, Juan Luis. Porras Galán, José

I. INTRODUCCIÓN

Este proyecto se centra en el diseño de un control de estabilización y de navegación para conseguir un vuelo autónomo en interiores de un cuadricóptero. Todo el proyecto se aúna en una nueva interfaz genérica desarrollada para poder instanciarse en diversas placas de control y para ser utilizada en diversos tipos de aeronaves. El objetivo final de este proyecto reside en la consecución de un control, tal que el cuadricóptero sea capaz de orientarse en un recinto cerrado y navegar de forma autónoma. En este proyecto se ha logrado estabilizar en vuelo estacionario el cuadricóptero, desarrollar un control de navegación óptimo en simulación y se ha preparado el control de vuelo autónomo para poder realizar las pruebas de vuelo pertinentes.

La interfaz genérica desarrollada en el proyecto es de gran importancia, posee un enorme potencial de desarrollo en todo tipo de aeronaves. Con esta línea de trabajo, se pretende dar a la Universidad Pontificia de Comillas experiencia, información y material sobre el ámbito tratado. Por un lado, facilita la formación de estudiantes sobre la materia y a su vez, facilita el desarrollo de este tema en futuros proyectos académicos. Por otro lado, este proyecto es la continuación de uno anterior [1]. Se pretende utilizar la información provista por los anteriores proyectos, para que sirva de base y experiencia en el desarrollo de este proyecto. Se han recuperado los resultados sobre simulaciones y controles para asentar las bases del diseño de la interfaz genérica del sistema de control.

Los objetivos fijados en el proyecto son los siguientes:

- Desarrollo de la interfaz genérica.
- Diseño del nuevo control de estabilización.
- Diseño del control de navegación (vuelo autónomo).
- Realizar simulaciones de ambos controles.
- Mantenerse en vuelo en una posición de equilibrio.

- Despegar, volar y aterrizar de forma autónoma sin ayuda de ningún dispositivo externo.
- Reconocer y corregir perturbaciones exteriores para evitar colisiones con el techo y paredes, y así cumplir con el vuelo estipulado.

Los objetivos, aun siendo muy ambiciosos ya que casi se parte de cero, teniendo que diseñar las bases del control, se han cumplido satisfactoriamente. Además de volar sin error alguno estabilizándose perfectamente en el aire a través de la emisora, el control de navegación está simulado y listo para probar en vuelo autónomo. Para lograr el objetivo fijado en este proyecto las tareas realizadas han sido:

- Diseño del modelo de un cuadricóptero basado en [1] y
 [2]
- Prueba del control de Voos, utilizado en años posteriores.
- Configuración de la emisora con ponderación en canales.
- Afinamiento parámetros de control de Voos.
- Ensayos para la preparación de vuelo con el control de *Voos*.
- Vuelo con el control de Voos.
- Afinamiento de vuelo y máquina de estado, con el control de *Voos*.
- Prueba de un control P para la navegación autónoma a una altura fija.
- Prueba de un control PI para la navegación autónoma a una altura fija.
- Montaje y desmontaje de tres tipos de aeronaves por problemas de vuelo.
- Calibrado y puesta en marcha de los sensores infrarrojos.
- Comunicaciones por Radiofrecuencia.
- Diseño de la nueva interfaz.
- Diseño del PID para utilización en la nueva interfaz.
- Diseño del Mixer.
- Mejora del calibrado de giróscopos y acelerómetros.

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) - INGENIERO INDUSTRIAL

- Mejora del estimador de ángulos mediante el Filtro complementario no lineal.
- Diseño de la nueva máquina de estados para el vuelo manual.
- Diseño de un diagrama de bloques para modificar los parámetros en tiempo real.
- Mejora del fichero maestro único para unificar todas las aeronaves.
- Diseño del entorno de configuración para la tarjeta de control de APM.
- Ensayos para la obtención de los parámetros b (empuje) y d (arrastre).
- Mejora de las ponderaciones en el estimador de ángulos para realizar las pruebas de vuelo.
- Mejora de la máquina de estados y del *timer* para vuelo autónomo.
- Ensayos de vuelo con los controles de Voos y el PID.

II. ELEMENTOS DEL CUADRICÓPTERO

El cuadricóptero empleado es el mostrado en la Figura 1. Al ser un cuadricóptero, posee cuatro motores *brushless* situados en las cuatro esquinas de los pertinentes brazos. La velocidad de giro de estos motores se controla a través de unos reguladores de velocidad o ESC's. Estos ESC's se alimentan con corriente continua y con una señal PWM que es la encargada de indicar la potencia que se desea obtener de los motores. Los ESC generan corriente trifásica a partir de corriente continua y de los PWM, y esta es transmitida a los motores *brushless*.

La estructura empleada en el proyecto es una estructura de fibra (A) de carbono con el fin de aguantar pequeños golpes, en caso de fallo del sistema de control. Se ha utilizado una batería LiPo (B) para alimentar tanto la placa de control APM, como los ESC (C) y los sensores de infrarrojos a través de un regulador de corriente UBEC (D). También se ha hecho uso de una emisora y su receptor RC (E) para leer las señales de la emisora. Gracias a ella se podrá controlar el cuadricóptero en vuelo manual o autónomo.

La tarjeta de control empleada en el cuadricóptero es un Micro APM. Además se ha diseñado un circuito de alimentación para los sensores infrarrojos (F). Por último se han colocado 6 sensores de infrarrojos (G) apuntando en todas las dirección para guiar el funcionamiento del vuelo autónomo.

III. METODOLOGÍA

Para la consecución de los objetivos fijados en el proyecto se ha procedido inicialmente a marcar las pautas del diseño del interfaz genérico del control. A continuación, se ha revisado el modelo descrito en [1] y [2]. Una vez completado el modelo se ha diseñado el control de estabilización y conjuntamente se ha creado el entorno de simulación para verificar el funcionamiento del control. Tras diversos ensayos en simulación, se ha comprobado con éxito el correcto funcionamiento en vuelo real del cuadricóptero, haciendo uso del vuelo manual a través de la emisora. Por último tras realizar la calibración de los sensores infrarrojos con éxito, se ha diseñado el control de navegación y se han realizado pruebas en el simulador.

A. Modelado

A partir del modelo descrito en [1] y [2] se ha revisado el modelo dinámico del cuadricóptero. Las entradas a nuestra planta modelada son las señales de control transmitidas a los ESC's, estas entradas corresponden a los cuatro mandos que controlan los cuatro motores del cuadricóptero. Debemos partir del conocimiento previo de varios problemas que presenta el diseño de vuelos autónomos en el ámbito del control automático y de la electrónica. Los cuadricópteros tienen 6 grados de libertad, tres de giro y tres de rotación, y sólo 4 mandos independientes (los actuadores).

El vector de estado que define la dinámica del cuadricóptero consta de 16 variables de estado:

$$X = \left[v_x, v_y, v_z, \theta, \phi, \psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z, r_x, r_y, r_z, \omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4\right]^{T}$$

Tres componentes de la velocidad lineal en el sistema inercial, los tres ángulos de Euler, las tres velocidades angulares en los ejes propios del cuerpo, tres componentes de la posición del centro de masas en el sistema inercial y las cuatro velocidades angulares de los motores.

El modelo de planta utilizado corresponde con el bloque del APM en simulink, el cual a través de las entradas (los cuatro mandos) enviados en forma de pares y fuerzas tenemos por salidas: los ángulos de Euler correspondientes a la orientación del cuadricóptero, las velocidades angulares, las aceleraciones lineales, la velocidad y la posición.

B. Control de Estabilización

Para poder mantener el cuadricóptero en vuelo estacionario (vuelo estable) sobre una posición fijada tanto por el vuelo manual como el autónomo, se ha diseñado un control de estabilización a partir de un PID. Se trata de un control en el que se realimentan tanto los ángulos de Euler como las velocidades angulares.

Figura 1: Elementos del Cuadricóptero

El mando del control de estabilización que ha de aplicarse a la planta (cuadricóptero) consta de 3 términos: el término proporcional al error entre el ángulo y su referencia; el término diferencial, que es proporcional a la velocidad angular, y el término no lineal que incluye el efecto giroscópico y los acoplamientos. Se necesita un control lo bastante bueno como para eliminar el error existente entre el ángulo medido (estimado) y el ángulo real. De ahí que se escoja para el control del cuadricóptero un PD o en su defecto un PID. Ambos controles se diseñan a partir de simulaciones en las que los parámetros a variar son tanto las ganancias, las setas, como parámetros como el Ti y el Td. Por consiguiente, la función de transferencia resultante entre referencia y salida del control resulta de segundo orden, por lo que se hace un diseño del control a partir del posicionamiento de polos, de la pulsación natural y del factor de amortiguamiento.

El control de estabilización calcula unos mandos intermedios para los ángulos y finalmente a través del *Mixer* se hace la conversión adecuada en función del empuje para generar las señales de control requeridas por los ESC.

C. Control de Navegación

Para poder poner en funcionamiento el control de navegación, primeramente hubo que modificar la máquina de estados. Seguidamente, partiendo del control utilizado en anteriores años, control de Voos [1] se realizaron pruebas mediante controles P y PI que actuaban siguiendo las referencias de posición deseadas. Debido al cambio de control, por la necesidad de hacer un interfaz genérico, y debido a la necesidad de crear un nuevo diseño de control de navegación óptimo para cualquier sensor, se decidió crear un nuevo control de navegación. Tras diversos ensayos mediante simulación se optó por un control PID de seguimiento de posición.

D. Estimador de ángulos

La medida de los ángulos de Euler del cuadricóptero no es una medida directa, por lo tanto, ha de estimarse a partir de las medidas de la IMU. En proyectos anteriores se estudiaron y se pusieron en práctica distintos estimadores como el filtro complementario, el filtro de Kalman...

Tras varios ensayos y comprobaciones de los estimadores utilizados en años anteriores, se ha observado que el estimador que ofrece ángulos más cercanos a los reales es el Filtro Complementario no Lineal. Este filtro se basa en una ponderación de la estimación de los ángulos de Euler realizada a partir de las medidas de los acelerómetros y los giróscopos. Hace uso de un filtro paso bajo para eliminar el ruido del acelerómetro (alta frecuencia) y de un filtro paso alto para eliminar el error de medida de los giróscopos (baja frecuencia).

E. Simulador

El entorno de simulación se ha diseñado con las mismas secciones que posee el fichero de control que se vuelca a la placa. Debido a este tipo de estructura del simulador, podemos diseñar un control, que tras comprobar su correcto funcionamiento en el simulador podemos trasladarlo al fichero de control real desde cuál se volcará en la placa de control para comprobar su funcionamiento en vuelo.

Los ensayos que se muestran a continuación tienen la finalidad de demostrar el correcto funcionamiento del control de navegación junto con el control de estabilización..

La siguiente simulación refleja el funcionamiento a través del control de navegación. Así pues, se simulan ambos lazos en conjunto, el externo que es el de navegación y el interno que es el de estabilización. Se han puesto por referencias distancias a las que debe de encontrarse el cuadricóptero, que son a su vez las distancias medidas por los sensores. Se busca comprobar el funcionamiento de seguimiento de las distancias mientras se mantiene la estabilidad.



Figura 2: Posición en el eje x



Figura 3: Posición en el eje y



Figura 4: Posición en el eje z

Estas gráficas representan la posición del cuadricóptero medida desde los sensores. Se puede corroborar que el funcionamiento ha sido el correcto ya que la simulación está preparada para mantener altura y distancias laterales de 1 m y a partir de ahí seguir la trayectoria marcada por el control de navegación.

F. Implantación

Para realizar una correcta programación y descarga del control en la tarjeta de control es necesario utilizar un software específico. En este proyecto se utiliza Matlab y Simulink para ello, pero es necesario diseñar en Simulink una serie de bloques (cajas) específicos para el correcto funcionamiento de la tarjeta con los periféricos. Para poder descargar el control directamente sobre la tarjeta se ha utilizado un conjunto de bloques de Simulink diseñados por la Universidad Aeronáutica Embry-Riddle [3].

Una vez ajustados los parámetros del control y comprobado su funcionamiento en simulación, se procede a descargarlo en la placa de control y comprobar su funcionamiento en vuelo. Sin embargo, al no estar tan fino el control como se muestra en simulación es necesario modificar los parámetros para lograr un vuelo estable.

G. Calibración de los sensores infrarrojos

Los sensores infrarrojos utilizados en el proyecto, teóricamente al realizar ensayos de medidas de distancias frente a superficies planas no reflectantes, han de empezar a medir entre rangos de 20 a 150 cm. Tras comprobaciones y ensayos realizados, se ha descubierto que miden correctamente entre rangos de 15 - 120 cm. Fuera de estos rangos toman medidas aleatorias, lo cual ha de tenerse en cuenta en todo momento para evitar colisión utilizando el vuelo autónomo. Gracias a los ensayos de medidas de interpolación que asocian un valor de tensión enviado por el sensor con una distancia en cm medida.

Las medidas tomatas poseían cierto ruido, este hubo que eliminarse a través de un filtro no lineal. Cuando detecta cambios bruscos en la señal, mantiene la muestra anterior a la espera de ver si se trata de una tendencia, en cuyo caso dejará de hacer correcciones, si se trata de un pico aislado, este elimina dicha muestra.

H. Máquina de Estados

Para realizar un correcto vuelo con el cuadricóptero, no sólo hemos de tener un buen control de estabilidad o un buen piloto, sino que ha de seguirse una secuencia lógica de funcionamiento que permita ejecutar unas acciones concretas en cada una de las fases en las que se descompone un vuelo. La descomposición a grandes rasgos de cada una de las fases de vuelo es: arranque, despegue, vuelo y aterrizaje. Para poder distinguir y ejecutar estas fases se ha procedido a diseñar una máquina de estados, que como su nombre bien indica, facilita la distinción de los estados de vuelo en los cuales nos encontremos en cada instante. En este proyecto se ha diseñado dos máquinas de estado, una para el vuelo manual y otra para el vuelo autónomo.



Figura 4: Máquina de Estados vuelo Autónomo

IV. RESULTADOS

Los hitos fijados en el proyecto se han alcanzado. Se ha logrado diseñar un control de estabilización con éxito y se ha conseguido diseñar un control de navegación que, junto con los sensores infrarrojos, muestran altas expectativas de funcionar en vuelo autónomo, ya que así viene reflejado en las simulaciones realizadas.

Los resultados obtenidos en este proyecto son los siguientes:

- Modelado del *Airframe* del cuadricóptero en simulink.
- Prueba con éxito de los controles integrados en los años anteriores. Control Voos.
- Diseño del control genérico en el entorno de simulink, donde se recogen elementos tales como: calibración IMU, bloques de lectura y escritura de APM, Filtro complementario no Lineal, *Mixers*, Control de Navegación y el Control de Estabilidad.
- Fichero de monitorización y telemetría a partir del enlace de radiofrecuencia.
- Configuración óptima de la emisora para el vuelo y control del cuadricóptero.
- Entorno de simulación en simulink, con todos los bloques y elementos necesarios para realizar una simulación basada en la realidad.
- Simulación y configuración de los elementos del control para el vuelo autónomo.
- Vuelo y afinamiento del control de estabilización.

UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI) - Ingeniero Industrial

V. CONCLUSIONES

En este proyecto se ha alcanzado los objetivos estipulados. Primordialmente se ha conseguido diseñar un control que estabiliza el cuadricóptero en el aire. Además se ha diseñado un interfaz genérico, un entorno de simulación y un control de navegación. En cuanto a las mejoras de cara a futuros desarrollos solo cabe remarcar que el único desarrollo final para dejar zanjado el proyecto en cuestión, aparte de utilizar otro tipo de sensores, placas de control, ect. Es la puesta en vuelo del cuadricóptero con el control de navegación autónomo ya diseñado.

REFERENCIAS

- [1] Juan Martínez Olondo. Control de un cuadricóptero para vuelos autónomos en interiores. Universidad pontificia de Comillas, 2015
- [2] L. Sevilla, «Modelado y control de un cuadricóptero,» Universidad Pontificia de Comillas, 2014.
- [3] F.-D. X. H. R. A. H. M. Robert F. Hartley, «Development and Flight Testing of a Model Based

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) - INGENIERO INDUSTRIAL

NAVIGATION CONTROL OF A QUADCOPTER FOR INDOOR FLIGHTS BY DISTANCE SENSORS (July 2016)

ABSTRACT - ICAI, Universidad Pontificia Comillas

Author: Alonso Cristellys, Antonio

Directors: Zamora Macho, Juan Luis. Porras Galán, José

I. INTRODUCTION

This project focuses on the design of a stabilization control

and navigation for an autonomous interiors quadcopter flight. The whole project combines a new generic interface developed for several application in differently control boards and for use in various types of aircrafts. The ultimate goal of this project lies on achieving a control, such that the quadcopter be able to orient autonomously in a closed enclosure. This project has managed to stabilize the quadcopter flight, also it has developed an optimal control navigation in simulation and prepared autonomous flight control to perform flight test.

The importance of the generic interface developed in the project is big, it has an enormous development potential in all kinds of aircraft. With this line of work, it aims to give "Universidad Pontificia de Comillas" experience, information and material about the area treated. On the one hand, expects to provide students training on the subject and on the other, facilitates the development of this issue in future academic projects. This project is the continuation of a previous one [1]. It is intended to use the information provided by the earlier projects, to secure the bases and experience in this project development. It has recovered the results of simulations and controls to lay the foundations generic interface design.

The objectives set in the project are:

- Generic interface development.
- New stabilization design.
- Navigation Control design (autonomous flight).
- Perform simulations of both controls.
- Staying in an equilibrium flight position.
- Take off, fly and land autonomously without any external device.

• Recognize and correct external disturbances to avoid collisions with the ceiling and walls, and thus fulfil the stipulated flight.

The objectives have been accomplished satisfactorily. In addition to flying perfectly stabilized in the air with the transmitter, the navigation control has been simulated and prepared to test in autonomous flight.

II. QUADCOPTER ELEMENTS

The quadcopter used is shown in Figure 1. This quadcopter has four brushless motors located at the four corners of the relevant arms. The rotation speed of these motors is controlled by a speed controller or ESC's. These ESC's fed DC and a PWM signal which is responsible for getting the power from the engines. The ESC generate AC from DC and PWM, and this is transmitted to the brushless motors.

The structure used in the project is made of carbon fibre (A) to withstand minor knocks. We used a LiPo battery (B) to feed: APM control, ESC (C) and infrared sensors through a current regulator UBEC (D). It has also used a transmitter and a receiver RC (E) to read signals from the transmitter. With it, you can control the quadcopter in manual or autonomous flight.

The control board used in the cuadricóptero is a Micro APM, based on the Arduino Mega 2560 microcontroller. It has also designed a power supply circuit for the infrared sensors (F). Finally 6 infrared sensors have been installed (G), they pointing in all direction to guide the operation of autonomous flight.



Figure 1: Quadcopter Elements

III. METHODOLOGY

To achieve the objectives set in the project, initially it sets the method to design a generic interface control. Then, it has revised the model described in [1] and [2]. After the completion of the model, it has designed the stabilization control and the simulation environment to verify the operation of the control. After several trials simulation, it has successfully tested the correct quadcopter functioning in real flight, using the manual transmitter. Finally after performing the calibration of infrared sensors successfully, it has designed the navigation and it has been tested in the simulator.

A. Modelling

From the model described in [1] and [2], it has been revised the dynamic model of the quadcopter. The inputs of our plant modeled are control signals transmitted to ESC's, these entries belong to the four commands that control the four quadcopter motors. We must start with the prior knowledge of several problems in the design of autonomous flight in the field of automatic control and electronics. The quadcopters have 6 freedom degrees, three of spin and three of rotation and only 4 independent commands (actuators).

The plant model used corresponds to the Simulink block APM, in which through the inputs (the four commands) sent as pairs and forces we have the following outputs: the Euler angles corresponding to the quadcopter orientation, angular speeds, accelerations, linear speed and position.

B. Stabilization Control

To keep the quadcopter hover (stable flight) on a fixed position both manual and autonomous flight, it is designed a PID control stabilization. This is a control in which both, the Euler angles and angular velocities are closed loop fed.

It needs a good control to eliminate the error between the measured angle (estimated) and the actual angle control. Hence, you choose a PD or PID control. Both controls are designed from simulations in which the parameters to vary are both gains, damping, as parameters such as Ti and Td. Accordingly, the resulting transfer function between reference and control output is second order transfer function, so a control design is made from the pole positioning, the natural frequency and damping factor.



Figure 2: Stabilization Control

The stabilization control calculates intermediate commands for the angles and finally through the Mixer it makes the proper conversion from the force to the control signals required by the ESC.

C. Navigation Control

In order to operate the navigation control, first it had to modify the state machine. Then, based on control used in previous years, Voos control [1], it has done tests for using P and PI controls, their references are positions. Due to the control change, it is needed to make a generic interface, and because of the need to create a new design for the optimal navigation control for any sensor, it decided to create a new navigation control. After several trials using several controls in simulation, it opted for a PID control tracking position

D. Estimated Angles

The measurement of the Euler quadcopter angles is not a direct measure because if you want to get the angles from measurements of the gyroscope and accelerometer these have a measurement error, therefore, must be estimated from the IMU measurements.

After several tests and checking of the estimators used in previous years [5] and [6], it has been observed that the estimator that offers closest measurements to the actual angles is the Nonlinear Complementary Filter. This filter is based on a weighting of the estimated Euler angles made from measurements of accelerometers and gyroscopes. It uses a low-pass to eliminate the accelerometer noise (high frequency) and a high-pass filter to eliminate the measurement error of gyroscopes filter (low frequency).

E. Simulator

The simulation environment is designed with the same sections that owns the control file that turns to the control board. Because of this type of simulator structure, we can design a control, that after checking its correct functioning in the simulator, you can transfer the file to the board with the real control



Analysing the simulator (Figure 3) you can see a tie that closes the diagram. This close loop feeds the plant outputs (Section A), along with measurements of the sensors, we can close into the "Controller" (A) the two loops, both the navigation and the stabilization. References (B) indicated in the simulator can be both values sent by the transmitter, or signals created to imitate it. The block "Environment" (C) mimics the existing real shocks throughout flight. Finally, the mask (D) contains the display elements to analyse the signals / simulated variables.

The tests below demonstrate the correct operation of the navigation control with the stabilization control.

Stabilization Control:



Figure 5: Pitch (degrees)



Figure 6: Yaw (degrees)

These charts represent the position of the quadcopter, mark the Euler angles in a stable simulated flight. It can be seen that the control is able to stabilize the angles in the equilibrium position 0 °, with negligible angle variations $(\pm 1^{o})$.

Navigation Control:



Figure 7: Position in the x-axis



Figure 8: Position in the y-axis



Figure 9: Position in the z-axis

These three graphs reflect the distance measured from the sensors when the navigation acts. You can confirm that the operation was correct because the simulation is prepared to maintain 1 m height and lateral distances and, from there follow the path marked by the navigation control. In this case it is applied in X and Y two steps of 0.5, as shown, the movement of 0.5m on both axes are correct.

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) - INGENIERO INDUSTRIAL

F. Implementation

To download the control directly on the card it has been used a Simulink block set designed by Embry-Riddle Aeronautical University [3].

After setting the control parameters and tested its performance in simulation, it proceeds to download it to the control board and check its operation in flight. However, the control as not being as fine as shown in the simulation is necessary to modify the parameters to achieve a stable flight.

G. Infrared sensors calibration

Infrared sensors used in the project, theoretically, measures distances between 20 to 150 cm against non-reflective flat surfaces. Following checks and tests performed, it has been discovered that properly measured ranges are between 15-120 cm. Outside these ranges take random measures, which must be taken into account at all times to avoid a collision using the autonomous flight. It has taken distances measures that have been able to design interpolation tables that associate a voltage value sent by the sensor with a distance measured in cm.

H. State Machines

For a proper quadcopter flight, we not only need a good stability or a good pilot, we need a logical sequence of operation that will run some concrete actions followed in each of the phases in which a flight is decomposes. Roughly the decomposition of each of the phases of the flight is: start, take off, flight and landing. To differentiate and execute these phases have proceeded to design a state machine that facilitates the distinction of flight states in which we are at every moment. This project has designed two state machines, one for manual flight and another for the autonomous flight.



Figure 10: State Machine

IV. COMPLETED TASKS.

To achieve the objectives of this project it has performed the following tasks:

• Quadcopter assembly.

- Design configuration environment for the APM control board.
- Calibration and commissioning of infrared sensors.
- Radio frequency communications.
- Design of the new interface.
- Testing for obtaining parameters b (thrust) and d (drag).
- Design of PID control stability.
- Design Mixer.
- Improved calibration of gyroscopes and accelerometers.
- Design estimator angles by nonlinear complementary filter.
- Design of the new state machine for manual flight.
- Design of a block diagram to modify the parameters in real time.
- Improved single master file to unify all aircraft.
- Improving the state machine and timer for autonomous flight.
- Flight testing with controls designed.

V. RESULTS AND CONCLUSIONS

This project has achieved the stated objectives: it has designed a control that stabilizes the quadcopter in the air, it has designed a generic interface, and it has created a simulation environment and a navigation control.

The results obtained in this project are:

- Airframe quadcopter modelling in simulink.
- Successfully tests of the integrated controls in previous years [4].
- Generic control design in simulink environment which the elements collected are: IMU calibration, reading and writing APM blocks, nonlinear complementary filter, Mixer, navigation control and stability control.
- File with the telemetry radio frequency.
- Optimum configuration of the transmitter.
- Simulation simulink environment, with all blocks and elements necessary to perform a simulation based on reality.
- Simulation and configuration control elements for autonomous flight. Flight control and tuning stabilization.

Looking at future improvements only be noted that the only final development to leave the project in question, apart from using other sensors, control boards, etc. Is to do a quadcopter flight with the autonomous navigation designed.

UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI) - Ingeniero Industrial

REFERENCES

- [1] Juan Martínez Olondo. Control de un cuadricóptero para vuelos autónomos en interiores. Universidad pontificia de Comillas, 2015
- [2] L. Sevilla, «Modelado y control de un cuadricóptero,» Universidad Pontificia de Comillas, 2014.
- [3] F.-D. X. H. R. A. H. M. Robert F. Hartley, "Development and Flight Testing of a Model Based
- H. Voos, «Nonlinear Control of a Quadrotor MicroUAV using Feedback-Linearization,» de 2009 IEEE International Conference on Mechatronics, 2009
- [5] J. R. A. H. David Gaydou, «Filtro Complementario para estimación de actitud aplicado al controlador embebido de un cuatrirrotor,» Córdoba, Universidad Tecnología Nacional.
- [6] A. M. S. L. Alessandro Benini, «An IMU/UWB/Vision-based Extended Kalman Filter for Mini-UAV Localization in Indoor Environment using 802.15.4a Wireless Sensor Network,» *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 70, pp. 461-476, Abril 2013.
- [7] D. E. S. Michael A. Henson, Feedback Linearizing Control, Louisiana: Louisiana State University.
- [8] A. N. R. S. S. Bouabdallah, «PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor,» Swiss Federal Institute of Technology, 2004.



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA

PROYECTO FIN DE GRADO

CONTROL DE UN CUADRICÓPTERO PARA NAVEGACIÓN EN INTERIORES MEDIANTE SENSORES DE DISTANCIA

MEMORIA

Autor:

Antonio Alonso Cristellys

Director:

Juan Luis Zamora Macho

Codirector:

José Porras Galán

Agradecimientos

A Juan Luis por su orientación, ayuda y paciencia A mi familia por su preocupación y en especial a mi padre por su incondicional apoyo A Jorge y Néstor por las vivencias superadas A Germán, Javi y Álvaro por el día a dí

Índice de la memoria

Parte I	Memoria	
Capítul	o 1 Introducción	
1.1	Vehículos aéreos no tripulados (UAV)	6
1.2	Motivación del proyecto	7
1.3	Objetivos	8
1.4	Metodología / Solución desarrollada	9
1.5	Recursos / herramientas empleadas	
Capítul	o 2 Estado de la cuestión	
2.1	Introducción histórica	
2.2	Funcionamiento y movimiento de un cuadricóptero	15
2.3	Modelado	16
2.3.	1 Suposiciones iniciales	
2.3.	2 Introducción al Modelado	
2.3.	3 Matriz de Rotación	
2.3.	4 Efectos Aerodinámicos	
2.3.	5 Energía	
2.3.	.6 ECUACIÓN DEL MOVIMIENTO	
2.3.	7 Fuerza Neta	
2.3.	8 El modelo Dinámico derivado	
2.3.	9 Ecuaciones Mecánicas de movimiento	
2.4	métodos de control	25
2.4.	1 Control PID	
2.4.	2 LQR	
2.4.	3 Control de Linealización mediante realimentación	
2.5	Estimadores de estado	27
2.5.	1 Filtro Complementario	
2.5.	2 Filtro de Kalman	



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

ÍNDICE DE LA MEMORIA

2.6	Efecto suelo y efecto techo2	9
2.6.1	Efecto suelo	9
2.6.2	Efecto techo	0
Capítulo	3 Material Utilizado	1
3.1	Estructura3	1
3.2	Motores	3
3.3	ESC's (Electronic Speed Control)	4
3.4	Batería3	5
3.5	APM	7
3.6	Unidad de Medición Inercial (IMU)3	8
3.7	Regulador de Tensión (UBEC)4	0
3.8	Sensores4	1
3.9	Circuito de Distribución de Tensión4	3
3.10	Emisora4	4
3.11	Configuración Emisora4	5
3.12	Comunicación por enlace de Radiofrecuencia4	7
Capítulo	4 Instalación y calibración de los sensores	9
4.1	Instalación y Calibración de los Sensores IR4	9
Capítulo	5 Modelado y Control del Cuadricóptero 5	3
5.1	Implantación del Modelo5	3
5.2	Estrategia de Control5	4
5.3	Control de Estabilización5	6
5.4	Calibración de la IMU6	3
5.5	Estimación de ángulos6	3
5.6	Mixer	5
5.7	Control de Navegación6	7

Ι



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

Capítulo	o 6 Simulación	69
6.1	Simulador	69
6.2	Variant Manager	71
6.3	Ensayos de simulación	72
Capítulo	o 7 Implantación	77
7.1	Software	77
7.1.1	1 Driver Blocks	
7.1.2	2 Ardupilot Mega	
7.2	Máquina de estados	79
7.2.1	1 Máquina de estados Antigua, Vuelo Manual	
7.2.2	2 Máquina de estados Nueva, Vuelo Manual	80
7.2.3	3 Máquina de estados Nueva, Vuelo Autónomo	
7.3	Ajuste del control en tiempo real	85
Capítulo	o 8 Conclusiones y Resultados	89
8.1	Resumen de las Tareas Realizadas	89
8.1 8.2	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados	89 90
8.1 8.2 8.3	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos	89 90 91
8.18.28.38.4	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas	89 90 91 92
 8.1 8.2 8.3 8.4 8.4.1 	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas	89 90 91 92 92
 8.1 8.2 8.3 8.4 8.4.1 8.4.2 	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas 1 Primera parte del Proyecto 2 Segunda parte del Proyecto	89 90 91 92 92 94
 8.1 8.2 8.3 8.4 8.4.1 8.4.2 8.4.2 8.4 	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas 1 Primera parte del Proyecto 2 Segunda parte del Proyecto 3.4.2.1 Pruebas Pre-vuelo	
 8.1 8.2 8.3 8.4 8.4.1 8.4.2 8. 8. 	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas 1 Primera parte del Proyecto 2 Segunda parte del Proyecto 8.4.2.1 Pruebas Pre-vuelo 8.4.2.2 Pruebas de Vuelo	89 90 91 92 92 94 95 96
8.1 8.2 8.3 8.4 8.4.1 8.4.2 8. 8. 8. Bibliogra	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas 1 Primera parte del Proyecto 2 Segunda parte del Proyecto 3.4.2.1 Pruebas Pre-vuelo 3.4.2.2 Pruebas de Vuelo	89 90 91 92 92 94 95 96
8.1 8.2 8.3 8.4 8.4.1 8.4.2 8. 8. 8. Bibliogra	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas 1 Primera parte del Proyecto 2 Segunda parte del Proyecto 8.4.2.1 Pruebas Pre-vuelo 8.4.2.2 Pruebas de Vuelo	89 90 91 92 92 94 95 96
8.1 8.2 8.3 8.4 8.4.1 8.4.2 8. 8. Bibliogra Parte II	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas 1 Primera parte del Proyecto 2 Segunda parte del Proyecto 3.4.2.1 Pruebas Pre-vuelo 3.4.2.2 Pruebas de Vuelo <i>rafía 99 Estudio económico</i>	89 90 91 92 92 94 95 96
8.1 8.2 8.3 8.4 8.4.1 8.4.2 8. 8. 8. Bibliogra Parte III Parte III	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas 1 Primera parte del Proyecto 2 Segunda parte del Proyecto 3.4.2.1 Pruebas Pre-vuelo 3.4.2.2 Pruebas de Vuelo <i>rafía 99</i> Estudio económico. I Código fuente.	89 90 91 92 92 92 92 92 92 92 92 92
8.1 8.2 8.3 8.4 8.4.1 8.4.2 8. 8. Bibliogra Parte II Parte III Parte III Anexo A	Resumen de las Tareas Realizadas Resumen de Resultados Futuros Desarrollos Pruebas Realizadas 1 Primera parte del Proyecto 2 Segunda parte del Proyecto 3:4.2.1 Pruebas Pre-vuelo 3:4.2.2 Pruebas de Vuelo 3:4.2.2 Pruebas de Vuelo 5:4.2.1 Resumenta del Vuelo 5:4.2.2 Pruebas de Vuelo 5:4.2.1 Pruebas de Vuelo 5:4.2.2 Pruebas de Vuelo	89 90 91 92 92 92 95 96 96



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

Ingeniero Industrial

ÍNDICE DE LA MEMORIA

Anexo C	121
Anexo D	125
Anexo E	129
Anexo F	133
Anexo H	137
Anexo I	139
Parte IV	Datasheets141
Capítulo 1	Datasheet 1
Capítulo 2	Datasheet 2



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI) Ingeniero Industrial

Índice de figuras

Figura 2.1: Ochmichen No.2.	14
Figura 2.2: Bothezat	14
Figura 2.3: Convertawings Model A Quadrotor.	15
Figura 2.4: Curtiss-Wright VZ-7	15
Figura 2.5: Movimientos del cuadricóptero	15
Figura 2.6: Configuración y ejes de inercia del cuerpo	17
Figura 2.7: Sentido de giro	19
Figura 2.8: Filtro complementario	28
Figura 2.9: Proceso de iteración del filtro de Kalman	29
Figura 3.1: Estructura 1	31
Figura 3.2: Estructura 2	32
Figura 3.3: Estructura 3.	32
Figura 3.4: Motor Turnigy Multistar	34
Figura 3.5: Afro ESC 20Amp	35
Figura 3.6: LiPo 0.95/ 2Cells.	36
Figura 3.7: LiPo 1 ^a / 3Cells	36
Figura 3.8:Cargador/Balanceador	37
Figura 3.9: Micro APM.	38
Figura 3.10: APM	38
Figura 3.11: Funcionamiento interno de un Giróscopo	39
Figura 3.12: Funcionamiento interno de un Acelerómetro	40



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

Ingeniero Industrial

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 3.13: Regulador de corriente UBEC.	41
Figura 3.14: Funcionamiento sensor IR	42
Figura 3.15: Circuito de distribución de tensión	43
Figura 3.16: Emisora Turnigy	45
Figura 3.17: Receptor Turnigy	45
Figura 3.18: Esquema Emisora Turnigy	45
Figura 3.19: Receptor y transmisor de señales por radiofrecuencia	17
Figura 4.1: Colocación y medidas de los sensores infrarrojos5	50
Figura 4.2: Ensayo de las medidas de los sensores IR	52
Figura 4.3: Bloque Look-UpTable	52
Figura 5.1: Control de Estabilización	50
Figura 5.2: Simulación ángulo de alabeo	51
Figura 5.3: Simulación ángulo de cabeceo	51
Figura 5.4: Simulación ángulo de guiñada6	52
Figura 5.5: Calibrador IMU	53
Figura 5.6: Máscara Filtro complementario no lineal	54
Figura 5.7: Bloques del Filtro complementario no lineal	54
Figura 5.8: Bloques del Mixer	56
Figura 5.9: Bloques para el cálculo de los PWM6	57
Figura 5.10: Control de Navegación	58
Figura 6.1: Simulador	70
Figura 6.2: Entorno de configuración del Variant Manager	71
Figura 6.3: Referencias de vuelo manual	72
Figura 6.4: Simulación de la posición en el eje x	73
Figura 6.5: Simulación de la posición en el eje y	73
Figura 6.6: Simulación de la posición en el eje z	74
Figura 6.7: Simulación ángulo de alabeo	74



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

Ingeniero Industrial

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 6.8: Simulación ángulo de cabeceo	. 75
Figura 6.9: Simulación ángulo de guiñada	. 75
Figura 7.1: Bloques APM en Simulink	. 78
Figura 7.2: Máquina de Estados antigua, vuelo manual	. 80
Figura 7.3: Máquina de Estados nueva, vuelo manual	. 81
Figura 7.4: Timer Máquina de Estados vuelo autónomo	. 82
Figura 7.5: Máquina de Estados nueva, vuelo autónomo	. 83
Figura 7.6: Máquina de Estado final, vuelo autónomo	. 85
Figura 7.7: Máscara de control de los parámetros en tiempo real	. 86
Figura 7.8: Bloques de control de los parámetros en tiempo real	. 86
Figura 8.1: Cuadricóptero 1	. 92
Figura 8.2: Cuadricóptero 2 tras colisión	. 93
Figura 8.3: Cuadricóptero 3 definitivo	94



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

ÍNDICE DE FIGURAS





UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI) Ingeniero Industrial

Índice de tablas

Tabla 1.1: Cronograma del Proyecto	10
Tabla 4.1: Medidas de los sensores IR	51





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial




UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

Parte IMEMORIA



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial



Capítulo 1 INTRODUCCIÓN

En la actualidad, el desarrollo de la tecnología y su rápida evolución han llevado a plasmar meras ideas futuristas en realidades que conviven día a día con nosotros.

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs, *Unmanned Aerial Vehicle*), conocidos coloquialmente como drones, son uno de los mejores ejemplos de las posibilidades que ofrecen la tecnología actualmente.

Uno de entre los muchos UAVs más comunes y potentes es el cuadricóptero [1]: es un helicóptero con cuatro rotores para su sostén y su propulsión. Los cuatro rotores están generalmente colocados en las extremidades de sus brazos. A fin de evitar que el aparato tumbe respecto su eje de orientación, es necesario que dos hélices giren en un sentido y las otras dos en el otro sentido.

Este proyecto se centrará en el vuelo autónomo en interiores de un cuadricóptero guiado a través de unos sensores infrarrojos, que facilitarán tanto su despegue como su aterrizaje en una zona cerrada. Para tal fin, utilizaremos las herramientas de Control Automático, con las cuales seremos capaces de controlar los cuatro rotores de modo que alcancemos la autonomía y estabilidad deseada. El cuadricóptero volará de forma autónoma y podrá tomarse el control a través de una emisora en caso de ser necesario. El software de control está desarrollado en el entorno Matlab/Simulink, con la herramienta ArduPilot Mega; diseñada específicamente para implementar controles en vehículos aéreos tales como los cuadricópteros.



1.1 VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAV)

El desarrollo de los UAV (Unmanned Aerial Vehicle) o, en español, vehículo aéreo no tripulado, es uno de los aspectos tecnológicos que más ha evolucionado en los últimos años. La etimología de la propia palabra UAV explica en sí, que se trata de una aeronave sin tripulación y que puede ser, tanto autónoma como controlada a través de un control remoto.

A pesar de las similitudes estructurales que comparte con los aeromodelos, los UAV se desarrollaron con fines militares y posteriormente han tenido aplicaciones comerciales.

Si hacemos un breve repaso de los últimos desarrollos en la materia, el término UAV podría ya no ser el término más acertado para referirse a los vehículos más recientes, debido a su evolución a sistemas más complejos llamados UAS (Unmanned Aircraft Systems) o sistemas de aeronaves no tripulados. Estos sistemas conformados por aeronave, estación de control, subsistema de lanzamiento, recuperación, soporte, comunicación... Son comúnmente conocidos como drones, palabra que proviene de una adaptación del sustantivo inglés drone, que literalmente su traducción es "zángano" [2].

Otra expresión utilizada para referirse a este tipo de vehículos es VANT o vehículo aéreo no tripulado. Sin embargo parece no haber consenso sobre cuál es el vocablo más preciso.

Dentro de la gran variedad de UAV's, probablemente los más potentes y los que más se están desarrollando actualmente son los multirrotores o multicópteros: vehículos de palas de paso fijo, el ángulo del rotor no varía cuando las palas giran, el control del movimiento del vehículo se consigue mediante la variación de la velocidad relativa de cada rotor para cambiar el empuje y el par producido por cada uno de ellos.

Debido a su facilidad de construcción y de control, los multirrotores se utilizan con frecuencia en los proyectos de modelos de helicópteros



de radiocontrol en el que los nombres cuadricóptero, hexacóptero y octocóptero se utilizan normalmente para referirse a helicópteros de 4, 6 y 8 hélices respectivamente. [3]

La principal ventaja, de una máquina de este tipo en relación con una de ala fija, radica en que el multicóptero puede sobrevolar cualquier lugar de forma estática y relativamente estable, mientras que un avión tiene que estar siempre en movimiento para lograr su sustentación. No obstante, a la vez de poseer muchas ventajas como su facilidad para acceder a lugares remotos, transportar paquetes, realizar mediciones... Presentan un gran problema, la autonomía de las baterías. Ello no implica, ya que cada vez las baterías son mejores, su constante crecimiento.

1.2 MOTIVACIÓN DEL PROYECTO

En nuestro día a día estos dispositivos voladores influyen de forma cada vez más decisiva y el potencial que tienen no es visible a día de hoy.

El auge de estos cuadricópteros genera gran curiosidad sobre el funcionamiento de los mismos. De esta curiosidad surgen cuestiones relacionadas sobre el funcionamiento necesario para que vuele. He ahí la curiosidad, la que me condujo a escoger este tipo de proyecto.

Con este proyecto se pretende:

- Ayudar a la formación de los estudiantes en diversas materias: mecánica (modelado), sistemas electrónicos (sensores y actuadores), electrónica de potencia (motores brushless), sistemas electrónicos (programación de micros), comunicaciones, protocolos y sobre todo en temas de control y regulación automática.
- Por otra parte, este proyecto pretende ser la continuación de un proyecto anterior. En el anterior proyecto se quedaron en fase de pruebas de vuelo, cuyo éxito no se logró. Y se estudiaron los diferentes sensores de distancia, en lo que se concluyó que un sensor de infrarrojos para el seguimiento de la pared era lo más conveniente. También se solucionó el problema de alimentación de los sensores infrarrojos, ya que al necesitar



más corriente, de la transmitida por la tarjeta, hay que utilizar un regulador de corriente directamente conectado a la batería para su correcto funcionamiento.

1.3 OBJETIVOS.

Este proyecto se basa en la utilización de un cuadricóptero para así, con el control adecuado, hacer que el aparato sea capaz de levantarse del suelo verticalmente, mantenerse suspendido en el aire en vuelo "estacionario" y en su defecto seguir trayectorias marcadas tanto por una máquina de estados (Capítulo 7.2), como por los sensores infrarrojos (en vuelo autónomo o manual, Capítulo 4) y aterrizar verticalmente.

Se busca diseñar un control que funcione en simulación y en vuelo. Por consiguiente, el simulador servirá de base de pruebas para verificar el correcto funcionamiento del control antes de implantarlo en el cuadricóptero para hacer pruebas de vuelo. Se obtendrán parámetros de control de ensayos citados posteriormente y se utilizará modelos estudiados con anterioridad en proyectos ya ejecutados. El objetivo final será tanto en simulación como en la realidad, crear una serie de controles para que, a través de los sensores infrarrojos instalados en el lateral, delante y en la parte inferior del cuadricóptero, se realice un vuelo autónomo de seguimiento de la pared.

Por otro lado, este proyecto es la continuación de un proyecto del año pasado en el cual no se consiguió realizar un vuelo con la correcta estabilización, ni se logró implantar y crear el control de seguimiento de la pared a través de sensores infrarrojos. El objetivo pues, es recuperar toda esa información y aprovecharla para intentar controlar el cuadricóptero correctamente.

El resumen de los objetivos perseguidos en el proyecto son los siguientes:

- Adaptación de los controles y modelado del año posterior a un nuevo interfaz con el fin de encaminar y facilitar el uso de diversos micros; tales como APM, OPENPilot...
- Diseño del control y su correcta ejecución en simulación.



- Correcta implantación de los controles de estabilización y de navegación, modelado y parámetros.
- Sustentación el aire del cuadricóptero en una posición de equilibrio.
- Seguimiento de la pared con una trayectoria estable.
- Despegue, vuelo y aterrizaje de forma autónoma sin ayuda de ningún dispositivo externo.
- Reconocimiento y corrección de perturbaciones exteriores para evitar colisiones con el techo y paredes, y así cumplir con el vuelo estipulado.

1.4 METODOLOGÍA / SOLUCIÓN DESARROLLADA

Tereas a realizar recogidas en el cronograma Tabla 1.1:

- Familiarización con el nuevo entorno Matlab. Instalación y configuración de la herramienta ArduPilot Mega (APM).
- Elección, configuración y calibración de los sensores de posición (infrarrojos).
- Revisión del modelo mecánico actual de Simulink e integración en el sistema de control con APM para construir un simulador.
- Desarrollo de la interfaz genérica.
- Estudio y elección de los distintos controles.
- Diseño del entorno genérico de simulación.
- Diseño de la máquina de estados e implementación en Matlab/Simulink.
- Diseño del control elegido por *feedback linealization* para conseguir un control robusto.
- Diseño del *mixer* para transformar las fuerzas provenientes del control en señales PWM que controlan los motores.
- Ajuste de los parámetros de control en simulación en busca de un control estable.
- Primer ensayo en tierra con la emisora y con el cuadricóptero atado mediante unas cuerdas, para la configuración de los parámetros del control.
- Ensayo de vuelo manual con la emisora configurada para variar los parámetros del control.
- Diseño del control PID de navegación.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI)

Ingeniero Industrial

- Ensayos del control de navegación en el simulador para revisar su funcionamiento.
- Ajustes finales de ambos controles para una correcta ejecución del vuelo autónomo.

Tarea	Enero				Febrero				Marzo				Abril				Мауо			
	Sm 1	Sm 2	Sm 3	Sm 4	Sm 1	Sm 2	Sm 3	Sm 4	Sm 1	Sm 2	Sm 3	Sm 4	Sm 1	Sm 2	Sm 3	Sm 4	Sm 1	Sm 2	Sm 3	Sm 4
Anexo B																				
Instalación y configuración APM																				
Calibración sensores IR																				
Modelado																				
Desarrollo interfaz genérica																				
Estudio de distintos controles									-											
Diseño entorno de simulación																				
Diseño máquina de estados																				
Diseño del control																				
Diseño del mixer																				
Ajuste parámetros simulación																				
Ensayos en Tierra																		· · · ·		
Ensayos de Vuelo manual																				
Diseño control de navegación																				
Ensayos del control de Navegación																				
Ajustes finales																				
Redacción de memoria																				

Tabla 1.1. Cronograma del Proyecto

1.5 RECURSOS / HERRAMIENTAS EMPLEADAS

- Estructura 1: RotorX RX122 Atom Frame.
- Estructura 2: Turnigy Integrated PCB Micro-Quad V2.
- Estructura 3: A250 Carbon Fibre Racing Frame (Estructura definitiva).
- Motores brushless: Turnigy Multistar 1704-1900 Kv
- Hélices: Gemfan Glow in the Dark Propeller 5x3.
- ESC: Afro ESC 20Amp Muti-rotor Motor Speed Controller.
- Emisora y receptor Turnigy.
- Micro APM y ArduPilot Mega.



- Ordenador con Matlab 2015a y Simulink.
- Bloques APM instalados en la librería de Simulink.
- Seis sensores infrarrojos: SHARP GP2Y0A02YK
- Una placa con conexiones soldadas para distribuir las conexiones de los sensores infrarrojos.
- Baterías LiPo tanto de 7.4V como de 11.1V
- Conexiones USB y cables.
- Transmisor y receptor de radiofrecuencia: Micro HKPilot Telemetry radio
- UBEC.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

12



Capítulo 2 ESTADO DE LA CUESTIÓN

2.1 INTRODUCCIÓN HISTÓRICA

Al principio de la historia de la aviación, la configuración del cuadricóptero fue vista como una posible solución a algunos de los problemas persistentes en el vuelo vertical: los problemas de control de par de torsión, así como la inestabilidad del rotor de cola del helicóptero convencional.

El origen del quadrotor (cuadricóptero) se puede establecer entorno al 1907, cuando Louis Breguet diseñó el primer helicóptero de ala rotatoria que se elevó del suelo con éxito, aunque sólo se trató de un vuelo atado a una altitud de unos pocos pies.

Hasta la década de 1920 tenemos que dirigirnos para encontrar los primeros experimentos con helicópteros realizados por Etienne Oehmichen. Entre los muchos helicópteros que diseñó se encontraba el Oehmichen No.2. Un helicóptero que poseía cuatro rotores y ocho hélices, todos ellos impulsados por un solo motor. Utilizaba un marco de acero de tubo, con rotores de dos aspas en los extremos de los cuatro brazos. El ángulo de estas cuchillas podía variar por deformación. La aeronave presentaba un grado considerable de estabilidad y capacidad de control para su tiempo, y realizó más de un millar de vuelos de prueba a mediados de 1920[4].

En 1922, el Dr. George de Bothezat e Ivan Jerome desarrollaron un vehículo con cuatro rotores de seis palas en el extremo de una estructura en forma de 'x'. Se utilizaron dos pequeñas hélices de paso variable para controlar la orientación y el ángulo de guiñada. A pesar de su viabilidad tenía poca potencia, sólo se levantaba cinco metros, era mecánicamente complejo y susceptible de problemas de fiabilidad.





Figura 2.1: Ochmichen No.2.

Figura 2.2: Bothezat.

La empresa Convertawings desarrolló en 1956 un prototipo de quadrotor civil y militar de mayor tamaño que disponía de dos motores que accionaban cuatro rotores. Este modelo no utilizaba rotor de cola y el control se obtenía mediante la variación de la velocidad de cada rotor, estableciéndose de esta forma el diseño de los actuales quadrotor.

Dos años más tarde la compañía Curtis-Wright diseñó un quadrotor de uso militar para el ejército americano, el Curtiss-Wright VZ-7. Se trataba también de un vehículo aéreo cuyo control se obtenía mediante la variación de la velocidad de cada rotor. Tras el VZ-7, el ejército americano siguió investigando el uso de los quadrotor como vehículo militar, realizando contactos con compañías como Chrysler con el VZ-6 o el VZ-8 de Airgeep. [5]

Bien es cierto, que su pendiente de crecimiento y desarrollo ha sido exponencial en los últimos años debido a su posible utilización con fines militares, pero por contra partida, también diversas empresas han sido capaces de adaptar este tipo de vehículos y disminuir su tamaño para poder ser usados como aparatos de radio control, para tareas de vigilancia y hasta se están empezando a usar para trasportar elementos de un lugar a otro. Todas estas utilidades y el sin fin de las futuras mismas parece que nos abrirá un amplio conjunto de opciones.





Figura 2.3: Convertawings Model A Quadrotor

Figura 2.4: Curtiss-Wright VZ-7

2.2 Funcionamiento y movimiento de un cuadricóptero

La característica principal del cuadricóptero es la disposición simétrica y su rotación asimétrica dos a dos. Esto le permite equilibrarse aplicando rotaciones iguales en los 4 motores, y al mismo tiempo es capaz de realizar los diferentes giros. Descripción de los diferentes movimientos del cuadricóptero según los distintos ángulos de giro que se explicarán más adelante:



Figura 2.5: Movimientos del cuadricóptero



2.3 MODELADO

Estudio de las ecuaciones y modelos matemáticos relevantes para el proyecto.

2.3.1 SUPOSICIONES INICIALES

Partiremos de las siguientes suposiciones en el modelo desarrollado en este proyecto:

- La estructura se supone rígida.
- Se supondrá que la estructura es simétrica.
- El centro de gravedad y el centro del marco fijo del cuadricóptero coincidirán.
- Las hélices se suponen rígidas.
- El empuje y el arrastre son proporcionales al cuadrado de la velocidad de las hélices.
- El modelo del cuadricóptero deberá suponer todos los efectos incluyendo los giroscópicos.

2.3.2 INTRODUCCIÓN AL MODELADO

Debemos partir del conocimiento previo de varios problemas que presentan el diseño de vuelos autónomos en el ámbito del control automático y de la electrónica. Los cuadricópteros tienen 6 grados de libertad, tres de giro y tres de rotación, y sólo 4 mandos independientes (los actuadores).

2.3.3 MATRIZ DE ROTACIÓN

Es sabido que el estudio de la posición del cuerpo en el espacio viene definido por la matriz de rotación R y que la rotación de un cuerpo rígido en el espacio se puede parametrizar utilizando métodos tales como los ángulos de Euler, cuaterniones y ángulos Tait-Bryan.



Para poder realizar el estudio del movimiento del cuadricóptero es necesario comenzar definiendo el sistema de ejes. Existen varias alternativas, pero el más usado en este tipo de proyectos, y el que más parece en este tipo de literatura es el utilizado en este proyecto (Figura 2.5). Estos ejes se dividen en:

- Sistema inercial (e1I, e2I, e3I) -> {X,Y,Z}: sistema fijo.
- Sistema solidario/base (e1B, e2B, e3B) -> {x,y,z}: solidario al cuerpo.



Figura 2.6: Configuración y ejes de inercia del cuerpo

En el estudio de las ecuaciones mecánicas que rigen el comportamiento de un sólido rígido, las ecuaciones más comúnmente utilizadas son las ecuaciones de Euler. Su ventaja radica en la descripción de la orientación del cuerpo a través de tres ángulos φ (cabeceo), θ (alabeo), Ψ (guiñada). También se puede trabajar con cuaterniones: notación matemática utilizada para representar las orientaciones y las rotaciones de objetos en tres dimensiones. Comparados con los ángulos de Euler, son más simples de componer y evitan el problema del "*bloqueo del cardán*" que se origina al trabajar con ángulos muy grandes [6]. Sin embargo, debido a que en este proyecto los ángulos requeridos no son muy grandes, y que los ángulos de Euler son más intuitivos a la hora de poder observar el movimiento del cuadricóptero, se trabajará con los ángulos de Euler.



Considerando un sistema coordinado por la regla de la mano derecha, las tres rotaciones individuales se describen por separado como:

- $R(x,\phi)$: rotación alrededor del eje x.
- $R(y,\theta)$: rotación alrededor del eje y.
- $R(z,\psi)$: rotación alrededor del eje z.

Representadas como:

$$R(x,\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi\\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}$$
(2.1)

$$R(y,\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}$$
(2.2)

$$R(z,\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0\\ \sin\psi & \cos\psi & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
(2.3)

La matriz completa de rotación se obtiene como el producto de las tres matrices anteriores:

$$R(\phi, \theta, \psi) = R(x, \phi)R(y, \theta)R(z, \psi) \quad (2.4)$$

Cuyo resultado es:

$$R = \left[\begin{array}{ccc} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi\\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \sin\phi\cos\psi\\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{array} \right]$$

(2.5)



2.3.4 EFECTOS AERODINÁMICOS

Las fuerzas que sustentan el cuadricóptero son las fuerzas debidas al empuje de los cuatro propulsores. Estas fuerzas se suponen proporcionales al cuadrado de las velocidades de giro de los motores, por lo que se define como factor de empuje *(Thrust factor) b,* a la constante de proporcionalidad. De la misma manera se define el factor de arrastre *(drag factor) d,* como la constante de proporcionalidad entre los cuadrados de las velocidades angulares de los propulsores y el momento de resistencia aerodinámica que generan.

Las cuatro fuerzas por tanto se calculan según la Ecuación (2.6)

$$Fi = b \cdot \omega i^2 \tag{2.6}$$

El sentido de giro de los propulsores es según se muestra en la Figura 2.6, con dos de ellos girando en sentido horario (CW) y los otros dos en sentido anti horario (CCW), enfrentados dos a dos. La configuración para definir los ejes del cuadricóptero puede ser una configuración en "+", por lo que los ejes x e y coinciden con sus brazos, o en su defecto una configuración en "x", cuyos ejes x e y no coinciden con los brazos.



Figura 2.7: Sentido de giro



Para cada punto del sistema solidario/base expresado en el sistema inercial de la tierra, podemos escribir su posición usando la matriz de rotación como (c=cos, s=sin):

$$\begin{cases} r_X = (c\psi c\theta)x + (c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi)y + (c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi)z \\ r_Y = (s\psi c\theta)x + (s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi)y + (s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi)z \\ r_Z = (-s\theta)x + (c\theta s\phi)y + (c\theta c\phi)z \end{cases}$$

Las correspondientes velocidades se obtendrán como las derivadas de la ecuaciones (2.7) y el cuadrado de la velocidad para cada punto vendrá expresada como: $\nu^2 = \nu_X^2 + \nu_Y^2 + \nu_Z^2$

2.3.5 Energía

Con la ecuación (2.8), y asumiendo que la matriz inercial es diagonal, podemos extraer la expresión de la energía cinética:

$$T = \frac{1}{2}I_{xx}(\dot{\phi} - \dot{\psi}s\theta)^2 + \frac{1}{2}I_{yy}(\dot{\theta}c\phi + \dot{\psi}s\phi c\theta)^2 + \frac{1}{2}I_{zz}(\dot{\theta}s\phi - \dot{\psi}c\phi)$$
(2.9)

Utilizando la fórmula de la energía potencial conocida, podemos expresar (2.9) en los ejes inerciales de la tierra como:

$$V = \int x dm(x)(-gs\theta) + \int y dm(y)(gs\phi c\theta) + \int z dm(z)(gc\phi c\theta)$$
(2.10)



2.3.6 ECUACIÓN DEL MOVIMIENTO

Utilizando la fórmula de Lagrange¹ y la derivada de las ecuaciones del movimiento:

$$L = T - V$$
 , $\Gamma_i = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i}$ (2.11)

 \dot{q}_i :velocidad generalizada. Derivada temporal de las coordenadas generalizadas.

qi :coordenada generalizada. Cada grado de libertad del sistema se expresa mediante una coordenada generalizada.

 Γ_i : fuerzas generalizadas, se considera únicamente el caso conservativo.

Gracias a la fórmula de Lagrange¹ podemos obtener las tres ecuaciones que definen el movimiento del sistema:

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) \\ I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) \\ I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy}) \end{cases}$$
(2.12)

Por un lado, aparecen pares no conservativos que actúan sobre el cuadricóptero, debido a la diferencia de la acción de empuje de cada par de hélices. Son los pares generados por el efecto aerodinámico de las palas (2.6):

$$\begin{cases} \tau_x = bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ \tau_y = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ \tau_z = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{cases}$$
(2.13)

l: longitud al centro de masas

 τx : diferencia entre los dos empujes que generan momento respecto al eje x.



τy: diferencia entre los dos empujes que generan momento respecto al eje y.

τz: momento total generado por las palas sobre el eje z como consecuencia de la ley de acción y reacción. Gracias al cual se realiza el movimiento de guiñada.

Seguidamente, debidos a los efectos giroscópicos resultantes de la rotación de las hélices aparecen momentos en los ejes x e y, ya que los ejes de giro de los propulsores son paralelos al eje z, y no generan efectos giroscópicos:

$$\begin{cases} \tau_x' = J_r \omega_y (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4) \\ \tau_y' = J_r \omega_x (\Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3) \end{cases}$$
(2.14)

Euler-Lagrange¹: Ecuación basada en la energía cinética y potencial para expresar la Ley de Newton de la conservación de las fuerzas. Permite dar fórmulas generales de las que se puede obtener cualquier resultado. Así pues, conocida la Lagrangiana podemos obtener las ecuaciones del movimiento del sistema, ya que su estudio se centra en el movimiento de las partículas. Concluimos que la mecánica Lagrangiana contiene la misma información que la mecánica Newtoniana.

2.3.7 FUERZA NETA

Se define la fuerza neta sobre el centro de masas y del sólido como:

$$\vec{F} = mg \cdot \overrightarrow{e_{3l}} - b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \cdot \overrightarrow{e_{3B}} \qquad (2.15)$$

Fuerza neta de empuje= $b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$

Expresando la ecuación anterior en la base fija, utilizando la Matriz de Rotación, queda:



$$\begin{bmatrix} Fx\\Fy\\Fz \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(\sin\theta \cdot \cos\phi \cdot \cos\Psi + \sin\Psi \cdot \sin\phi) \cdot b(\Omega_{1}^{2} + \Omega_{2}^{2} + \Omega_{3}^{2} + \Omega_{4}^{2}) \\ -(\sin\theta \cdot \cos\phi \cdot \sin\Psi + \cos\Psi \cdot \sin\phi) \cdot b(\Omega_{1}^{2} + \Omega_{2}^{2} + \Omega_{3}^{2} + \Omega_{4}^{2}) \\ mg - (\cos\theta \cdot \cos\phi) \cdot b(\Omega_{1}^{2} + \Omega_{2}^{2} + \Omega_{3}^{2} + \Omega_{4}^{2}) \end{bmatrix}$$

(2.16)

2.3.8 EL MODELO DINÁMICO DERIVADO

El modelo dinámico del cuadricóptero que describe el cabeceo, alabeo y guiñada contiene tres efectos giroscópicos que son el resultado de la rotación del sólido rígido. Así pues, el efecto giroscópico que resulta de la rotación de la hélice junto con la rotación del cuerpo y finalmente junto con la acción de los actuadores es:

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) - J\dot{\theta}\Omega_r + \tau_x \\ I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + J\dot{\phi}\Omega_r + \tau_y \\ I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy}) + \tau_z \end{cases}$$
(2.17)

2.3.9 ECUACIONES MECÁNICAS DE MOVIMIENTO

Se podría realizar un estudio detallado de todos los efectos (momentos y fuerzas) que afectan al cuadricóptero, pero en el caso de estudio propuesto en este proyecto, solo serán necesarias las ecuaciones simplificadas a partir de los momentos y fuerzas descritos anteriormente.

Partiendo de las fuerzas (2.16) anteriormente calculadas, es fácil calcular las aceleraciones en los ejes fijos dividiendo estas por la masa:



$$\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(\sin\theta \cdot \cos\phi \cdot \cos\Psi + \sin\Psi \cdot \sin\phi) \cdot \frac{b(\Omega^2_1 + \Omega^2_2 + \Omega^2_3 + \Omega^2_4)}{m} \\ -(\sin\theta \cdot \cos\phi \cdot \sin\Psi + \cos\Psi \cdot \sin\phi) \cdot \frac{b(\Omega^2_1 + \Omega^2_2 + \Omega^2_3 + \Omega^2_4)}{m} \\ (mg - (\cos\theta \cdot \cos\phi)) \cdot \frac{b(\Omega^2_1 + \Omega^2_2 + \Omega^2_3 + \Omega^2_4)}{m} \end{bmatrix} (2.18)$$

De las ecuaciones anteriores de momentos podemos deducir la expresión de momento neto, de la cual despejaremos las aceleraciones angulares referidas al alabeo, guiñada y cabeceo.

$$\begin{bmatrix} I_{xx}\ddot{\phi}\\ I_{yy}\ddot{\theta}\\ I_{zz}\ddot{\psi}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau x\\ \tau y\\ \tau z\end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_{yy} - I_{zz})\dot{\theta}\dot{\psi}\\ (I_{zz} - I_{xx})\dot{\phi}\dot{\psi}\\ (I_{xx} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\phi}\end{bmatrix} + J \cdot \begin{bmatrix} -\dot{\theta}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4)\\ \dot{\phi}(\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4)\\ 0\end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0\\ 0\\ J \cdot (\dot{\Omega}_1 - \dot{\Omega}_2 + \dot{\Omega}_3 - \dot{\Omega}_4)\end{bmatrix}$$
(2.19)

J=Im= momento de inercia del motor.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}} \tau x + I_1 \dot{\theta} \dot{\Psi} - \frac{J}{I_{xx}} \dot{\theta} (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ \frac{1}{I_{yy}} \tau y + I_2 \dot{\phi} \dot{\Psi} - \frac{J}{I_{yy}} \dot{\phi} (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4) \\ \frac{1}{I_{zz}} \tau x + I_3 \dot{\theta} \dot{\phi} - \frac{J}{I_{zz}} (\dot{\Omega}_1 - \dot{\Omega}_2 + \dot{\Omega}_3 - \dot{\Omega}_4) \end{bmatrix}$$
(2.20)

En esta expresión los momentos de inercia I_1 , I_2 e I_3 se han puesto para simplificar la expresión. Estos momentos de inercia se define como [4]:

$$\begin{bmatrix} I_{1} \\ I_{2} \\ I_{3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \\ \frac{I_{yy}}{I_{xx} - I_{yy}} \end{bmatrix}$$
(2.21)



2.4 MÉTODOS DE CONTROL

Tipos de controles existentes que resuelven la problemática con respecto al control de estabilización del cuadricóptero. Se nombran varios controles que se pueden emplear y se explica con más detalle el control empleado en esta práctica.

Dentro de la rama de control podemos encontrar diversidad a la hora de buscar un control que se ajuste a nuestro cuadricóptero. Por tanto, hay que buscar el control óptimo para cada caso. A continuación se explican los diferentes métodos existentes para estabilizar un cuadricóptero.

2.4.1 CONTROL PID

Un controlador PID (Proporcional Integrativo Derivativo) es un mecanismo de control genérico sobre una realimentación de bucle cerrado, ampliamente usado en la industria para el control de sistemas. El PID es un sistema al que le entra un *error* calculado a partir de la salida deseada (referencia) menos la salida obtenida y su salida es utilizada como entrada en el sistema que queremos controlar (planta). El controlador intenta minimizar el error ajustando la entrada del sistema.

Este sistema ha sido usado por Bouabdallah [7] para diseñar el control de estabilidad del cuadricóptero. Para poder linealizar el control PID trabajó en un punto de operación sin tener en cuenta varios efectos. Lo implantó en un sistema real, tras su previa comprobación en el simulador de simulink, y se consiguieron datos acorde a lo esperado. El sistema no era capaz de recuperarse tras perturbaciones significativas; esto demuestra que el sistema no es suficientemente robusto, lo que probablemente se deba a que no recalculaba el punto de equilibrio cada vez.



2.4.2 LQR

El LQR (Linear-Quadratic Regulator) es un sistema de control basado en coste mínimo. Ajusta automáticamente para un punto de operación dado la matriz de realimentación de estados, para minimizar las desviaciones respecto de las especificaciones dadas, en función de unas ponderaciones que decide la persona. Este controlador fue implementado por Hoffmann [8] aunque sólo a velocidades bajas. Posteriormente, Cowling generó un método para optimizar esas ponderaciones y logró seguir trayectorias con relativa precisión [9]. Sin embargo, fue Bouabdallah quien implementó el sistema con estados independientes [7], de manera que la matriz no se calculaba para un único punto de operación (vuelo estacionario), sino para cada estado. El control de Bouabdallah supuso mayor autonomía y robustez al no restringir las trayectorias a vuelos cuasiestacionarios.

2.4.3 CONTROL DE LINEALIZACIÓN MEDIANTE REALIMENTACIÓN

Las ecuaciones que describen el comportamiento dinámico de un cuadricóptero, que se han detallado en el apartado 2.3, no son lineales sino que tienen términos donde algunas de las variables de estado se multiplican entre sí. Para poder diseñar un control con este tipo de plantas, una alternativa es crear una variable intermedia que tenga una relación lineal con la salida. De este modo se hace una conversión del mando inicial a este mando intermedio y en esa conversión se acumulan todos los términos no lineales basándose en el modelo. A esta estrategia se la conoce como linealización mediante realimentación o *feedback linearization*.

Este control fue implementado con éxito [10] utilizando como vector de estado:

$$X^{T} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \phi \ \theta \ \psi \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}] \qquad (2.22)$$



Para eliminar las relaciones no lineales entre las derivadas de las velocidades angulares y los ángulos de Euler. El control resultante era equivalente a un PD (Control Proporcional Derivativo) porque realimenta tanto los propios ángulos como las velocidades angulares. Este tipo de control será el que se tome como modelo de control de estabilización en este proyecto [11].

2.5 ESTIMADORES DE ESTADO

Bien es cierto que en el proceso de control hay que hacer continuas mediciones de las variables tales como velocidades lineales, aceleraciones angulares... Sin embargo, muchas de estas medidas presentan ruido debido a que los sensores no son perfectos o simplemente debido a las vibraciones de los motores. Para evitar este tipo de problemas usamos los estimadores de estado. Un estimador de estado va a ser capaz de estimar el valor real de una medida a partir de todas las salidas (observador orden completo), de alguna salida (observador orden reducido) o sin lecturas (estimador de lazo abierto).

En este proyecto en concreto se van a estimar los ángulos de Euler porque no es posible medirlos directamente sino que se obtienen gracias a las mediciones tanto de giróscopos como acelerómetros. Se van a mostrar a continuación los estimadores más comunes y capaces de combinar ambas medidas: Filtro Complementario y el filtro de Kalman.

2.5.1 FILTRO COMPLEMENTARIO

La IMU es la unidad de medición inercial (*Inertial Measurement Unit*) y consta entre otros de acelerómetros y giróscopos (Unidad insertada en el ArduPilot Mega).

Los acelerómetros miden aceleraciones y permiten saber la orientación de la nave debido a las proyecciones de la gravedad. Los giróscopos dan medidas acerca de las velocidades angulares y si las integramos nos dan la orientación del



cuadricóptero. Sin embargo ambas medidas presentan errores y cualquier pequeño error de los giróscopos se acumulará en los integradores.

Un filtro complementario unifica las medidas de la IMU. Utiliza previamente un filtro paso bajo para los acelerómetros y un filtro paso alto para los giróscopos, de manera que no se tiene en cuenta los componentes que provocan los errores.

El filtro complementario propuesto es el que se muestra en la Figura 2.7. Donde θa es el ángulo medido por el acelerómetro, cuya señal esta corrompida por ruidos de alta frecuencia proveniente de las vibraciones, θg es el ángulo medido por el giróscopo, afectado por la deriva y $\hat{\theta}$ es el ángulo estimado.



Figura 2.8: Filtro complementario

2.5.2 FILTRO DE KALMAN

Observador discreto discursivo que funciona en tiempo real. La ventaja del filtro de Kalman radica en que a partir de la matriz de covarianzas P, genera una matriz K óptima (K: matriz de ganancias que sirve para estimar variables de estado que no se pueden medir). Se divide en dos fases:

• Predicción: Calcula una estimación a priori.



• Corrección: calcula matriz K y modifica o corrige la estimación *a priori*, generando la estimación final *a posteriori*.

Se usará el Filtro de Kalman Extendido, que linealiza el modelo utilizando la aproximación de Taylor en cada iteración (utilizado para modelos no lineales como en el caso de cuadricóptero).



Figura 2.9: Proceso de iteración del filtro de Kalman

2.6 EFECTO SUELO Y EFECTO TECHO

2.6.1 EFECTO SUELO

Se conoce como efecto suelo al incremento de empuje vertical por unidad de potencia generado por los motores, en este caso de un cuadricóptero, respecto al empuje que generan los motores cuando la nave en vuelo está lo suficientemente alejada del suelo. Este incremento de empuje se debe al flujo de aire descendiente proveniente de los motores que rebota contra el suelo e impulsa la nave hacia arriba.



Así pues, el principio de sustentación se basa en la utilización de unas hélices cuyas palas tiene un ángulo de inclinación. Esta inclinación, al girar la hélices, generan aire impulsado hacia los lados y hacia abajo, generando sobre las hélices unas fuerzas hacia adentro y hacia arriba. Las fuerzas horizontales se compensan entre sí, quedando como fuerza resultante la fuerza neta ascendente (empuje) [17].

Si analizamos este efecto detenidamente. En este proyecto, es en sí, es una gran ayuda para el despegue inicial, ya que gracias a él se requiere menos potencia de los motores. Por otro lado, origina perturbaciones que el control debe de ser capaz de vencer.

2.6.2 ЕFECTO ТЕСНО

Efecto producido por la succión de aire por parte de las palas que tienden a atraer la nave hacia el techo. Es propio de vuelos en interiores y por tanto se suele dar en aeronaves de pequeño tamaño. Este efecto se da cuando las palas al girar generan un flujo de aire descendente, si por encima se encuentra una superficie cercana, se genera una zona de bajas presiones lo que origina un efecto de succión sobre el cuadricóptero, por lo que el empuje aumenta.

En este proyecto se ha prestado gran atención a este efecto, ya que si los sensores IR de distancia no miden correctamente, el cuadricóptero puede acercarse demasiado a la pared.



Capítulo 3 MATERIAL UTILIZADO

En este capítulo se exponen los distintos materiales usados para la construcción y ejecución del cuadricóptero. Dichos materiales se pueden adquirir a través de tiendas especializadas en aeromodelismo o electrónica.

3.1 ESTRUCTURA

Es el elemento donde se ensamblan y apoyan el resto de componentes. Puede tener diferentes tamaños y diseños, pero su principal objetivo es ser lo suficientemente resistente como para soportar las fuerzas opuestas de los motores sin flexionar y hacer aterrizajes forzosos sin romperse. Debe de reducir al máximo las vibraciones producidas por los motores. Por otro lado, es importante que el material empleado en la fabricación de la estructura, tenga las propiedades de ser fuerte, rígido y ligero, como la fibra de carbono. Dado que este proyecto no se centra en la construcción sino en el control del cuadricóptero, las diversas estructuras utilizadas han sido compradas en tiendas especializadas en el tema.

Debido a complicaciones en el despegue y choques fortuitos con elementos interiores en fase de vuelo, se han utilizado las siguientes tres estructuras:



Figura 3.1: Estructura 1



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial



Figura 3.2: Estructura 2



Figura 3.3: Estructura 3



3.2 MOTORES

La elección del motor adecuado es importante para un buen rendimiento en cualquier *drone*, pero es especialmente crítico en un cuadricóptero, donde el *drone* está literalmente colgado en el aire, suspendido en virtud de los rotores.

Debido a la utilización de baterías LiPo de corriente continua, es necesario utilizar motores DC para hacer girar las hélices. Un motor eléctrico sencillo de corriente continua se mueve debido a que existe un campo electromagnético que atrae el lado opuesto del rotor hasta que llega a una determinada posición donde unas escobillas en contacto con el positivo y tierra cambian la polaridad para que de nuevo sea atraído el lado opuesto del rotor y así crear un movimiento continuo. El problema de estos motores de corriente continua reside en las escobillas, estas aunque ejercen un rozamiento mínimo, hacen que disminuya de gran forma el rendimiento. Por lo tanto, para un proyecto como este, donde se necesitan motores pequeños, se va a tener que eliminar las escobillas.

Existen comercialmente motores sin escobillas, no dejan de ser maquinas eléctricas normales pero funcionan con corriente alterna y nuestra batería entrega corriente continua. Se tiene que conseguir corriente alterna para el funcionamiento de estos motores (Lo ideal es que fuera sinusoidal, aunque en la práctica se utilizarán PWM (Pulsos de Anchura Modulada)). Aquí es donde entran en juego los variadores o ESC's (3.3). [12]

Así pues, la elección más correcta son los motores *brushless*. Estos motores sin escobillas permiten lograr un gran rendimiento y una gran potencia a cambio de un gran consumo. Son en realidad pequeños motores trifásicos síncronos, que utilizan bobinas e imanes permanentes. Las bobinas del estator se alimentan con corriente alterna trifásica, y generan un campo magnético giratorio. A su vez, el campo generado en el rotor por los imanes permanentes tiende a alinearse con el del estator, produciendo el giro del rotor. Debido a esto, se tienen que utilizar baterías LiPo (Polímero de litio). Para modificar su velocidad de giro, es



necesario variar la frecuencia de la corriente alterna con la que se alimenta el estator. Esta tarea se lleva a cabo con los ESC.

Debido a los ensayos realizados, explicados en capítulos posteriores, en este proyecto se han utilizado los siguientes motores *brushless*:



Figura 3.4: Motor Turnigy Multistar

3.3 ESC'S (ELECTRONIC SPEED CONTROL)

ESC o controlador de electrónico de velocidad es un circuito inversor que genera corriente alterna trifásica a partir de corriente continya y una señal PWM que controla la frecuencia. Los ESC se alimentan, o bien directamente de la batería, o bien desde la placa de potencia utilizada en el proyecto. La señal de control la reciben en forma de PWM con un ancho de pulso entre 1ms y 2ms.Esta señal no se encuentra entre 0ms y 1ms para evitar problemas de transmisión, por ejemplo interferencias.

Se utilizan estos controladores porque son la mejor opción para trabajar con motores *brushless* al ser los que se encargan de trasmitir la potencia en forma de corriente alterna trifásica.



Dependiendo del motor utilizado para los cuadricópteros ensayados en el proyecto, se ha utilizado los siguientes ESC:



Figura 3.5: Afro ESC 20Amp

3.4 BATERÍA

Para la correcta alimentación tanto de motores, ESC's, UBEC y placa de control, al ser necesario una alimentación sin cables, se va a utilizar una batería. Se necesitan 5V en la placa de control y también se necesita alimentar tanto los ESC's como el UBEC. Para ello utilizamos una placa de distribución de potencia a través de la cual se conectan en paralelo dichos elementos a 5V. También se una batería LiPo para la emisora.

Encontramos distintos tipos de baterías en el mercado, tales como baterías de níquel e hidruro metálico (NiMH), de níquel y cadmio (NiCd), de ion litio (Li-ion), de polímero de litio (LiPo) y de litio y ferrofosfato (LiFe). Todas estas baterías están formadas por distinto número de celdas en serie. Cada celda tiene una tensión nominal indicada en la batería y una tensión máxima, ya que en el proceso de descarga la tensión no se mantiene constante. A su vez, también tiene una tensión mínima que en caso de encontrarse por debajo de este valor podría estropearse, incluso arder o explotar. Se ha escogido la batería LiPo debido a las características explicadas a continuación.



<u>Batería LiPo</u>

La batería LiPo (polímero litio) [18] al tener una masa pequeña en comparación con la energía que puede almacenar, se puede decir, que tiene una gran densidad energética en comparación con las demás baterías del mercado. Además, tiene una tasa de descarga alta para alimentar los sistemas eléctricos más exigentes. Esto beneficia al cuadricóptero puesto que la potencia de los motores para alzar el vuelo es más elevada. Posee un ciclo de vida largo con capacidad de varias cargas y descargas. De hecho como varios especialistas argumentan, estas baterías son la razón principal por las que *"el vuelo eléctrico"* es ahora una opción muy viable respecto a los modelos que funcionan con combustible.

Baterías usadas:



Figura 3.6: LiPo 0.95A / 2Cells

Figura 3.7: LiPo 1A / 3Cells

Cargador de baterías

Dependiendo del tipo de batería a cargar se utiliza un cargador u otro. Puesto que se utilizan varios tipos de baterías (varían sólo el número de celdas), se ha seleccionado un cargador capaz de cargar distintos tipos de baterías con la opción de seleccionar el número de celdas a cargar. A su vez, se ha buscado un cargador que además sea balanceador o estabilizador, ya que estos son capaces de regular correctamente la tensión de cada celda para así tener todas las celdas cargadas por igual y evitar sobrecargas. El cargador seleccionado es un IMAX que cumple las especificaciones.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL



Figura 3.8: Cargador/Balanceador

3.5 APM

El objetivo primordial de este proyecto reside en el vuelo del cuadricóptero a partir de un control previamente diseñado. Para poder ejecutar este control se necesita una tarjeta de control en la que volcarlo. A su vez, se necesita que esta sea lo suficientemente potente como para poder usar periodos de muestreos muy pequeños, capaces de lograr la estabilidad deseada. También se necesita una tarjeta de control que integre una IMU (Sección 3.6), ya que esta será imprescindible para poder volar el cuadricóptero. En el mercado actual existen gran variedad de tarjetas de control, se recomienda comprar las tarjetas ya preparadas con todos los sensores necesarios para el vuelo de cuadricópteros.

En este proyecto se han escogido la tarjeta de control Micro APM y ArduPilot Mega [19]. Por motivos que se explicarán más adelante, en ambas se volcaron controles de vuelo. Ambas poseen pines de salida de señales PWM, entradas analógicas para leer las señales enviadas por los sensores infrarrojos utilizados en el proyecto, pines para conectar comunicaciones por radiofrecuencia (Telemetría) y una última conexión para la lectura de la batería. Incorporan una IMU con giróscopos, acelerómetros y magnetómetros para monitorizar el estado del cuadricóptero.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI)

Ingeniero Industrial



Figura 3.9: Micro APM



Figura 3.10: APM

3.6 UNIDAD DE MEDICIÓN INERCIAL (IMU)

La Unidad de Medición Inercial o IMU (por las siglas en inglés de Inertial Measurement Unit) es un dispositivo electrónico con el cual se obtienen mediciones de velocidad, rotación y fuerzas gravitacionales de forma autónoma [13]. Gracias a la IMU se puede conocer la orientación del cuadricóptero, mientras que la posición del mismo se mide a partir de los sensores infrarrojos.

<u>Giróscopo</u>

Los giróscopos o girómetros, son dispositivos que miden o mantienen el movimiento de rotación [20]. Gracias al desarrollo de sistemas microelectromecánicos (MEMS) se pueden integrar en pequeños chips. Estos MEMS son pequeños sensores de bajo coste que sirven para medir la velocidad angular. La velocidad angular es simplemente una medida de la velocidad de rotación. Las unidades de velocidad angular están expresadas tanto en grados por segundo como en revoluciones por segundo.


Cuando se hace girar el giróscopo entra en funcionamiento el sensor MEMS, ya que una pequeña masa de resonancia se desplaza con los cambios de velocidad angular. Al desplazarse esta masa, se produce una deformación en la misma y gracias a unas pequeñas galgas se convierte esta elongación en señales eléctricas de muy bajas corrientes que se pueden amplificar y ser leídas por el microcontrolador. La IMU consta de tres giróscopos que definen las tres velocidades angulares en los tres ejes de rotación del cuerpo [14].



Acelerómetro

Como su propio nombre indica, un acelerómetro es un dispositivo capaz de medir aceleraciones. Existen diferentes tipos de acelerómetros en función del tipo de tecnología usada para medir esa magnitud: mecánicos, piezoeléctricos, de condensador...

La IMU incorpora un sensor piezoeléctrico (acelerómetro) encargado de medir las aceleraciones. Estos sensores son capaces de medir aceleraciones en un eje, siendo insensibles a las aceleraciones ortogonales a éste. Su funcionamiento se basa en la medición de las elongaciones generadas por unos pequeños muelles cuando una masa inercial es sometida a una fuerza. Estas elongaciones dan lugar a



diferencias de potencial que permiten medir las aceleraciones. La IMU posee tres acelerómetros para medir las tres aceleraciones en los tres ejes solidarios al cuerpo.



Figura 3.12: Funcionamiento interno de un Acelerómetro

3.7 REGULADOR DE TENSIÓN (UBEC)

En proyectos anteriores sobre cuadricópteros se ensayaron los sensores utilizados en este proyecto. Se descubrió que la placa de control, aun siendo capaz de dar la tensión necesaria a los sensores IR por los pines de salida, era incapaz de alimentarlos con la corriente necesaria para su funcionamiento. Por ello, se ha decidido usar un regulador de corriente capaz de alimentar dichos sensores. A su vez, se ha construido una "T" que conecta la batería a la placa y la batería al regulador de corriente.



En el mercado actual existen diversos reguladores que pueden dar la corriente de 3A que necesitan los sensores y mantener constante la tensión a 5V. Entre todos, se ha escogido el UBEC. El UBEC es un regulador de DC que toma de la batería un rango alto de voltaje de entrada y convierte este voltaje en una tensión constante y segura para su receptor además de mantener la corriente de 3A constante.



Figura 3.13: Regulador de corriente UBEC

3.8 SENSORES

Gracias a la IMU se puede conocer la orientación del cuadricóptero en el espacio. Sin embargo, a la hora de conocer la posición del cuadricóptero dentro de un recinto cerrado se necesita de otros sensores. En este proyecto, para conocer esa posición se usan una serie de sensores. Entre los posibles sensores que se pueden utilizar los más utilizados son ultrasonidos, infrarrojos y cámaras de visión artificial.

Debido a su simplicidad, su ligereza y motivos varios que se van a explicar a continuación, en este proyecto se usan seis sensores infrarrojos.

<u>Infrarrojos</u>

Es un dispositivo optoelectrónico capaz de medir la radiación electromagnética infrarroja de los cuerpos en su campo de visión [15]. El



funcionamiento de los sensores infrarrojos consiste en la emisión por parte del sensor de un haz de luz infrarroja que al incidir en una superficie es reflejada y recibida por el sensor. El sensor usado en este proyecto es un sensor reflexivo, es decir, presenta una cara frontal en la que encontramos tanto al LED como al fototransistor. El LED es el encargado de enviar el haz de luz infrarroja y el fototransistor es un sensor alargado capaz de detectar el punto donde incide el haz de luz reflejado. A diferencia de sensores tales como los ultrasonidos, los sensores infrarrojos están emitiendo y recibiendo continuamente ya que no se estropean con el uso. De esta forma, conseguimos recibir un valor de tensión constante que varía dependiendo de la distancia a la que se encuentre el objeto. Se tiene que tener presente que estos sensores son sensibles a la luma del ambiente perjudicando las medidas. Otro aspecto a tener en cuenta es el coeficiente de reflectividad del objeto, el funcionamiento del sensor será diferente según el tipo de superficie. Por todo ello, para lograr un alto nivel de precisión se ha realizado una calibración uno por uno de los sensores para conocer las tensiones que generan a diferentes distancias (Capítulo 4).



Figura 3.14: Funcionamiento sensor IR



La gran ventaja de estos sensores es que las señales de tensión enviadas a los pines analógicos de la placa son fácilmente interpretables. También debido a las librerías del APM (Sección 7.1.2) es fácil procesar la lectura de estos sensores a través de unas cajas en Simulink (Matlab). En cambio estos sensores, presentan una gran desventaja; la necesidad de estar enfrentados a superficies planas y así evitar superficies oblicuas que distorsionan la medida. Además, ha detenerse en cuenta que tampoco son capaces de detectar obstáculos perfectamente alineados con el sensor.

Aún sin ser el mejor sensor para medir distancias, debido a su simplicidad en la instalación y lectura se ha optado por escoger este tipo de sensores. Entre todos los modelos, debido a que es el sensor infrarrojo más extendido, se ha escogido el sensor infrarrojo de la marca SHARP. Tiene una alcance de entre 15 y 150 cm, siendo suficiente para cumplir las expectativas deseadas.

3.9 CIRCUITO DE DISTRIBUCIÓN DE TENSIÓN

Partiendo del estudio realizado en anteriores años sobre los sensores, sabemos a ciencia cierta que para funcionar correctamente han de alimentarse externamente a la placa de control. Para ello, aparte de la "T" anteriormente mencionada, se necesita de un pequeño circuito capaz de alimentar los sensores y de conectar la señal de salida de los mismos a los pines analógicos de lectura de la placa de control.

Se ha realizado el siguiente circuito de conexiones:



Figura 3.15: Circuito de distribución de tensión



En él simplemente se conectan la tensión en un nodo común, tierra en otro nodo común y finalmente se sueldan pines macho para poder conectar los pines analógicos de señal a la placa de control.

3.10 EMISORA

Es el aparato encargo de hacer de interfaz entre el piloto y los mandos del cuadricóptero. El funcionamiento de este aparato consiste en interpretar los movimientos que ejerce el usuario sobre sus "sticks", pulsadores o interruptores y convertirlos en una señal de radio, para así ser emitida al cuadricóptero.

Se necesitan comunicaciones inalámbricas en el vuelo de todo UAV. Debido a que no sólo el vuelo depende del control implantado en la propia placa, se va a utilizar en este proyecto un emisora tanto para el vuelo manual como autónomo. En el vuelo manual se ensayará el control de estabilización y en el vuelo autónomo se darán las instrucciones de despegar, seguir la trayectoria y aterrizar.

Actualmente muchos de los cuadricópteros utilizan comunicaciones Bluetooth o XBee, pero en este proyecto como en la gran mayoría de cuadricópteros, se va a utilizar una emisora de radiocontrol (RC). Se ha escogido este método por ya existir emisoras preparadas para cuadricópteros y por su sencilla configuración.

Las emisoras RC poseen numerosos canales analógicos dependiendo del modelo. Los más importantes son los cuatro canales de cabeceo, alabeo, guiñada y empuje. También tienen canales digitales y la posibilidad de combinar señales en un mismo canal analógico.

La emisora escogida en este proyecto es la 9XR Turnigy, que posee 9 canales. Junto con la emisora, se ha usado como es lógico, un receptor, que se coloca en el cuadricóptero y es el encargado de recibir la señal de la emisora. Esta emisora transmite la información a partir de PWM cuyo ancho de pulso está entre 1000µs y 2000µs. La onda que transmite está codificada mediante pulsos (PPM), los cuales se encarga de descodificar el receptor.





Figura 3.16: Emisora Turnigy

Figura 3.17: Receptor Turnigy

3.11 CONFIGURACIÓN EMISORA

La emisora 9XRPRO Turnigy ofrece la posibilidad de trabajar con 9 canales configurables. Se pueden combinar mandos analógicos, digitales, controlar las ponderaciones de los canales, implantar exponenciales para controlar de distinta forma los canales... En Figura 3.16 se muestra una imagen de la emisora en la que se indican los distintos mandos disponibles.



Figura 3.16: Esquema Emisora Turnigy



Clasificación de los mandos:

- Sticks: joysticks de control de vuelo. Su valor varía de forma analógica al desplazarlos linealmente.
- Pots (P1, P2 y P3): misma funcionalidad que los *sticks* pero con forma circular y varía su valor al girarlos.
- Switches (SW): interruptores de dos o tres posiciones.

Manteniendo la tradicionalidad en el uso de los *sticks*, estos se van a utilizar para controlar el alabeo, cabeceo, empuje y guiñada en el vuelo manual. Estas referencias se transmitirán por los cuatro primeros canales al ser los primordiales.

El CH5 se ha reservado para el control de la máquina de estados (Capítulo 7.2). Este canal se ha configurado como la combinación de los *switches* RUD y ELE. Cuando ambos están desactivados la señal tiene un ancho de pulso de 1000 μ s, cuando se activa el RUD de 1600 μ s y finalmente cuando se activa el ELE de 2000 μ s (RUD + ELE). Para conseguir controlar el ancho de pulso de un sólo canal a través de varios *switches*, se procede a configurar las ponderaciones de dichos *switches* dentro del mismo canal. Las ponderaciones han sido del 40% RUD y 60% ELE.

Los canales 6, 7 y 8 se han asociado a los *pots* 1, 2 y 3 respectivamente. Como se explicará posteriormente, estos *pots* han sido utilizados para controlar los parámetros del control de estabilización del cuadricóptero.

Antes de comenzar a utilizar la emisora, se ha definido el nivel de alarma de la batería en 9 V. Cuando la batería tenga una tensión inferior a 9V la emisora avisa con una señal acústica (pitido). También se ha activado la alarma si está más de 5 minutos encendida sin utilizarse, para ahorrar batería, y se ha activado el modo de seguridad de manera que si al encenderse no están todos los *switches* en su posición original, y la señal del empuje no está en 0, no comienza a emitir y no se activa ningún canal [11].

Para poder poner en funcionamiento la emisora junto con el cuadricóptero hay que enlazar la emisora con el receptor. Una vez enlazada, el LED del receptor permanecerá en verde fijo indicando que ya se puede empezar a transmitir la información a la tarjeta de control.



3.12 COMUNICACIÓN POR ENLACE DE RADIOFRECUENCIA

En todo vuelo realizado por un cuadricóptero hay variables, señales y fuerzas desconocidas de las cuales se desea obtener información para corregirlas y así conseguir un vuelo lo más estable posible. Es ahí, donde entra en juego la telemetría. En este proyecto para poder ir corrigiendo la estabilización del vuelo, en todo momento se ha hecho uso de la telemetría. Para ello se ha usado el Micro HKPilot Telemetry radio. Es un enlace por radio frecuencia que posee un emisor que se conecta a la placa del APM y se monta en el cuadricóptero. Una antena receptora se conecta al ordenador por USB, con la cual somos capaces de obtener las lecturas del cuadricóptero deseadas. Transmite a una frecuencia de 433Mhz. Para tomar las lecturas se ha usado Simulink y se ha creado una UART indicando como es la trama de recepción que ha de coincidir con la de transmisión instanciada en el control del cuadricóptero.



Figura 3.17: Receptor y transmisor de señales por radiofrecuencia



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial



Capítulo 4 INSTALACIÓN Y CALIBRACIÓN DE

LOS SENSORES

Se comentan los procedimientos seguidos para la calibración de los sensores, con los programas utilizados y los resultados obtenidos.

4.1 INSTALACIÓN Y CALIBRACIÓN DE LOS SENSORES IR

En proyectos anteriores se realizaron estudios de donde debían colocarse los sensores y el porqué de su localización. Inicialmente se decidió colocar dos sensores tanto en la cara frontal, como en la inferior (mirando hacia abajo) como en uno de los laterales. La elección de colocar dos sensores por cara se debió a la necesidad de redundar medidas para calcular distancias medias y evitar así posibles errores en la medida. En cambio, en este proyecto tras sucesivas pruebas se ha comprobado que los sensores no otorgan fallo alguno en la medida. Por consiguiente, se ha decidido colocar los seis sensores uno por cara, buscando abarcar el mayor número de caras y de distancias para controlar por completo el seguimiento de la pared en el vuelo interior.

Así pues, el esquema siguiente refleja la localización de los sensores en el cuadricóptero:



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL



Figura 4.1: Colocación y medidas de los sensores infrarrojos

Como se observa en la Figura 4.1 dos sensores apuntan en la dirección del eje y, uno en el sentido positivo y otro en el negativo. Dos apuntan en la dirección del eje x. Aunque anteriormente se ha mencionado que no se van a redundar medidas, en esta cara se van a poner dos sensores para poder controlar la guiñada, la distancia y las dimensiones del cuadricóptero manteniendo así la misma distancia en la parte delantera como en la trasera frente a la pared en cuestión. Finalmente los últimos dos sensores se colocaran en el eje z en ambos sentidos, apuntando al techo y al suelo.

Una vez colocados los sensores en su posición se realizaron pruebas de calibración para comprobar que todos los sensores daban el valor de tensión correspondiente a las diferentes distancias. Se realizaron dos tipos de ensayos. Primero se colocó el cuadricóptero sobre el suelo frente a la pared, se realizaron



varios ensayos variando la distancia a la pared entre 20cm y 150cm. Este ensayo permitió calibrar los sensores. La Tabla 4.1 representan los valores de salida de uno de los sensores. Lo valores de salida son los valores recibidos por los pines analógicos de la placa y corresponden con la tensión leída respecto a la tensión de referencia (5V) expresados en una escala de 0 a 1023.

Como se puede observar las medidas presentan ruido de medida. Este ruido puede deberse o al propio ruido producido por el sensor o al ruido debido al convertidor AD del micro.

DISTANCIA (cm)	DISTANCIA (cm) SALIDA DEL SENSOR (0-1023)	
15	560	
20	497	
25	430	
30	370	
35	330	
40	289	
45	254	
50	230	
55	208	
60	197	
65	185	
70	178	
80	150	
90	135	
100	126	
110	115	
120	105	

Tabla 4.1: Medidas de los sensores IR

Observando la tabla anterior se puede comprobar como la tensión medida varía inversamente a la distancia. Los ensayos mostraron a su vez errores en las medidas si situamos el sensor por debajo de los 15cm de medida mínima y también, surgieron errores de medida, si lo situamos por encima del rango máximo de los 120cm.





Figura 4.2: Ensayo de las medidas de los sensores IR

Para obtener las medidas en cm partiendo de las tensiones recibidas se usará en Simulik (Matlab) una caja situada en la librería, Look-UpTable. Esta caja contiene los valores de la tabla. Dibuja la gráfica a partir de los puntos y es capaz de transformar toda aquella medida de entrada del sensor entre 0-1023 en una medida en cm correspondiente.



Figura 4.3: Bloque Look-UpTable



Capítulo 5 MODELADO Y CONTROL DEL

CUADRICÓPTERO

Partiendo de las ecuaciones descritas en la sección 2.3 se ha realizado el modelo dinámico del cuadricóptero, el cual asienta las bases del control de estabilización y del vuelo autónomo.

5.1 IMPLANTACIÓN DEL MODELO

El modelo del cuadricóptero está basado en [11]. La estructura de este modelo dinámico se basa en una serie de variables de estado cuyas derivadas se calculan según las ecuaciones anteriormente citadas. (Sección 2.3)

El vector de estado que define el cuadricóptero consta de 16 variables de estado:

$$X = \left[v_x, v_y, v_z, \theta, \phi, \psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z, r_x, r_y, r_z, \omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4\right]^T$$
(5.1)

Tres componentes de la velocidad lineal en el sistema inercial, los tres ángulos de Euler, las tres velocidades angulares en los ejes propios del cuerpo, tres componentes de la posición del centro de masas en el sistema inercial y las cuatro velocidades angulares de los motores.

Los cuatro mandos del control corresponden con las cuatro señales enviadas a los ESC. Como anteriormente se ha citado estas señales (PWM) tienen un valor de entre 1000 y 2000 microsegundos.

El vector de parámetros dependerá del control utilizado, puesto que en este proyecto se han utilizado dos controles que se explicarán posteriormente. Pero por norma general los parámetros más importantes son: la masa, la gravedad, la distancia del centro de gravedad a los extremos de los motores, el factor de arrastre,



el factor de empuje, los momentos de inercia, la constante equivalente de los motores Kv, el número de celdas de la batería y la resistencia de los motores.

$$param = \left[m, l, g, b, d, I_x, I_y, I_z, R_m, K_m, I_m, \overrightarrow{r_1}, \overrightarrow{r_2}, \overrightarrow{r_3}, \overrightarrow{r_4}, \overrightarrow{r_5}, \overrightarrow{r_6}\right]^T$$
(5.2)

Tras comprobar que los valores de estas variables, obtenidas en anteriores proyectos, no eran válidas, en este proyecto se ha procedido a realizar de nuevo los ensayos en busca de un control lo más fino posible.

Debido a la estrategia de control que se explica en el apartado siguiente, ha de nombrarse la matriz que define la velocidad angular de un sólido rígido expresado en términos de ángulos de Euler, ya que se busca realizar el estudio de las fuerzas del cuerpo a través de los movimientos angulares ligados a él mismo.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta \cdot \sin\phi & \tan\theta \cdot \cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$$
(5.3)

5.2 ESTRATEGIA DE CONTROL

La estrategia de control seguida en este proyecto puede definirse como un control en cascada. Desde un punto de vista ingenieril un sistema de control UAV contiene dos lazos principales.

El primer lazo principal es el encargado del control de estabilización del vehículo. El segundo lazo del control comprende la estabilización del vehículo como una plataforma de misión relacionada con los sensores y actuadores del sistema. Es decir, es el lazo encargado de calcular la trayectoria de vuelo deseada.



Por ejemplo, una trayectoria dada por puntos de recorrido, seguir una pared, un trayectoria GPS, un vector velocidad... La pregunta, radica entonces en qué tipo de comandos son los que se necesitan para el control del vehículo.

Pues bien, en este proyecto el segundo lazo será un sistema de control que siga un vector velocidad (vuelo manual) o bien un sistema que siga unas referencias de distancias proporcionadas por los sensores infrarrojos para realizar un vuelo autónomo en un interior (lazo de distancia, vuelo autónomo). Con el fin de obtener las mediciones necesarias para cerrar el lazo de este sistema de control, el control debe de estar equipado innegociablemente con una IMU.

La estructura del modelo descompuesto anteriormente sugiere una estructura anidada para el control del vehículo. Con el fin de alcanzar y mantener un vector velocidad deseado, primero hay que tener el ángulo estabilizado. Por lo tanto, se descompone el sistema de control en dos lazos: lazo interior, estabilización del ángulo y lazo exterior, bucle de velocidad. Para un correcto funcionamiento de ambos lazos y, por consiguiente, del control, la estructura del lazo interno debe de ser mucho más rápida que la del lazo externo.

Como los ángulos del cuadricóptero no son medibles se estimarán a partir de un estimador. Este estimador tomará las medidas del acelerómetro y del giróscopo los cuales se integrarán para obtener los ángulos del cuerpo (es una aproximación, no son los ángulos exactos).

Para conseguir un funcionamiento autónomo, las referencias del control están marcadas a partir del tipo de trayectoria deseada y de la longitud de medida de los sensores. Aunque existen muchas limitaciones planteadas por el cuadricóptero, sobre todo debidas a los sensores de infrarrojo, se ha conseguido sentar las bases para poder realizar un vuelo autónomo completo.



5.3 CONTROL DE ESTABILIZACIÓN

El control de estabilización empleado para el lazo interno es un control no lineal por realimentación de estados (*feedback linearization*). El control resultantes es un PID, o un PD en su defecto, ya que realimenta tres ángulos y tres velocidades angulares (variables de estado).

Para poder realizar la linealización por realimentación de estados, inicialmente hay que definir las variables (estados). En sí, estas variables de estado, y su relación, son aquellas variables que definen la estabilización del cuerpo:

$$X^{T} = \begin{bmatrix} \phi \ \theta \ \psi \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$
(5.4)

Si despreciamos los efectos giroscópicos debidos a la rotación de las palas y los contrapares durante su aceleración tenemos:

$$\frac{dX}{dt} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \frac{l}{I_{xx}} u_2 + I_1 \dot{\theta} \dot{\psi} \\ \frac{l}{I_{yy}} u_3 + I_2 \dot{\phi} \dot{\psi} \\ \frac{1}{I_{zz}} u_4 + I_3 \dot{\phi} \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ \frac{l}{I_{xx}} u_2 + I_1 x_5 x_6 \\ \frac{l}{I_{yy}} u_3 + I_2 x_4 x_6 \\ \frac{1}{I_{yy}} u_3 + I_2 x_4 x_6 \\ \frac{1}{I_{zz}} u_4 + I_3 x_4 x_5 \end{bmatrix}$$
(5.5)



Como guía para los lectores, tras explicar las ecuaciones físicas resultantes en el proceso de introducción del control, se van a mostrar y explicar las matrices introducidas en Matlab.

Inicialmente vamos a definir los mandos que queremos que actúen sobre la planta (cuadricóptero). Estos mandos, como es lógico, representan aquellas variables directas que influyen sobre el cuadricóptero, es decir, son los actuadores del control.

Los actuadores de nuestro cuadricóptero son los motores. Así pues, se definen los mandos que queremos que actúen sobre los motores del cuadricóptero para poder estabilizarlo y para ello, debemos controlar los ángulos de giro:

$U = [u1 \ u2 \ u3 \ u4]'$	(5.6)
<i>Thrust_base: T_base = m*g</i>	(5.7)

Los mandos, configuración "x":

u1=(T1+T2+T3+T4)/T_base;	Thrust (-)	(5.8)
u2=(T1+T2-T3-T4)/T_base;	Roll (+)	(5.9)
u3=(T1-T2-T3+T4)/T_base;	Pitch (+)	(5.10)
u4=(T1-T2+T3-T4)/T_base;	Yaw (+)	(5.11)

La ecuación 5.5 representada en Matlab a partir de la definición de las matrices que la componen es la siguiente:

$$wxyz_dot = inv_matI^*(matL^*u - wxyzx(matI^*wxyz))$$
(5.12)

Se puede observar:

- Esta ecuación representa las fuerzas aplicadas al cuadricóptero.
- Se desprecian los términos giroscópicos debido a la rotación de las palas.
- inv_matI: inversa de la matriz de inercia. Como bien se explicó en el modelo (Capítulo 2.3) al considerar el cuadricóptero como un cuerpo simétrico, esta



matriz de inercia es diagonal con los momentos de inercia en los ejes principales.

- matL: matriz diagonal, en la que cada término representa la masa por la gravedad por la longitud del brazo de inercia correspondiente.
- wxyz x (matI*wxyz): representa los efectos giroscópicos del cuadricóptero.
- Es una ecuación no lineal.

Para poder ligar estas ecuaciones al movimiento del sólido rígido se necesita transportarlas a través de las matrices de Euler, ya que estos ángulos de Euler constituyen el conjunto de coordenadas angulares que sirven para especificar la orientación de un sistema de referencia de ejes ortogonales respecto de otro sistema de referencia de ejes ortogonales normalmente fijos.

Se usa entonces la velocidad angular del sólido rígido expresada en términos de ángulos de Euler (5.12):

wxyz = matEuler*angEuler_dot	(5.12)
------------------------------	--------

matEuler = [1	0	-sin(Theta)	(5.13)
0	cos(Phi)	sin(Phi)*cos(Theta)	
0	-sin(Phi)	cos(Phi)*cos(Theta)]	

La derivada de esta velocidad angular es la aceleración angular, que si nos fijamos es la $wxyz_dot$ de la ecuación anterior.

 $wxyz_dot = matEuler_dot^*ang_Euler_dot + matEuler^*ang_Euler_dot2$ (5.14)

Para lograr una relación lineal en la ecuación de estado, se definen unos mandos virtuales (u_p) que acumulan las no linealidades y los acoplamientos entre las variables. En nuestro caso para resolver las no linealidades hemos decidido que nuestro mando virtual sea u_p=ang_Euler_dot2. Por consiguiente, tenemos una

planta $\left(\frac{1}{s^2}\right)$. Así, pues nuestros mandos virtuales son las aceleraciones angulares. ang_Euler_dot2=inv_matEuler*(wxyz_dot-matEuler_dot*ang_Euler_dot)

ang_Euler_dot2=inv_matEuler(wxyz_dot-matEuler_dot*ang_Euler_dot)* (5.15)



u_p=ang_Euler_dot2	(5.16)
u_p = inv_matEuler*(inv_matI*(matL*u - wxyz x (matI*wxyz)) - matEuler_dot*ang_Euler_dot)	(5.17)

 $u_p = inv_matEuler^*(inv_matI^*(matL^*u - wxyz x (matI^*wxyz)) - (5.18)$ matEuler_dot^*inv_matEuler^*wxyz)

De esta forma se puede expresar la ecuación de estado de forma lineal. Finalmente se calculan los mandos originales que salen del control:

 $u = matC1^*u_p + matC2^*(wxyzx(matI^*wxyz)) + matC3^*wxyz$ (5.19)

Matrices para el cálculo del mando real:

matC1 = inv(inv_matEuler*inv_matI*matL) = inv_matL*matI*mat_Euler
(5.20)

*matC2 = inv_matL*matI* (5.21)

*matC3 = inv_matL*matI*matEuler_dot*inv_matEuler* (5.22)

Se puede observar que el mando que ha de aplicarse a la planta (cuadricóptero) consta de 3 términos: el término proporcional al error entre el ángulo y su referencia; el término diferencial, que es proporcional a la velocidad angular, y el término no lineal que incluye el efecto giroscópico y los acoplamientos. Analizando todo lo mencionado, para el control de estabilización entonces se necesita un control lo bastante bueno como para eliminar el error existente entre el ángulo medido (estimado) y el ángulo real. De ahí que se escoja para el control del cuadricóptero un PD o en su defecto un PID. Ambos controles se diseñan a partir de simulaciones en las que los parámetros a variar son tanto las ganancias, las setas, como parámetros como el Ti y el Td. Por consiguiente, la función de transferencia resultante entre referencia y salida del control resulta de segundo orden, por lo que se hace un diseño por posicionamiento de polos, a partir de la pulsación natural y del factor de amortiguamiento.



$$\frac{k\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (5.23)$$

El encargado de convertir estos mandos en señales correspondientes a los ESC para controlar los giros de los motores es el "Mixer". Para realizar este proceso, se introduce a través del control el empuje "u" y la tensión de la batería. Sabiendo los cuatro mandos aplicados a los motores (u1, u2, u3 y u4) y los parámetros b y d, se puede calcular a partir de las ecuaciones (Sección 2.3) y de los parámetros de los motores ($Km \ y \ R$) las tensiones necesarias para regular las velocidades de giro de los motores en cada instante.



Figura 5.1: Control de Estabilización

Dentro del control de estabilización podemos distinguir dos controles desacoplados. Por un lado el control del alabeo y del cabeceo y, por el otro lado, el control de la guiñada. Se han desacoplado debido a que existe una gran diferencia entre el control de los ángulos de cabeceo, alabeo y guiñada, porque los dos primeros controles tiene la misión de estabilizar una planta que por sí misma es inestable, mientras que el control de guiñada, una vez que los dos primeros están bien ajustados, no. Por esta razón, se puede observar como el control de guiñada es



un control más lento (wn menor). Así se pretende evitar que el ruido de referencia; sobre todo en la guiñada, genere vibraciones en el cuadricóptero.

Para el diseño del pitch y del roll se ha seguido una estrategia de control por asignación de polos en lazo cerrado cuyos mejores valores, obtenidos tras muchos ensayos, son:

- ζ: 1
- wn: 8 rad/s.

Para el diseño del yaw:

- ζ: 1
- wn: 1.5 rad/s.

Se ha diseñado un simulador con el control descrito anteriormente (Sección 5.3). A continuación se muestran los ángulos de cabeceo, alabeo y guiñada tras una simulación con los parámetros de seta y pulsación natural anteriormente citados:



Figura 5.2: Simulación ángulo de alabeo









Figura 5.4: Simulación ángulo de guiñada

Se realiza una simulación de vuelo con despegue vertical y aterrizaje. Se pueden apreciar dos escalones a los 100 segundos de cabeceo y a los 150 de alabeo, son imitaciones de referencias de giros enviados por la emisora. Las tres gráficas anteriores muestran por separado:

- Alabeo:
 - Azul: referencia de alabeo (roll).
 - Amarillo: alabeo estimado.
 - Naranja: alabeo real.
- Cabeceo:
 - Azul: referencia de cabeceo (pitch).
 - Amarillo: cabeceo estimado.
 - Naranja: cabeceo real.
- Guiñada:
 - Azul: referencia guiñada (yaw).
 - Amarillo: guiñada estimada.
 - Naranja: guiñada real.

Como podemos comprobar, el control es capaz de estabilizar el cuadricóptero en todo momento manteniendo un error mínimo de entre $^+2^o$ aun siendo sometido a giros bruscos de cabeceo y alabeo. Por consiguiente, los parámetros escogidos del control son los adecuados para el vuelo.



5.4 CALIBRACIÓN DE LA IMU

Se ha diseñado un método de calibración tanto de los giróscopos como de los acelerómetros que elimina la componente continua de las medidas. La calibración del giróscopo se realiza a través de un filtro paso alto, mientras que la del acelerómetro a través de un filtro paso bajo. Este método permite reducir los offsets de las medidas, por consiguiente, se reduce el offset a 0 al cabo de 20 segundos.



Figura 5.5: Calibrador IMU

5.5 ESTIMACIÓN DE ÁNGULOS

Como ya se explicó en la sección 5.3, la medida de los ángulos de Euler del cuadricóptero no es una medida directa, por lo tanto, ha de estimarse a partir de las medidas de la IMU. En proyectos anteriores se estudiaron y se pusieron en práctica



distintos estimadores como el filtro complementario, el filtro de Kalman... Tras varios ensayos y comprobaciones de esos estimadores utilizados en años anteriores, se ha observado que el estimador que ofrece ángulos más cercanos a los reales es el Filtro Complementario no Lineal. Este filtro se basa en una ponderación de la estimación de los ángulos de Euler realizada a partir de las medidas de los acelerómetros y los giróscopos. Hace uso de un filtro paso bajo para eliminar el ruido del acelerómetro (alta frecuencia) y de un filtro paso alto para eliminar el error de medida de los giróscopos (baja frecuencia).



Figura 5.6: Máscara Filtro complementario no lineal



Figura 5.7: Bloques del Filtro complementario no lineal



Las ponderaciones tanto del giróscopo (valor 1) como la del acelerómetro (2e-5) indican los pesos de los ángulos de medida en las fases de ensayo y vuelo. En fase de vuelo, el ángulo se mide a través de los giróscopos. Estos poseen un pequeño error corregido a través de la medida del acelerómetro, por eso la ponderación de la medida del acelerómetro es de 2e-5. Además si la ponderación del acelerómetro es mayor, en torno a 0.02, en el vuelo esta medida de aceleración se ve compensada por la proyección de la gravedad y no tiene efecto alguno en el estimador. Para realizar ensayos de control utilizando "la mano", al no existir esta compensación, se necesitará variar la ponderación hasta 0.02 para poder observar cambios en el control.

5.6 MIXER

Es el bloque encargado de transformar las fuerzas (mandos), enviadas desde el control de estabilización, en señales PWM. Estas señales PWM son enviadas directamente a los ESC para que actúen sobre los motores. Los mandos resultantes del control son los especificados en la ecuación (5.19). Debido a que el control implantado es un control generalizado para muchos tipos de UAV, se necesita concretar cómo han de aplicarse esos mandos calculados. La matriz matT es la encargada de concretar los mandos. En el caso estudiado la matT posee una configuración para cuadricópteros en vuelo en "x". Las fuerzas (mandos) se expresan en *pu* para poder trabajar las matrices con mayor sencillez. Así pues, conocemos los mandos resultantes del control (ecuación 5.19) en configuración de vuelo "x":

$$u_{1} = T1_{pu} + T2_{pu} + T3_{pu} + T4_{pu}$$

$$u_{2} = T1_{pu} + T2_{pu} - T3_{pu} - T4_{pu}$$

$$u_{3} = T1_{pu} - T2_{pu} - T3_{pu} + T4_{pu}$$

$$u_{4} = T1_{pu} - T2_{pu} + T3_{pu} - T4_{pu}$$
(5.24)



Conocemos la matriz matT:

Y la relación entre ambas:

$$\begin{bmatrix} u_1\\u_2\\u_3\\u_4 \end{bmatrix} = matT \cdot \begin{bmatrix} T1_{pu}\\T2_{pu}\\T3_{pu}\\T4_{pu} \end{bmatrix}$$
(5.26)

Podemos despejar $[T1_{pu}, T2_{pu}, T3_{pu}, T4_{pu}]$ que multiplicadas por la masa y la gravedad son las fuerzas, que los motores 1, 2, 3, y 4 respectivamente, deben ejercer en todo momento para poder estabilizar el vuelo. Finalmente estas fuerzas se utilizan para sacar los PWM a través de su relación fuerza-PWM. Esta relación, o mejor dicho función, se ha obtenido a través de un ensayo en el cual a partir de distintas señales PWM se ha obtenido una fuerza de empuje específica por parte del motor. Para despejar esta relación y sacar el valor del PWM correspondiente a la fuerza de entrada, se ha usado una caja de simulink, Look-upTable.

El mixer en cuestión:



Figura 5.8: Bloques del Mixer



Y el cálculo de las señales PWM:



Figura 5.9: Bloques para el cálculo de los PWM

5.7 CONTROL DE NAVEGACIÓN

En este punto se explica el control de navegación (vuelo autónomo) genérico que se ha desarrollado con el fin de utilizarlo con diversos sensores tales como infrarrojos, ultrasonidos, cámaras... En este proyecto nos hemos centrado en el vuelo autónomo mediante sensores infrarrojos. Inicialmente se calibraron los sensores infrarrojos (Capítulo 4) para comprobar las medidas de distancias correspondientes a las señales de tensión enviadas por los mismos.

Para poder poner en funcionamiento el control de navegación, primeramente hubo que modificar la máquina de estados (Sección 7.2.3). Seguidamente, partiendo del control utilizado en anteriores años, control de Voos [11] se realizaron pruebas mediante controles P y PI que actuaban siguiendo las referencias de posición deseadas. Debido al cambio de control, por la necesidad de hacer un interfaz



genérico, y debido a la necesidad de crear un nuevo diseño de control de navegación óptimo para cualquier sensor, se decidió crear un nuevo control de navegación. Tras diversos ensayos mediante simulación se optó por un control PID de seguimiento de la posición. Este control PID, al igual que le ocurre al control de estabilización, posee unos mandos no lineales, los cuales a partir de unos mandos virtuales se linearizan para la obtención de los mandos reales. Estos mandos reales son las referencias de ángulo del control de estabilización



Figura 5.10: Control de Navegación

En la sección 6.3 se realizan diversos ensayos en simulación y se muestra el correcto funcionamiento del control de navegación. En el anexo H se muestra el control PID desarrollado en simulink.



Capítulo 6 SIMULACIÓN

El objetivo de diseñar un entorno de simulación reside en evitar tener que hacer grandes modificaciones al control. La simulación te indica el camino a seguir para obtener un correcto diseño del control.

6.1 SIMULADOR

El entorno de simulación se ha diseñado con las mismas secciones que posee el fichero de control que se vuelca a la placa "APM.slx". Debido a este tipo de estructura del simulador, podemos diseñar un control, que tras comprobar su correcto funcionamiento en el simulador podemos trasladarlo al fichero de control real (APM.slx) desde cuál se volcará en la placa de control para comprobar su funcionamiento en vuelo.

Como puede observarse en los Anexos del control y del simulador, el bloque de simulink "*Controller*" es el mismo, con las mismas entradas y salidas. Esto se ha diseñado así para que simplemente después de encontrar el control idóneo en simulación sólo se tenga que copiar y pegar dicho bloque entre los ficheros. A partir de ahí, se han diseñado en el fichero de simulación tanto el modelo dinámico explicado previamente, como la generación de pulsos emulando tanto la emisora como el control de navegación, así como el entorno de monitorización para poder observar el valor de las variables simuladas.



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL



Figura 6.1: Simulador

Para la correcta comunicación entre bloques en el entorno de simulación se han utilizado una serie de etiquetas conocidas como *"signal routing"*, que se dividen en etiquetas "From" y "Goto". Pues bien, estas etiquetas funcionan de nexo o comunicación de entradas y salidas del sistema, evitando así tener un lío de conexionados entre bloques, son así como el "puente de unión entre dos caminos". A su vez, estos bloques permiten trabajar de forma más modular y poder usar los mismos bloques tanto en simulación como en implementación. Otro medio de comunicación muy usado para la simplificación de estas comunicaciones han sido los *buses*. Estos han permitido guardar estructuras de datos en una serie de script, evitando tener que realizar vectores de comunicación y facilitando la transmisión de datos desde scripts a bloques de simulink.



6.2 VARIANT MANAGER

En este proyecto se ha innovado en el tema de la implantación debido a la utilidad "Variant Manager". Esta utilidad permite gestionar el funcionamiento del conjunto de los bloques, así pues, gracias a ella podemos poner en funcionamiento a partir de un bloque o un script, distintos bloques. Ello facilita que tengamos un conjunto de bloques diseñados, por ejemplo bloques de control, y simplemente seleccionando a partir de un script el que queremos utilizar podemos comprobar su funcionamiento sin tener que estar eliminandolos y sustituyéndolos. Por consiguiente, en este proyecto se ha creado un fichero maestro (CONFIG) único para todos los tipos de drones. Desde este fichero se selecciona nuestro tipo de aeronave, con los tipos de controles y estimadores a utilizar y dentro del fichero de control se habilitan dichos bloques.

aviant configuration data	Model hierarchy (Uring hase workspace)			
anant configuration data	Model hierarchy (Using base workspace)			
ame	Walidate (Using base workspace)	 Show Model & variant blocks 	*	(a) (b) (c) (c) (c) (c) (c) (c) (c) (c) (c) (c
Configurations Constraints	Name	Submodel Configuration	Variant Control	Condition
🛟 Name		Submodel Conliguiation	Valiant Control	Condition
	AIRFRAME			
×	Forces and Torques			
B.	😟 🔜 Coaxial helicopter		Variants.Vehicle==2	(N/A)
	Quadcopter		Variants.Vehicle==0	(N/A)
	Tricopter		Variants.Vehicle==1	(N/A)
	Environment			
	RC transmitter			
	Usualization			
Configuration:				
Description Control Variables Submodel C	>			
+ X 🖬 🖉 🖉				
Name Value				
Value				
	Validation results (Using base workspace))		
	Source	Message		
	Data sources used for models			
	FLIGHT_SIMULATION	Base Workspace		
		•		

Figura 6.2: Entorno de configuración del Variant Manager



6.3 ENSAYOS DE SIMULACIÓN

Los ensayos que se muestran a continuación tienen la finalidad de demostrar el correcto funcionamiento del control implantado, se han tenido en cuenta todas las variables que pueden aparecer en vuelos en interiores.

Esta simulación refleja el funcionamiento a través del control de navegación. Así pues, se simulan ambos lazos en conjunto, el externo que es el de navegación y el interno que es el de estabilización. Se han puesto por referencias escalones que imitan las señales transmitidas por la emisora, y así realizar la configuración del vuelo, y escalones en las referencias del control de navegación para indicar las distancias a las que queremos que se quiere localizar el cuadricóptero frente a las paredes. Se busca comprobar el funcionamiento de seguimiento de las distancias mientras se mantiene la estabilidad.

Las referencias lo que intentan es simular un vuelo en el que inicialmente se introduce un escalón en *throtlle* para lograr la altura deseada, se mantiene esta altura manteniendo el *thorttle*. Seguidamente se van aplicando referencias y mandos para observar si las reacciones coinciden con lo previsto. A continuación se muestran simulaciones de los ángulos de Euler y de la posición del cuadricóptero para demostrar los buenos resultados obtenidos con el simulador.



Figura 6.3: Referencias de vuelo manual



Estas son las referencias del vuelo manual. Muestran como únicamente se activa el *throttle* para el despegue y como después se entra en referencias de vuelo estable. Los escalones iniciales del pitch y del roll hacen referencia a la secuencia a seguir en la máquina de estados para llegar al estado de vuelo. Una vez en vuelo y a una altura determinada, se activa el control de navegación para así situar el origen de los ejes en esa posición, es ahí cuando entra en funcionamiento el control de navegación.



Figura 6.4: Simulación de la posición en el eje x



Figura 6.5: Simulación de la posición en el eje y





Figura 6.6: Simulación de la posición en el eje z

Estas tres gráficas reflejan la distancia medida desde los sensores cuando actúa el control de navegación. Se puede corroborar que el funcionamiento ha sido el correcto ya que la simulación está preparada para mantener altura y distancias laterales de 1 m y que a partir de ahí seguir la trayectoria marcada por el control de navegación. En este caso se aplican en 'x' e 'y' dos escalones de 0.5, como se puede observar, reflejan un correcto desplazamiento de 0.5m en ambos ejes.

A continuación para comprobar el funcionamiento de la de estabilidad, se va a realizar la misma simulación y se van a mostrar en los siguientes gráficos los ángulos de Euler del cuadricóptero.



Figura 6.7: Simulación ángulo de alabeo


ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL



Figura 6.8: Simulación ángulo de cabeceo



Figura 6.9: Simulación ángulo de guiñada

Cada color de cada una de las gráficas representa un ángulo de Euler:

- Amarillo es la referencia.
- Azul es el real.
- Rojo es el ángulo estimado.

Como puede observarse los ángulos de Euler tienen desviaciones mínimas de 1º, lo que implica, tanto que el vuelo es estable como que el control actúa correctamente en toda la fase de despegue, vuelo y aterrizaje.



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial



Capítulo 7 IMPLANTACIÓN

Se explica la implantación del software y de las máquinas de estado en la placa de control. Dentro de las máquinas de estados, se explica su funcionamiento y el porqué de cada uno de los estados de los que disponen, tanto para la máquina para vuelo manual como para vuelo autónomo.

7.1 SOFTWARE

Para realizar una correcta programación y descarga del control en la tarjeta de control es necesario utilizar un software específico. En este proyecto se utiliza Matlab y Simulink para ello, pero es necesario diseñar en Simulink una serie de bloques (cajas) específicos para el correcto funcionamiento de la tarjeta con los periféricos.

7.1.1 DRIVER BLOCKS

En anteriores proyectos se realizaron driver blocks para la tarjeta de Arduino. Estos driver blocks no son más que funciones programables en Matlab y Simulink que permiten descargar un código de Simulink en un controlador. Pueden ser de tipo input o de tipo output, según sirvan para recoger medidas del controlador o para actualizar salidas. En cualquier caso, no afectan durante las simulaciones.

Los driver blocks que se diseñaron fueron para la IMU, para el transmisorreceptor de radio control, para los motores y por último para el lector del estado de la batería [11].

En cambio en este proyecto, en vez de crear estos driver blocks, se han utilizado unos bloques de Arduino que se descargaron he instalaron en la librería de Simulink para su posterior uso.



7.1.2 ARDUPILOT MEGA

En el año 2013, estudiantes de la Universidad Aeronáutica Embry-Riddle en colaboración con Gulfstream Aerospace Corporation diseñaron un *blockset* de Simulink con todos los driver blocks adaptados para los controladores ArduPilot Mega (APM) de Arduino [18], pensados específicamente para el control de UAVs. Estos driver blocks han demostrado funcionar correctamente y han permitido implementar con éxito controles sobre vehículos aéreos. Por este motivo, en este proyecto se va a utilizar este mismo *blockset*, que Matlab ha incorporado y que ya comercializa. [11]

Entre todos los bloques existentes, los empleados son: IMU, planta QUAD (simulación), puertos analógicos y digitales, PWM, GPS, UART, emisora RC y la memoria flash.



Figura 7.1: Bloques APM en Simulink



7.2 MÁQUINA DE ESTADOS

Para realizar un correcto vuelo con el cuadricóptero, no sólo hemos de tener un buen control de estabilidad o un buen piloto, sino que ha de seguirse una secuencia lógica de funcionamiento que permita ejecutar unas acciones concretas en cada una de las fases en las que se descompone un vuelo. La descomposición a grandes rasgos de cada una de las fases de vuelo es: arranque, despegue, vuelo y aterrizaje. Para poder distinguir y ejecutar estas fases se ha procedido a diseñar una máquina de estados, que como su nombre bien indica, facilita la distinción de los estados de vuelo en los cuales nos encontremos en cada instante. En este proyecto se ha diseñado dos máquinas de estado, una para el vuelo manual y otra para el vuelo autónomo.

7.2.1 MÁQUINA DE ESTADOS ANTIGUA, VUELO MANUAL

Esta máquina de estados se diseñó con el objetivo de controlar la activación del control. Inicialmente se arman los motores y se espera una señal de activación para comenzar a calibrar los giróscopos. Pasados 10 segundos, termina la calibración y el cuadricóptero responde con el control desactivado únicamente a la referencia de empuje. Por último, se activa el control, que responde a las referencias enviadas con los sticks de la emisora de alabeo, cabeceo, empuje y guiñada. Hay otros dos estados de parada/error: uno con un descenso progresivo del empuje y otro que desactiva directamente los motores. A continuación se muestra el diagrama de estados que se ha implantó con la herramienta Stateflow de Simulink [11].





Figura 7.2: Máquina de Estados antigua, vuelo manual

En un principio se comprobó que el funcionamiento de esta máquina de estados era el correcto. Pero un poco más adelante, como el proyecto se centró en diseñar un control lo más general posible para poder utilizar diferentes plataformas, esta máquina de estados no valía, ya que utiliza muchos canales (hasta 8,) los cuales solo están disponibles en placas como la utilizada (APM). En otras placas, como por ejemplo, el OPENPilot, al tener menos canales esta máquina de estados no tendría utilidad alguna.

7.2.2 MÁQUINA DE ESTADOS NUEVA, VUELO MANUAL

Se ha diseñado una máquina de estados que solventa los problemas de los canales. Al trabajar en paralelo tanto con APM en nuestro caso, como con OPENPilot por parte de otros proyectistas y buscar una máquina de estado lo más general posible, se ha diseñado una máquina de estados controlada únicamente a partir de 4 canales. Inicialmente partimos del estado "Inicio", en el cual nos situaremos mientras no variemos la señal del CH12 a un valor superior a 3800. Si el valor máximo del PWM y por consiguiente del canal es mayor de 3800µs



saltamos de estado. En nuestro caso el CH12 es la combinación de los canales tanto de pitch como de roll (dependiendo de la configuración, CH1 y CH2). Después, una vez situados en el estado de "Calibración", en el cual se activará el *timer*, pasados 20s se salta al estado de "Armado". En el estado de armado simplemente hay que mover el *stick* de cabeceo y alabeo (CH12) en el sentido opuesto a la primera transición y se pasará al estado "Listo". Seguidamente, para pasar a la fase de vuelo hay que acelerar los motores a través del *throttle* superando el 0.1. En esta fase se puede manejar con total libertad el cuadricóptero, además se sabe que el control ha pasado por la fase de calibrado y mide ángulos, por lo cual el cuadricóptero debería reaccionar correctamente, debido al control, a las variaciones de ángulos y volar sin problema alguno. Finalmente, si la tensión de la batería es inferior al valor mínimo marcado por la variable, el cuadricóptero pasa al estado de "Fallo" y se detiene. Si por cualquier situación se desea finalizar el vuelo, simplemente se detiene el throttle y se lleva el stick derecho a la posición de CH12<2200.



Figura 7.3: Máquina de Estados nueva, vuelo manual



A continuación se detalla el funcionamiento de los distintos estados:

- Inicio: estado inicial de reposo. Estado de partida tras conectar la batería para encender la placa de control.
- Calibración: se activa la salida calibrado a 0. Esta salida activa el timer y la calibración de los giróscopos y acelerómetros desde la posición de reposo en la que se sitúe el cuadricóptero. Se recomienda situar el cuadricóptero en una superficie lo más plana posible para evitar calibraciones de ángulos erróneas. Transcurridos 20s se ha realizado la calibración y se puede pasar al siguiente estado. El *timer* diseñado es el de la Figura 7.4:



Figura 7.4: Timer Máquina de Estados vuelo autónomo

- Armado: se activa la salida calibrado a 1. Este valor de salida le indica la detención de la calibración de giróscopos y acelerómetros y se mantiene la calibración realizada en el estado anterior.
- Listo: estado de transición hacia el estado de vuelo.
- Vuelo: estado en el que se activa la salida fallo a 0. El cuadricóptero puede emprender el vuelo.
- Batería baja: se activa la salida fallo a 1. Esta salida indica que el cuadricóptero no puede activar el vuelo hasta que no se cargue la batería de nuevo.
- Fin: no se activa ninguna salida. Finalización del vuelo.

<u>Nota:</u> la lectura de la tensión de la batería dependerá de si se dispone de una conexión desde el balanceador de la placa de distribución de potencia a la placa de control. Si no, habrá que indicar un valor constante de batería y estar pendiente de que la batería no llegue a niveles mínimos de tensión.



7.2.3 MÁQUINA DE ESTADOS NUEVA, VUELO AUTÓNOMO

Esta máquina de estado se ha diseñado con el fin de lograr un vuelo autónomo. Como se puede observar, las máquinas anteriormente explicadas no contemplan la posibilidad de activar el control de vuelo autónomo. Además, esta máquina de estados está constituida por una secuencia distinta debido a la integración del vuelo autónomo. Ahora bien, lo único que varía respecto a las máquinas de estado anteriores es la activación del control de navegación (vuelo autónomo) que cierra nuestro lazo externo del control. La máquina de estados diseñada en este caso es la representada en la figura 7.5:



Figura 7.5: Máquina de Estados nueva, vuelo autónomo



Como se puede observar los primeros estados coinciden con los de la máquina de estado para vuelo manual, en cambio, aparecen nuevos estados agregados para habilitar el vuelo autónomo:

- Calibrado_IR: para acceder a este estado, el cuadricóptero ha de encontrase en vuelo manual a una distancia del suelo y de las paredes superior a 15 cm para que los sensores infrarrojos, como se explicó el Capítulo 4, estén midiendo distancias correctamente. Para poder situarnos en este estado además hay que accionar un *switch*, en este caso configurado a través de la emisora en el CH5, el cual una vez activado supera el valor de 1500 y salta al estado Calibrado_IR. El CH5 está compuestos por el switch RUD (60% de ponderación) y el *switch* ELE (40%). Activando únicamente el switch RUD el CH5>1500. Si tanto el RUD como el ELE se activan el CH5=2000, cuyo valor del canal es el valor máximo. Se activa la salida CalibradoIR a 0. Esta salida habilita el *timer* e inicia el calibrado de los sensores infrarrojos (IR). El calibrado simplemente selecciona como posición (0, 0, 0) aquella en la que se encuentre el cuadricóptero una vez se haya entrado en este estado y así poder medir, a partir de esa posición de referencia, distancias a las paredes y suelo.
- Armado_IR: activa la salida CalibradoIR a 1. Este valor de salida le indica a los sensores infrarrojos que dejen de calibrar y que mantengan la posición (0, 0, 0) en el punto ya calibrado. Esta salida, también activa el control de navegación (vuelo autónomo) por lo que el cuadricóptero empieza a seguir las referencias de vuelo autónomo marcadas en el control. Si por cualquier situación, el vuelo autónomo no funcionase correctamente se puede volver al estado de vuelo manual desactivando el *switch* ELE. Se volvería a tomar el control de la nave por medio de la emisora.

Tras realizar las pruebas de simulación pertinentes utilizando la máquina de estados anteriormente explicada, se observó un funcionamiento errático. Por consiguiente, se diseñó una nueva máquina de estados en la cual los *timers* de activación de la calibración y del control de navegación están desacoplados de la máquina de estados y simplemente se activan las transiciones de la máquina de estados a través de unas variables que funcionan como *enables* (habilitadores, valores 0 ó 1). Estas variables se activan (se poenen a 1) al finalizar la cuenta de los *timers*. Además, el control de navegación no se activa a través de la máquina de



estados sino que simplemente está desacoplado y se activa directamente desde la emisora en el momento deseado.



Figura 7.6: Máquina de Estados final, vuelo autónomo

7.3 AJUSTE DEL CONTROL EN TIEMPO REAL

Una vez ajustados los parámetros del control y comprobado su funcionamiento en simulación, se procede a descargarlo en la tarjeta de control y comprobar su funcionamiento en vuelo. Sin embargo, al no estar tan fino el control



como se muestra en simulación, es necesario modificar los parámetros para lograr un vuelo estable.

El inconveniente, de cambiar constantemente el valor de los parámetros desde el ordenador y de volcar continuamente el nuevo control en el cuadricóptero, reside en el consumo de tiempo necesario para poder realizar esta operación. Se ideó un sistema de ajuste de los parámetros de control en tiempo real. Este sistema utiliza 3 canales de la emisora (CH6, CH7 y CH8), asociados a los *pots* 1,2 y 3, para variar los parámetros de control a través de la ponderación deseada.



Figura 7.7: Máscara de control de los parámetros en tiempo real



Figura 7.8: Bloques de control de los parámetros en tiempo real



Mediante un diagrama de bloques que convierte las señales de la emisora (1000 – 2000) a unos valores entre -1 y 1 se crearon una serie de entradas (CH6, CH7 y CH8) al bloque de la Figura 7.7. Estas entradas, gracias a la exponencial, se transforman en valores entre 0 y 2 de tal forma que mediante la emisora se puede doblar o anular los parámetros del control. Este sistema se ha utilizado para variar las ponderaciones de las ganancias (K_pitch, K_roll) y de las variables Td del control. Como se muestra en la figura 7.8, sólo se modifican las variables de pitch y de roll. Esto es debido a que el control de ambos ángulos es mucho más sensible que el control del yaw, por lo que si primeramente se consigue afinar ambos ángulos, el control de guiñada tampoco actuara correctamente, se podría situar otra variable que ponderara, a través de los mandos de la emisora, las variables de control del *yaw*.

Este método de ajuste resultó ser muy útil y permitió ajustar el control de forma rápida y sencilla. Después de implantarse tanto al control de pitch (cabeceo), como de alabeo (roll), se tuvo que aplicar al control de yaw (guiñada) para afinar al máximo el control de estabilidad. Este método también es básico para lograr los parámetros óptimos en el control de navegación.



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial



Capítulo 8 CONCLUSIONES Y RESULTADOS

La finalidad del proyecto residía en diseñar e implantar un sistema de control nuevo, generalizarlo lo más posible para poder implantarlo en diversas placas de control y diversas aeronaves y, ser capaz de, diseñar e implantar un control para el vuelo autónomo en interiores. En este sentido se han logrado grandes avances al diseñar un control totalmente nuevo, conseguir volar y estabilizar en vuelo de forma manual el cuadricóptero, ser capaces de medir correctamente con los sensores de infrarrojos y, diseñar y simular un control de vuelo autónomo que en simulación funciona a la perfección.

En este capítulo se presenta el resumen de la trayectoria del proyecto, así como las mejoras y los avances realizados. Finalmente se abordará las mejoras que se pueden llevar a cabo en futuros proyectos.

8.1 RESUMEN DE LAS TAREAS REALIZADAS

En este proyecto se han realizado diversas tareas que sitúan el vuelo autónomo como un hito alcanzado, ya que sólo faltaría volcar el control de navegación simulado en el cuadricóptero y afinarlo. Además, como bien reflejan las tareas mostradas a continuación, se ha logrado realizar una interfaz de control súper genérica para poder volar cuadricópteros, helicópteros, tricópteros... Facilitando enormemente el camino para el diseño de un control estable para el cuadricóptero, ya que simplemente habría que seleccionar en la interfaz: modelo, tipo de control, tipo de navegación y ya estarían listas las aeronaves para volar. Las tareas realizadas en orden cronológico fueron las siguientes:

- Diseño del modelo de un cuadricóptero basado en [17].
- Prueba del control de Voos, diseñado en anteriores proyectos [11].
- Configuración de la emisora con ponderación en canales.
- Afinamiento parámetros de control de Voos.



- Ensayos para la preparación de vuelo con el control de Voos.
- Vuelo con el control de *Voos*.
- Afinamiento de vuelo y máquina de estado, con el control de *Voos*.
- Prueba de un control P para la navegación autónoma a una altura fija.
- Prueba de un control PI para la navegación autónoma a una altura fija.
- Montaje y desmontaje de tres tipos de aeronaves por problemas de vuelo.
- Calibrado y puesta en marcha de los sensores infrarrojos.
- Comunicaciones por Radiofrecuencia.
- Diseño de la nueva interfaz.
- Diseño del PID para utilización en la nueva interfaz.
- Diseño del Mixer.
- Mejora del calibrado de giróscopos y acelerómetros.
- Mejora del estimador de ángulos mediante el Filtro complementario no lineal.
- Diseño de la nueva máquina de estados para el vuelo manual.
- Diseño de un diagrama de bloques para modificar los parámetros en tiempo real.
- Mejora del fichero maestro único para unificar todas las aeronaves.
- Diseño del entorno de configuración para a tarjeta de control de APM.
- Ensayos para la obtención de los parámetros b (empuje) y d (arrastre).
- Mejora de las ponderaciones en el estimador de ángulos para realizar las pruebas de vuelo.
- Mejora de la máquina de estados y del *timer* para vuelo autónomo.
- Ensayos de vuelo con los controles de *Voos* y el PID.

8.2 RESUMEN DE RESULTADOS

Se puede afirmar que se han cumplido los objetivos propuestos para este proyecto. Objetivos tales como el diseño de la nueva interfaz, del nuevo modelo, del nuevo control de estabilización, de la calibración de los sensores, de la puesta en marcha de los diversos cuadricópteros utilizados en el proyecto y, del diseño y simulación del control de navegación (vuelo autónomo) se han cumplido plenamente. Además, simplemente para la finalización y consecución de este



proyecto habría que probar en vuelo el control de navegación ya diseñado y comprobado.

Los resultados obtenidos en este proyecto son los siguientes:

- Modelado del *Airframe* del cuadricóptero en simulink.
- Prueba con éxito de los controles integrados en los años anteriores. Control *Voos*.
- Diseño del control genérico en el entorno de simulink. Donde se recogen elementos tales como: calibración IMU, bloques de lectura y escritura de APM, Filtro complementario no Lineal, *Mixers*, Control de Navegación y el Control de Estabilidad.
- Fichero de monitorización y telemetría a partir del enlace de radiofrecuencia.
- Configuración óptima de la emisora para el vuelo y control del cuadricóptero.
- Entorno de simulación en simulink, con todos los bloques y elementos necesarios para realizar una simulación basada en la realidad.
- Simulación y configuración de los elementos del control para el vuelo autónomo.
- Vuelo y afinamiento del control de estabilización.

8.3 FUTUROS DESARROLLOS

Gracias a las bases asentadas en este proyecto, tales como la interfaz genérica, el correcto funcionamiento del control de estabilización y el diseño del control de navegación en simulación, se puede argumentar que el único futuro desarrollo que se puede realizar implica la utilización de este proyecto en la verificación y puesta en marcha en vuelo real del control de navegación autónomo ya diseñado en el anexo H.



8.4 PRUEBAS REALIZADAS

8.4.1 PRIMERA PARTE DEL PROYECTO

Inicialmente se tomó la decisión de partir del control *Voos*, desarrollado en otros proyectos en los últimos dos años. Se partió del interfaz de APM desarrollado en la búsqueda de estabilizar lo antes posible el cuadricóptero y así desarrollar el control de vuelo autónomo. Los proyectos de años anteriores [11] y [17] sirvieron de base para que, a partir de muchos ensayos, se encontraran los valores óptimos para el vuelo del cuadricóptero. Inicialmente se utilizó un cuadricóptero:



Figura 8.1: Cuadricóptero 1



Tras muchos ensayos de vuelo, se comprobó que el cuadricóptero sí era capaz de despegar pero, en vuelo no ejecutaba las acciones transmitidas por la emisora. Tras muchas comprobaciones, se descubrió que el rango de potencia de los motores no era el adecuado para poder variar respectivamente la potencia y así poder alabear o cabecear con holgura. A tratarse de un cuadricóptero de pequeña escala y no entrar hélices ni motores de mayor tamaño, se prosiguió a la construcción de un segundo cuadricóptero:



Figura 8.2: Cuadricóptero 2 tras colisión

Este a diferencia del primero, que volaba en configuración "x", volaba en configuración "+", por lo que se tuvo que cambiar las matrices que gestionaban la aplicación de los mandos salientes del control. A su vez, hubo que cambiar y ensayar todos los parámetros de control de nuevo. Se consiguió realizar vuelos con



éxito, hasta incluso se pudo volcar y utilizar un pequeño control P y Pi desarrollados para el control de navegación. Desafortunadamente, un día en fase de pruebas de vuelo con el control de navegación, el cuadricóptero se acercó demasiado al techo y debido al efecto techo (Sección 2.6), el cuadricóptero acabó por golpearse contra el mismo. Hubo que montar un tercer cuadricóptero:



Figura 8.3: Cuadricóptero 3 definitivo

8.4.2 SEGUNDA PARTE DEL PROYECTO

Tras terminar de realizar el tercer montaje del cuadricóptero, el cual tras la experiencia recibida, es más robusto que ninguno, se optó por empezar a diseñar un interfaz con un nuevo control lo más genérico posible para que así, en futuros proyectos, se pudiera optar por escoger cualquier tipo de control y de aeronave



diseñada. Simplemente eligiendo las características deseadas se puede poner a volar cualquier aeronave volcando el interfaz en la placa de control.

Una vez diseñado y simulado el nuevo control en el simulador junto con el nuevo interfaz, se iniciaron una serie de ensayos en búsqueda de optimizar al máximo el control de estabilización escogido para poder empezar a desarrollar y diseñar el control de navegación.

8.4.2.1 Pruebas Pre-vuelo

Son pruebas realizadas sin hélices para comprobar el correcto funcionamiento de la electrónica junto con el control.

<u>Telemetría</u>

Para poder leer todos los datos requeridos del control se ha utilizado telemetría por radio frecuencia. Esta innovación respecto a la lectura de años posteriores, realizada por ejecución externa del software, ha resultado ser un éxito, ya que tanto en prevuelo como en vuelo las lecturas aportaban información valiosa. Para poder ejecutar esta transmisión se utilizaban módulos UART a 57600 baudios, debido a esa velocidad de transmisión los datos llegaban con un pequeño ruido, solventado mediante filtros no lineales, y un pequeño retardo en la recepción de información. Pero con todo ello, las lecturas tomadas fueron óptimas.

<u>Emisora</u>

La configuración de la emisora es un apartado de gran importancia, ya que gracias a ella se pueden modificar las señales (órdenes) enviadas al control. Tanto la asignación de los canales de los *sticks*, como de las señales ponderadas a partir de un solo canal se ejecutaron correctamente y funcionaron a la perfección. Cabe destacar, la posibilidad de seleccionar exponenciales en los *Mixer* de los canales para conseguir una ponderación no lineal en uno de los canales y evitar cambios lineales, como por ejemplo en el *throttle* en el vuelo manual.



Se comprobó si la señal que se recibía de la emisora estaba en el intervalo entre los 1000µs y los 2000µs. Los resultados de los ensayos dieron por buenos estos márgenes. Estos datos han sido importantes a la hora de desarrollar correctamente la máquina de estados.

<u>Control</u>

En este punto se analiza el funcionamiento del control sin hélices. Pues bien hay que asegurarse de que los motores están conectados en el orden correcto y giran en el sentido correcto. Seguidamente, tras poner correctamente los pesos en el estimador de estados, tanto el giróscopo como el acelerómetro, se procede a inclinar el cuadricóptero en todos los ángulos de Euler para comprobar si los motores que han de acelerarse, debido al control de estabilidad, se aceleran correctamente. Cabe remarcar que para realizar pruebas en tierra, el peso debe recaer principalmente en los giróscopos. A su vez, para el correcto funcionamiento del conjunto del control, se usó la telemetría por radio frecuencia, la cual devolvía lecturas de los ángulos de Euler y de los PWM enviados a los ESC's gracias a las cuales se puede revisar el funcionamiento del control.

8.4.2.2 Pruebas de Vuelo

Tras haber ejecutado con éxito las pruebas de pre-vuelo y las simulaciones, se procede a realizar pruebas de vuelo manual. Inicialmente para comprobar la estabilidad en el cabeceo y en el alabeo se atan dos cuerdas a sendos laterales del cuadricóptero, estos laterales son aquellos en los que se quiera impedir la rotación. A través de la emisora y con mucho tacto para evitar que las cuerdas se acaben enredando en las hélices, se comprueba el correcto funcionamiento de la rotación permitida.

Una vez realizadas las pruebas con cuerdas, se procede a atar dos varillas debajo del cuadricóptero para evitar que el cuadricóptero acabe volcando en fase de vuelo. Tras tener las varillas bien atadas, se procede a iniciar el vuelo manual. Se afina el



vuelo a través de los *sticks* y de los *pots* de la emisora. Con un poco de pulso y paciencia se van calibrando todos los giros y rotaciones del cuadricóptero hasta obtener un vuelo óptimo como el conseguido en este proyecto. Este vuelo óptimo se ha logrado gracias al control y los parámetros explicados en los Anexos.



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial



BIBLIOGRAFÍA

- Leishmania, J.G. (2000). Principles of Helicopter Aerodynamics. New York, NY: Cambridge University Press.
- [2] *Tice, Brian P. (Spring 1991).* "Unmanned Aerial Vehicles The Force Multiplier of the 1990s". *Airpower Journal. Archived from* the original *on 24 July 2009.* Retrieved 6 June 2013. *When used, UAVs should generally perform missions characterized by the three Ds: dull, dirty, and dangerous.*
- [3] «AeroQuad The Open Source Quadcopter»
- [4] Anderson, S.B. (1997). «Historical Overview of V/STOL Aircraft Technology». NASA Technical Memorandum 81280.
- [5] bibing.us.es/proyectos/abreproy/5274/fichero/PFC.pdf
- [6] Torres del Castillo, G. F. (1999). «La representación de rotaciones mediante cuaterniones.». En Universidad Autónoma de Puebla, Instituto de Ciencias, Departamento de Física Matemática.Miscelánea Matemática 29. México. Consultado el 4 de mayo de 2012.
- [7] Noth A. Bouabdallah, S. and R. Siegwart. Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor. Swiss Federal Institute of Technology, (1), 2004.
- [8] Rajnarayan D. G. Waslander S. L. Dostal D. Jang J. S. Ho_mann, G. M. and C. J. Tomlin. The stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control. Digital Avionics Systems Conference, pages 12.E.4- 121-10., 2004
- [9] Whidborne J.F. Cowling, I.D. and A.K. Cooke. Optimal trajectory planning and lqr. Proc. UKACC Int. Conf. Control, (1), 2006.
- [10] H. Voos, «Nonlinear Control of a Quadrotor Micro-UAV using Feedback-Linearization,» de 2009 IEEE International Conference on Mechatronics, 2009.
- [11] Juan Martínez Olondo. Control de un cuadricóptero para vuelos autónomos en interiores. Universidad pontificia de Comillas, 2015
- [12] www.quadruino.com/guia-2/materiales-necesarios-1/motores-brushless
- [13] smartdreams.cl/unidad-de-medicion-inercial-imu/
- [14] 5hertz.com/tutoriales/?p=431



- [15] http://fas.org/spp/military/program/warning/sbirs-brochure/part02.htm
- [16] F.-D. X. H. R. A. H. M. Robert F. Hartley, «Development and Flight Testing of a ModelBased Autopilot Library for a Low Cost Unmanned Aerial System,» de AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference, 2013.
- [17] L. Sevilla, «Modelado y control de un cuadricóptero,» Universidad Pontificia de Comillas, 2014.
- [18] «Battery University,» [En línea].Available:http://batteryuniversity.com/learn/article/lithium_based_batteries.
- [19] «Hobby King,» [En línea]. Available: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__56052__HKPilot_Mega_2_7_Fli ght_Controller_USB_GYRO_ACC_MAG_BARO.html.
- [20] A. R. L. B. R. C. L. C. J. P. E. Rocon, «Un nuevo sensor para medida del movimiento tembloroso basado en giroscopios,» de XXIV Jornadas de Automática de León, 2003.



Parte II ESTUDIO

Ε*CONÓMICO*



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial



Índice del Presupuesto

Punto 1	Recuento de recursos empleados	
1.1	Componentes	105
1.2	Herramientas y software	
1.3	Mano de obra	107
Punto 2	Costes unitarios	
1.1	Componentes	107
1.2	Herramientas y software	107
1.3	Mano de obra	
Punto 3	Sumas parciales	
1.1	Componentes	109
1.2	Herramientas y software	110
1.3	Mano de obra	110
Punto 4	Presupuesto total	



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial



Punto 1

Recuento de recursos empleados

En este punto se calcula la cantidad de recursos empleados en el proyecto: materiales, equipos y mano de obra.

1.1 Componentes

Componentes	Cantidad
RotorX RX122 Atom Frame	1
Turnigy Integrated PCB Micro-Quad V2	1
A250 Carbon Fibre Racing Frame	1
Turnigy Multistar 1704-1900 Kv	4
IR sensor: SHARP GP2Y0A02YK	6
Afro ESC 20Amp Muti-rotor Motor Speed Controller	4
Batería LIPO 7.4V	1
Batería LIPO 11.1V	1
Hélice: Gemfan Glow in the Dark Propeller 5x3	4
Micro APM	2
UBEC	1
Placa de conexiones	1
Emisora 9XR Trunigy	1
Receptor	1
Transmisor Radiofrecuencia	1
Receptor Radiofrecuencia	1

1.2 Herramientas y Software

Elemento/Programa	Cantidad	Horas de proyecto	Horas de uso al año
Ordenador	1	720	2000
Cargador de Baterías	2	20	40
Cable USB-microUSB	2	350	700
Polímetro	1	10	70
Destornillador, alicates y	1	100	1000
otras			
Matlab/Simulink	1	300	1500
Microsoft Office	1	50	1000



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL

1.3 Mano de Obra

Actividad	Horas
Montaje de los cuadricópteros	50
Desarrollo del entorno de simulación	50
Desarrollo del control	150
Ensayos y Depuración	200
Redacción de documentación	60



Punto 2

Costes Unitarios

En esta sección se detallan los costes y precios de cada uno de los elementos.

1.1 Componentes

Componentes	Precio
	(€/ud)
RotorX RX122 Atom Frame	27.29
Turnigy Integrated PCB Micro-Quad V2	14.71
A250 Carbon Fibre Racing Frame	19.36
Turnigy Multistar 1704-1900 Kv	9.09
IR sensor: SHARP GP2Y0A02YK	7.79
Afro ESC 20Amp Muti-rotor Motor Speed Controller	11.80
Batería LIPO 7.4V	7.14
Batería LIPO 11.1V	15.00
Hélice: Gemfan Glow in the Dark Propeller 5x3	1.47
Micro APM	48.67
UBEC	6.32
Placa de conexiones	0.90
Emisora 9XR Trunigy	85.00
Receptor	20.00
Transmisor Radiofrecuencia	25.96
Receptor Radiofrecuencia	25.96

1.2 Herramientas y Software

Elemento/Programa	Precio (€/Ud)	
Ordenador	800.00	
Cargador de Baterías	40.00	
Cable USB-microUSB	1.99	
Polímetro	35.00	
Destornillador, alicates y otras	50.00	
Matlab/Simulink	200	
Microsoft Office	89.00	



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

1.3 Mano de Obra

Actividad	Precio (€/hora)
Montaje del Cuadricóptero	20.00
Desarrollo del entorno de simulación	35.00
Desarrollo del control	40.00
Ensayos y Depuración	55.00
Redacción de documentación	40.00



Punto 3

Sumas Parciales

1.1 Componentes

En este capítulo se calcula el coste total de cada uno de los recursos empleados a partir de las mediciones y los precios unitarios.

Componentes	Cantidad	Precio (€/ud)	Coste Total(€)
RotorX RX122 Atom Frame	1	27.29	27.59
Turnigy Integrated PCB Micro-Quad V2	1	14.71	14.71
A250 Carbon Fibre Racing Frame	1	19.36	19.36
Turnigy Multistar 1704-1900 Kv	4	9.09	36.36
IR sensor: SHARP GP2Y0A02YK	6	7.79	46.74
Afro ESC 20Amp Muti-rotor Motor Speed	4	11.80	47.20
Controller			
Batería LIPO 7.4V	1	7.14	7.14
Batería LIPO 11.1V	1	15.00	15.00
Hélice: Gemfan Glow in the Dark Propeller 5x3	4	1.47	1.47
Micro APM	2	48.67	97.34
UBEC	1	6.32	6.32
Placa de conexiones	1	0.90	0.90
Emisora 9XR Trunigy	1	85.00	85.00
Receptor	1	20.00	20.00
Transmisor Radiofrecuencia	1	25.96	25.96
Receptor Radiofrecuencia	1	25.96	25.96
		Total:	477.05



1.2 Herramientas y Software

Ecuación que rige el cálculo del coste total de los bienes de equipo, herramientas y software:

$$C_T = C_u \cdot n \cdot \frac{t_p}{t_a} \cdot a$$

Donde C_T es el coste total, C_u el coste unitario, n la cantidad, t_p el tiempo dedicado al proyecto, t_a el tiempo anual de uso, y a la amortización, en tanto por uno.

Componentes	Cantidad	Horas de Proyecto	Horas de uso al año	Precio (€/Ud)	Amortización anual	Coste (€)
Ordenador	1	720	2000	800.00	25%	72.00
Cargador de	2	20	40	40.00	20%	8.00
Baterías						
Cable USB-	2	350	700	1.99	10%	0.20
microUSB						
Polímetro	1	10	70	35.00	25%	1.25
Destornillador,	1	100	1000	50.00	25%	1.25
alicates y otras						
Matlab/Simulink	1	300	1500	200	100%	40.00
Microsoft Office	1	50	1000	89.00	25%	1.11
					Total:	123.81€

1.3 Mano de Obra

Actividad	Horas	Precio (€/h)	Precio total (€)
Montaje de los cuadricópteros	50	20.00	1000
Desarrollo del entorno de	50	35.00	1750
simulación			
Desarrollo del control	150	40.00	6000
Ensayos y Depuración	200	55.00	11000
Redacción de documentación	60	40.00	2400
		Total:	22150 €


UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI) Ingeniero Industrial

Punto 4

Presupuesto Total

Recurso	Coste (€)
Componentes	477.05
Herramientas y Software	123.81
Mano de Obra	22150.00
Total:	22750.86 €



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

112



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

Parte III CÓDIGO FUENTE



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

114



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI) Ingeniero Industrial

ANEXO A

En este anexo se recoge el código del fichero maestro Config_SIMULATOR.m. Este archivo recoge la habilitación de los scripts y los bloques deseados para

realizar una simulación o para volcar el control en la placa del APM.

```
clc
clear
format short e
% Gravity (m/s^2)
Gravity=9.81;
%% Sampling times
% Sampling time for RC transmitter
ts PPM=20e-3;
% Sampling time for IMU and STATE ESTIMATION
ts IMU=10e-3;
% Sampling time for UART
ts UART=20e-3;
% Sampling time for ATTTITUDE CONTROL
ts ATT CONTROL=10e-3;
% Sampling time for NAVIGATION CONTROL
ts NAV CONTROL=20e-3;
%% SIMULATION PARAMETERS
% Simulation final time
tfin=600;
%% HARDWARE COMPONENTS
% IMU
run('..\HARDWARE COMPONENTS\config MPU60X0')
% COMPASS
run('..\HARDWARE COMPONENTS\config HMC5883L')
% PX4FLOW
% run('..\HARDWARE COMPONENTS\config PX4FLOW')
%% Model parameters
ModelParam QuadAntonio
% ModelParam QuadNestor
% ModelParam Tricopter
%% Bus definitions
BusDefinitionUAV;
% BusDefinitionMotor;
BusDefinitionCommand;
BusDefinitionSensors;
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

```
BusDefinitionEnvironment
BusDefinitionStates;
%% Variants Conditions
% Add enum structure for the Variants
Simulink.defineIntEnumType('Variants', {'Command', 'Vehicle', 'Enviro
nment', 'Actuator',...
'Visualization', 'RigidBody', 'AttitudeEstimator', 'NavigationEstimat
or'},[0;0;0;0;0;0;0;0]);
% Command: 0-Signal Builder / 1-Joystick / 2-Data
Variants.Command = 0;
% Enviorement: 0-Constant / 1-Variable
Variants.Environment = 0;
% Visualization: 0-Scopes / 1-WorkSpace / 2-Flightgear / 3-MAVLink
Variants.Visualization = 3;
% Actuators: 0-BLDC / 1-Instantaneous / 2-First order
% 0 - BLDC dynamics: motor model and rotor gyroscopic torques
(slow simulation)
% 1 - Instantaneous actuator without rotor gyroscopic torques
(fast simulation)
% 2 - First order actuator without rotor gyroscopic torques (slow
simulation)
Variants.Actuator = 1;
% Rigid Body Dynamics : 0-Aerospace Blockset Euler / 1-Aerospace
Blockset Quaternions / 2-Euler / 3-Quaternion
Variants.RigidBody = 0;
% Vehicle: 0-Quadcopter / 1-Tricopter / 2-Coaxial helicopter / 3-
Hybrid RVJET
% Variants.Vehicle = Defined in ModelParam * file
% Attitude estimator
% 0 - Divided Difference Filter NO FUNCIONA
% 1 - EKF desacoplado no lineal OK
% 2 - EKF desacoplado lineal OK
% 3 - EKF (Extended Kalman Filter) OK
% 4 - Filtro complementario no lineal OK GOLD
% 5 - Multiplicative extended Kalman Filter (MEKF) OK SILVER
% 6 - Quaternion complementary Filter OK
Variants.AttitudeEstimator = 4;
% Navigation Estimator: 0-GPS / 1-Infrared
Variants.NavigationEstimator = 0;
%% Initial values
% Initial date
InitialValues = struct('Date', [2015 1 1 0 0 0]);
% Madrid GPS coordinates
InitialValues.PosLLA = [40.4167754 -3.7037901999999576 646.4];
% NED frame coordinates
InitialValues.PosNED = [1 1 0];
% Body velocity
InitialValues.VelBody = [0 0 0];
% NED Velocity
InitialValues.VelNED = [0 0 0];
% Euler angles
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

```
InitialValues.Euler = [0 0 0];
% Ouaternions
InitialValues.Quaternion = [1 0 0 0];
% Body Angular Rates
InitialValues.AngRates = [0 0 0];
% Earth Reference frame
InitialValues.Greenwich = 0;
% Throttle para compensar el peso
InitialValues.StationaryThrottle =
interp1(Motor.ThrustData,Motor.PWMData pu,UAV.Mass*Gravity/4);
%% Attitude Control Design
Control=PIDAttitudeControl(UAV, Motor, Variants, ts ATT CONTROL, Gravi
ty);
param ATT CONTROL = [ Control.K roll Control.invTi roll
Control.Td roll Control.b roll ...
   Control.K pitch Control.invTi pitch Control.Td pitch
Control.b pitch ...
   Control.K yaw
                 Control.invTi yaw
                                      Control.Td yaw
Control.b yaw]';
% Maximun angle for RC channel (rad)
Control.ang max = 15*pi/180;
% Maximun yaw rate for RC channel (rad/s)
Control.yaw rate max = 35*pi/180;
%% Navigation Control Design
Navigation=PIDNavigationControl(ts NAV CONTROL);
param NAV CONTROL = [ 0*Navigation.K x Navigation.invTi x
Navigation.Td x Navigation.b x Navigation.N x
                                               . . .
    0*Navigation.K y Navigation.invTi y Navigation.Td y
Navigation.b y Navigation.N_y ...
   Navigation.K z Navigation.invTi z Navigation.Td z
Navigation.b z Navigation.N z]';
%% Other parameters
% Calibration filter for IMU
alfa CAL IMU=0.995;
% Calibration filter for POSITION
alfa CAL POS=0.99;
%% SENSOR DYNAMICS PARAMETERS
SensorParameters
%% MAVLink
% Magic or seed byte for version checking
MAVLINK MESSAGE CRCS =uint8([...
              50 124 137
                                    0
                                      0
                                      0 . . .
   0
      89
          0
                       0 0 0
                                   0
  214 159 220 168 24 23 170 144 67 115 ...
      246 185 104 237 244 222 212
                                  9 254 ...
  39
  230
      28 28 132 221 232 11 153 41 39 ...
  214
      223 141 33 15
                      3 100 24 239 238 ...
               0 130
  30 200 183
                       0 148 21 0 52 ...
                                   0 0 ...
  124 0 0
               0 20
                       0 152 143
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

0	0	0	0	0	0	0	0	0	231	
183	63	54	0	0	0	0	0	0	0	
175	102	158	208	56	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
49	170	44	83	46	0]);				

return



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL

ANEXO B

Anexo que recoge el código que hay incluido en el script ModelParam_QuadAntonio.m. Este script posee la información de los parámetros físicos del modelado del cuadricóptero.

```
% BATTERY
BATTERY CELLS=3;
BATTERY NOMINAL VOLTAGE=3.7*BATTERY CELLS;
BATTERY_MAXIMUM_VOLTAGE=4.2*BATTERY_CELLS;
BATTERY MINIMUM VOLTAGE=3.5*BATTERY CELLS;
% VEHICLE
% Vehicle: 0-Quadcopter / 1-Tricopter / 2-Coaxial helicopter / 3-
Hybrid RVJET
Variants.Vehicle = 0;
%%%%% Airframe %%%%%%
% Frame: 1: + / 2: x
UAV = struct('Frame',2);
% Mass (kg)
UAV.Mass = 0.49857;
% Arm Length for roll and pitch torques (m)
UAV.RollArmLength=0.1025;
UAV.PitchArmLength Front=0.0825;
UAV.PitchArmLength_Rear=0.0825;
% Inertia matrix (kg.m^2)
UAV.Inertia = 2*diag([7.83e-4 7.85e-4 1.4e-3 ]);
% Quaternion normalization gain
UAV.QuatGain = 1;
%%%% Brushless DC motor + propeller %%%%%
% Electric resistance (ohm)
Motor = struct('Resistance', 0.405);
% KV (rpm/V)
Motor.KV = 1900;
% Inertia motor (kg.m^2)
Motor.Inertia = 104e-8;
% Motor propeller diameter (m)
Motor.PropellerDiameter = 5*2.54/100;
% Drag Calculation
Motor.DragCoeff = [.1 .1 .3];
Motor.DragSection = 4*pi* (Motor.PropellerDiameter/2)^2;
% Thrust - Drag Torque Ratio
Motor.ThrustDragTorqueRatio = 100;
% Thrust and drag torque lookup table
Motor.ThrustData = [0 10 34 100 157 226 235 240 250 255
260]/1000*Gravity;
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

```
Motor.PWMData = [1000 1100 1200 1300 1400 1500 1600 1700 1800 1900
20001;
Motor.PWMData_pu = (Motor.PWMData-
Motor.PWMData(1))/(Motor.PWMData(end)-Motor.PWMData(1));
Motor.DragTorqueData =
Motor.ThrustData/Motor.ThrustDragTorqueRatio;
Motor.AngularRotationData =
BATTERY NOMINAL VOLTAGE*Motor.KV*pi/30*Motor.PWMData pu;
Motor.VoltageData = BATTERY NOMINAL VOLTAGE*Motor.PWMData pu;
% Motor Time Constant
% Km/Rm/(Jm*s+Dm)/(1+Km^2/Rm/(Jm*s+Dm))
% Km/(Jm*Rm*s+Rm*Dm+Km^2) =
Km/(Rm*Dm+Km^2)/(Jm*Rm/(Rm*Dm+Km^2)*s+1)
Motor.Gain = 30/Motor.KV/pi/(Motor.Resistance*1e-
9+(30/Motor.KV/pi)^2);
Motor.TimeConstant =
Motor.Inertia*Motor.Resistance/(Motor.Resistance*1e-
9+(30/Motor.KV/pi)^2);
```

return



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL

ANEXO C

Anexo que recoge el Control de Estabilización utilizado en este proyecto.

```
function Control =
PIDAttitudeControl(UAV,Motor,Variants,ts_ATT_CONTROL,Gravity)
% Sampling time (s)
Control = struct('tc',ts_ATT_CONTROL);
% Natural frequency (rad/s)
Control.NaturalFrequency = 8;
Control.NaturalFrequencyYaw = 1.5;
% Damping
Control.Damping = 1;
Control.Damping = 1;
```

```
00
```

8

8

ATTITUDE PID CONTROL DESIGN

```
% State vector (body reference frame)
% X = [Phi Theta Shi Phi dot Theta dot Shi dot]'
% U = [u1 u2 u3 u4]'
% Thrust base: T base = m*q
% Control variables: quad + configuration
% u1=(T1+T2+T3+T4)/T_base; % Thrust (-)
% u2=(T2-T4)/T_base; % Thrust (-)
% u2=(T2-T4)/T base;
                                   % Roll (+)
% u3=(T1-T3)/T base;
                                   % Pitch (+)
% u4=(T1-T2+T3-T4)/T base; % Yaw (+)
% Control variables: quad x configuration
% u1=(T1+T2+T3+T4)/T_base; % Thrust (-)
% u2=(T1+T2-T3-T4)/T_base; % Roll (+)
% u3=(T1-T2-T3+T4)/T base;
                                   % Pitch (+)
% u4=(T1-T2+T3-T4)/T base; % Yaw (+)
% Control variables: tricopter configuration
% u1=(T1+T2+T3*cos(th s))/T base;
% Thrust (-)
% u2=(T1-T2+T3*sin(th s)*L height/L roll)/T base;
% Roll (+)
% u3=(T1+T2-T3*cos(th s)*L pitch r/L pitch f-
d/b*T3*sin(th s)/L pitch f)/T base; % Pitch (+)
% u4=(T1-T2+T3*cos(th servo)-b/d*L pitch r*T3*sin(th s))/T base;
% Yaw (+)
% Modelo en angulos de Euler
% wxyz dot without gyroscopic effects in the motors
% wxyz dot = inv matI*(matL*u - wxyz x (matI*wxyz))
Control.matI = UAV.Inertia;
m = UAV.Mass;
g = Gravity;
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

```
T base = m*g;
L roll = UAV.RollArmLength;
L pitch f = UAV.PitchArmLength Front;
L pitch r = UAV.PitchArmLength Rear;
ratio TDT = Motor.ThrustDragTorqueRatio;
matL = diag([T_base*L_roll T_base*L_pitch f T base/ratio TDT]);
% wxyz = matEuler*angEuler dot
% matEuler = [ 1 0 _____
                              -sin(Theta)
9
               0 cos(Phi) sin(Phi)*cos(Theta)
8
               0 -sin(Phi) cos(Phi)*cos(Theta) ]
% wxyz dot = matEuler dot*ang Euler dot + matEuler*ang Euler dot2
% matEuler dot = [ 0
                              \cap
cos(Theta) Theta dot
2
                  0 -sin(Phi)*Phi dot
cos(Phi)*cos(Theta)*Phi dot-sin(Phi)*sin(Theta)*Theta dot
                  0 -cos(Phi)*Phi dot -
2
sin(Phi)*cos(Theta)*Phi dot-cos(Phi)*sin(Theta)*Theta dot ]
% ang Euler dot2 = inv matEuler*(wxyz dot -
matEuler dot*ang Euler dot) = u p
% inv matEuler = [ 1 sin(Phi)*tan(Theta) cos(Phi)*tan(Theta)
8
                   0
                         cos(Phi)
                                              -sin(Phi)
                   0 sin(Phi)/cos(Theta) cos(Phi)/cos(Theta) ]
2
% u p = inv matEuler*(inv matI*(matL*u - wxyz x (matI*wxyz)) -
matEuler dot*ang Euler dot)
% u p = inv matEuler*(inv matI*(matL*u - wxyz x (matI*wxyz)) -
matEuler dot*inv matEuler*wxyz)
% Control variable computation
% u = matC1*u p + matC2*(wxyz x (matI*wxyz)) + matC3*wxyz
% Matrices for control variable computation
% matC1 = inv(inv matEuler*inv matI*matL) =
inv matL*matI*mat Euler
% matC2 = inv matL*matI
% matC3 = inv matL*matI*matEuler dot*inv matEuler
Control.inv matL = inv(matL);
% Control PD
C(s) = K^{*}(1 + Td^{*}s) = P + D^{*}s
           => K = P
% P = K
% D = K*Td =>
                Td = D/P
F(s) = (D*s + P) / (s^2 + D*s + P)
% Control PID
% C(s) = K*(1 + 1/Ti/s + Td*s) = P + I/s + D*s
% P = K
           => K = P
% I = K/Ti => Ti = P/I
% D = K^{Td} = D/P
% F(s) = (D*s^2 + P*s + I) / (s^3 + D*s^2 + P*s + I)
wn = Control.NaturalFrequency;
seta = Control.Damping;
p = -0 * wn;
% Polinomio denominador lazo cerrado PD
% (s^2 + 2*seta*wn*s + wn^2)
% Polinomio denominador lazo cerrado PID
% (s^2 + 2*seta*wn*s + wn^2)*(s-p)
% s^3 + (2*seta*wn - p)*s^2 + (wn^2 - 2*seta*wn*p)*s - p*wn^2
% % Coeficientes
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

```
a2 = 2*seta*wn - p;
a1 = wn^{2} - 2*seta*wn*p;
a0 = -p*wn^{2};
% % Parametros del control
P \text{ roll} = a1;
I roll = a0;
D roll = a2;
P pitch = a1;
I pitch = a0;
D pitch = a2;
Control.K_roll = P_roll;
Control.invTi roll = I roll/P roll;
Control.Td roll = D roll/P roll;
Control.b roll = 1;
Control.K_pitch = P_pitch;
Control.invTi pitch = I pitch/P pitch;
Control.Td pitch = D pitch/P pitch;
Control.b pitch = 1;
wn=Control.NaturalFrequencyYaw;
seta=Control.DampingYaw;
p=-0*wn;
a2 = 2*seta*wn - p;
a1 = wn^2 - 2*seta*wn*p;
a0 = -p*wn^{2};
P yaw = a1;
I yaw = a0;
D yaw = a2;
Control.K yaw = P yaw;
Control.invTi yaw = I yaw/P yaw;
Control.Td yaw = D yaw/P yaw;
Control.b yaw = 1;
switch Variants. Vehicle
   case 0 % Quadcopter
        switch UAV.Frame
            case 1 % guad + configuration
               % Control variables: guad + configuration
               % Ti pu = Ti/T base i = 1,2,3,4
               % [u1 u2 u3 u4]' = matT*[T1 pu T2 pu T3 pu T4 pu]'
                % matT=[1 1 1 1 ; 0 1 0 -1 ; 1 0 -1 0 ; 1 -1 1 -
11;
                Control.inv matT = [
                    0.2500 0
                                      0.5000
                                               0.2500
                    0.2500 0.5000
                                       0 -0.2500
                             0 -0.5000
                    0.2500
                                                0.2500
                    0.2500 -0.5000
                                           0
                                                 -0.2500 ];
            case 2 % quad x configuration
               % Control variables: quad x configuration
                % Ti_pu = Ti/T_base i = 1,2,3,4
                % [u1 u2 u3 u4]' = matT*[T1 pu T2 pu T3 pu T4 pu]'
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

```
% matT=[1 1 1 1 ; 1 1 -1 -1 ; 1 -1 -1 1 ; 1 -1 1 -
1];
               Control.inv_matT = [
                           0.2500
                   0.2500
                                      0.2500
                                                0.2500
                   0.2500
                            0.2500
                                    -0.2500
                                               -0.2500
                          -0.2500 -0.2500
                   0.2500
                                                0.2500
                   0.2500 -0.2500 0.2500
                                              -0.2500 ];
       end
   case 1 % Tricopter
       % Control variables: tricopter configuration
       % Ti pu = Ti/T base i = 1,2,3,4
       % [u1 u2 u3 u4]' = matT*[T1 pu T2 pu T3 pu*cos(th servo)
T3 pu*sin(th servo)]'
       L height=UAV.HeightArmLength;
       Control.inv_matT = inv([
           1
               1
                                 1
                                                           0
                -1
           1
                                 0
                                                  L height/L roll
                1
                       -L pitch r/L pitch f
           1
1/ratio TDT/L pitch f
                                 1
           1
               -1
ratio TDT*L pitch r ]);
```

end

return



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL

ANEXO D

Se indican los parámetros de la IMU con sus respectivas conversiones. También introduce los parámetros de los sensores infrarrojos.

```
%% Sensors Dynamic Library Block Parameters
%%%%% IMU %%%%%%
% Vibropendulous error, hysteresis effects, anisoelastic bias and
% anisoinertial bias are not accounted for in this block.
% Additionally, this block is not intended to model the internal
dynamics
% of different forms of the instrument.
%% Main (center of gravity)
Sensors.IMU.cg = [0 \ 0 \ 0];
%% Accelerometer
% The location of the IMU, which is also the accelerometer group
location,
% is measured from the zero datum (typically the nose) to aft
(tail),
% to the right of the vertical centerline and above the horizontal
centerline.
% This measurement reference is the same for the center of gravity
input.
% The units are in selected length units.
Sensors.IMU.imu = [0 \ 0 \ 0];
% Accelerometer natural frequency (rad/s)
switch bin2dec(MPU60X0 DLPF CFG)
    case 0
        Sensors.IMU.accNatFreq = 260*2*pi;
    case 1
        Sensors.IMU.accNatFreg = 184*2*pi;
    case 2
        Sensors.IMU.accNatFreq = 94*2*pi;
    case 3
        Sensors.IMU.accNatFreq = 44*2*pi;
    case 4
        Sensors.IMU.accNatFreq = 21*2*pi;
    case 5
        Sensors.IMU.accNatFreq = 10*2*pi;
    case 6
        Sensors.IMU.accNatFreq = 5*2*pi;
end
% Damping ratio for second order filter
Sensors.IMU.accDamping = 0.707; % Accelerometer damping ratio
% The 3-by-3 matrix used to skew the accelerometer from body-axis
and
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

```
% to scale accelerations along body-axis
Sensors.IMU.accScaleCross = [1 0 0 ; 0 1 0 ; 0 0 -1];
% The three-element vector containing long-term biases along the
accelerometer
% axes. The units are in selected acceleration units.
Sensors.IMU.accBias = [0 0 0];
% The six-element vector containing three minimum values and three
maximum
% values of acceleration in each of the accelerometer axes.
% The units are in selected acceleration units.
switch bin2dec(MPU60X0 AFS SEL)
    case 0
        accel lim sup=2*Gravity;
        accel lim inf=-2*Gravity;
    case 1
        accel lim sup=4*Gravity;
        lim inf=-4*Gravity;
    case 2
        accel_lim_sup=8*Gravity;
        accel lim inf=-8*Gravity;
    case 3
        accel lim sup=16*Gravity;
        accel lim inf=-16*Gravity;
end
Sensors.IMU.accLimits = [accel lim inf accel lim inf accel lim inf
accel lim sup accel lim sup accel lim sup];
%% Gyroscope
% Gyro natural frequency for second order filter
switch bin2dec(MPU60X0 DLPF CFG)
    case 0
        Sensors.IMU.gyroNatFreq = 256*2*pi;
    case 1
        Sensors.IMU.gyroNatFreq = 188*2*pi;
    case 2
        Sensors.IMU.gyroNatFreq = 96*2*pi;
    case 3
        Sensors.IMU.gyroNatFreq = 42*2*pi;
    case 4
        Sensors.IMU.gyroNatFreg = 20*2*pi;
    case 5
        Sensors.IMU.gyroNatFreq = 10*2*pi;
    case 6
        Sensors.IMU.gyroNatFreq = 5*2*pi;
end
% Damping ratio for second order filter
Sensors.IMU.gyroDamping = 0.707;
% The 3-by-3 matrix used to skew the gyroscope from body axes and
to scale
% angular rates along body axes.
Sensors.IMU.gyroScaleCross = eye(3);
% The three-element vector containing long-term biases along the
gyroscope axes.
% The units are in radians per second.
Sensors.IMU.gyroBias = [0 0 0];
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI)

INGENIERO INDUSTRIAL

```
% The three-element vector contains the maximum change in rates
due to
% linear acceleration. The units are in radians per second per g-
unit.
Sensors.IMU.gyroGBias = [0 0 0];
% The six-element vector containing three minimum values and three
maximum
% values of angular rates in each of the gyroscope axes.
% The units are in radians per second.
switch bin2dec(MPU60X0 FS SEL)
    case 0
        gyro lim sup=250*pi/180;
        gyro lim inf=-250*pi/180;
    case 1
        gyro lim sup=500*pi/180;
        gyro lim inf=-500*pi/180;
    case 2
        gyro lim sup=1000*pi/180;
        gyro lim inf=-1000*pi/180;
    case 3
        gyro lim sup=2000*pi/180;
        gyrolim inf=-2000*pi/180;
end
Sensors.IMU.gyroLimits = [gyro lim inf gyro lim inf gyro lim inf
gyro lim sup gyro lim sup gyro lim sup];
%% Noise
% The scalar seeds for the Gaussian noise generator for each axis
of the
% accelerometer and gyroscope.
Sensors.IMU.noiseSeeds = [23093 23094 23095 23096 23097 23098];
% The height of the PSD (Power Spectral Distribution) of the white
noise
% for each axis of the accelerometer and gyroscope
% Standard deviation in q's (accelerometers) and dps (gyroscopes)
Sensors.IMU.noisePower = [[1e-3 1e-3 1e-3]*Gravity [5e-2 5e-2 5e-
2]*pi/180].^2;
%%%%% INFRARED %%%%%%
% ROOM DIMENSIONS FOR INDOOR NAVIDATION (m)
Sensors.IR.X ROOM = 10;
Sensors.IR.Y ROOM = 6;
Sensors.IR.Z ROOM = 4;
% Distance between sensors
Sensors.IR.dist sens = 0.2;
% Noise in infrared
Sensors.IR.noiseSeeds = [15345 15346 15347 15348 15349 15350];
Sensors.IR.noisePower = (1e-3)^{2*}ones(6,1);
응응응응응 GPS 응응응응응
%%%%% Baometer %%%%%%
```



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

128



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI) Ingeniero Industrial

ANEXO E

Anexo en el que se detallan los diagramas de bloques que conforman el filtro complementario no lineal utilizado para estimar los ángulos medidos por la IMU. También se muestran en este anexo los bloques que realizan la calibración de la IMU.

Filtro complementario no lineal



Nivel superior filtro complementario no lineal





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL

Calibración de la IMU



Nivel superior, calibración IMU





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL





UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI) Ingeniero Industrial

ANEXO F

Anexo en el que se muestran los diagramas de simulink del bloque Controller.slx.



133



UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS Escuela Técnica Superior de Ingeniería (ICAI) Ingeniero Industrial

Del conjunto anterior el control PD de estabilización es:



El mixer:





El control PD, construcción desde el interior a partir de la inserción del propio control desde simulink:





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

136



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL

ANEXO H

Control PID de navegación:

Calibración de la posición



Control de Navegación





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

138



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

ANEXO I

Entorno de simulación y monitorización:

<u>Simulador</u>





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL

Monitorización:





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

Parte IV DATASHEETS



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

142



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL

Capítulo 1 DATASHEET 1

User Manual of 3A UBEC

3 Amp Switch-Mode UBEC

1. Why do you need UBEC?

The UBEC is a switch-mode DC regulator separated from ESC (ESC---Electronic Speed Controller for brushless/brushed motor), it will take high-voltage (5.5V to 26V) power from your battery pack and convert it to a consistent safe voltage for your receiver, gyro and servos.

For traditional speed controller with a built-in BEC, it will very likely have only a limited ability to supply power to your receiver and servos without overheating. If you are using a high-voltage battery pack or have heavy servo load, you should consult the ESC specifications to determine what the stated recommendations or limitations are. In general, if you are using a 4 cells lithium battery pack, or more than a 12 cells Nickel based battery pack, you should consider using an UBEC because in such a case the built-in BEC of the ESC can support only 2 servos, which means it is not suitable for RC helicopter and big aircraft.

2. Specification:

- 2.1. Output: 5V/3A and 6V/3A switchable
- 2.2. Ripple: <50mVp-p(@2A/12V)
- 2.3. Input: 5.5V-26V (2 to 6 cells Lipo battery pack, 5 to 18 cells NiMH battery pack)
- 2.4. Size: 41.6mm*16.6mm*7.0mm (length*width*height)
- 2.5. Weight: 11g

3. Features:

- 3.1. The UBEC is an advanced switching regulator with over-current and over-heat protection function, and the maximum efficiency of the system is nearly 90%.
- 3.2. The small size and the light weight make it very convenient to use.
- 3.3. The comparison of linear BEC and switch-mode BEC: When using a lithium battery pack more than 3S, a switch-mode BEC has much higher efficiency than linear BEC.
 - For a traditional linear BEC, For example, a 4S lithium battery pack has a typical voltage of 14.8V, in order to let BEC output 5V/1A, the current flow into the BEC is at least 1A, so the power on BEC is 14.8V* 1A=14.8W. But the useful output power is only 5V*1A=5W, so the efficiency of the linear mode BEC is just 5W/14.8W=33.8%, the redundant power 14.8W-5W=9.8W changes to heat, which makes the BEC very hot.
 - For a switch-mode BEC in the above case, in order to let BEC output 5V/1A, the current flow into BEC is only 0.38A (actual test data), so the power on BEC is 14.8V* 0.38A =5.6W, and the efficiency of BEC is 5W/5.6W=89.3%.

Doc Ver: HW-03-6S-081125.1

- 3.4. Don't worry about the polarity of battery pack. If the polarity is not correct, the UBEC can't work, but it will not be destroyed. What you need to do is just swap the battery pack polarity.
- 3.5. A shield covers almost all the electronic components on PCB, and a ferrite ring is attached with the output wires to decrease the electromagnetic interference.

4. How to use UBEC?

- 4.1. Important hint: Switch mode UBEC may cause some electromagnetic interference to receiver, Please install the UBEC with a distance at least 5cm away from the receiver.
- 4.2. When ESC HAS NOT built-in BEC function

No change is needed for the ESC, just connect the input cables of UBEC with the battery, and plug the output cable (connector) of the UBEC into one spare channel of the receiver.



4.3. When ESC HAS built-in BEC function

You must disable the built-in BEC function of the ESC, i.e. you need to cut the red wire in the trio of receiver wires. Simply use a pair of wire cutters to remove a short section of the red wire near the receiver connector, and insulate the cut wire with a bit of electrical tape.



Suggestion: You can use a sharp screwdriver to take the pin (with red wire) out from the BEC connector of the ESC, and then insulate it with a bit of electrical tape for further use, so you needn't cut the red wire by this method.



-1-



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

DATASHEET 2

SHARP

GP2Y0A02YK

GP2Y0A02YK

Long Distance Measuring Sensor

Features

- 1. Less influence on the colors of reflected objects and their reflectivity, due to optical triangle measuring method
- 2. Distance output type
- (Detection range:20 to 150cm) 3. An external control circuit is not necessary

Output can be connected directly to a microcomputer

Applications

 For detection of human body and various types of objects in home appliances, OA equipment, etc

■ Absolute Maximum Ratings (T_a=25°C)

Parameter	Symbol	Rating	Unit
Supply voltage	Vcc	-0.3 to +7	V
*1 Output terminal voltage	Vo	-0.3 to V _{CC} +0.3	V
Operating temperature	Topr	-10 to +60	°C
Storage temperature	Tstg	-40 to +70	°C

*1 Open collector output

Recommended Operating Conditions

Parameter	Symbol	Rating	Unit
Operating Supply voltage	Vcc	4.5 to 5.5	V





ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) INGENIERO INDUSTRIAL

SHARP

GP2Y0A02YK

Electro-optical Characteristics (T_z=25°C, V_cc=5V)								
Parameter		Conditions	MIN.	TYP.	MAX.	Unit		
Distance measuring range	ΔL	23	20	-	150	đ		
Output terminal voltage	Vo	*2 L=150cm	0.25	0.4	0.55	V		
Difference of output voltage	ΔV_0	*2 Output change at L=150cm to 20cm	1.8	2.05	2.3	V		
Average dissipation current	I _{cc}	-	-	33	50	mA		

Note) L:Distance to reflective object

¹ Unity reflective object While paper (Made by Kodak Co. Ltd. gray cards R-27 - while face, reflective ratio;50%)
 ³ Dotance measuring range of the optical sensor system

Fig.1 Internal Block Diagram



Fig.2 Timing Chart




UNIVERSIDAD PONTIFICIA COMILLAS

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA (ICAI) Ingeniero Industrial

147