



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Implementación del control de actitud y trayectoria en un
AR.Drone 2.0 mediante Simulink

Trabajo Fin de Máster

Máster Universitario en Ingeniería Mecatrónica

AUTOR/A: Sánchez Lasheras, Miguel Jesús

Tutor/a: Casanova Calvo, Vicente Fermín

CURSO ACADÉMICO: 2021/2022

Universitat Politècnica de València

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño



Implementación del control de actitud y de trayectoria en un AR.Drone 2.0 mediante Simulink

Máster en Ingeniería Mecatrónica

Autor: Miguel Jesús Sánchez Lasheras

Tutor: Vicente Fermín Casanova Calvo

Cotutor: Rafael Carbonell Lázaro

Fecha: junio del 2022

Resumen

El presente trabajo tiene como objetivo implementar un control de actitud y de trayectoria para un cuadricóptero, para ello se ha diseñado una plataforma híbrida donde se trabaja con el dron y en simulación simultáneamente. El control ha sido realizado en Simulink, donde el programa se divide en dos: por un lado, uno que funciona en modo externo se utiliza para controlar y obtener lecturas de los estados del dron, este realiza el control de actitud y se encarga de enviar información al PC; por otro lado, se realiza una simulación en vuelo libre del dron con los datos recibidos en tiempo real, estos se emplean para el control de trayectoria el cual envía las referencias de orientación al dron. Se necesita de una comunicación bidireccional eficaz entre los dos programas, lo cual se ha realizado vía protocolo UDP debido a la disposición del dron. La estructura de ambos controladores se basa en reguladores PID, donde se pueden utilizar tanto trayectorias preprogramadas como referencias de orientación con un joystick. La herramienta desarrollada muestra mayor potencial en aplicaciones docentes, donde en ocasiones no es posible realizar el control de trayectoria debido al espacio disponible o por razones de seguridad. El modelo que se ha utilizado para la implementación es el AR.Drone 2.0, siendo un vehículo aéreo no tripulado (UAV) con una configuración de cuatro rotores en X.

Palabras clave: cuadricóptero ; AR Drone 2.0 ; Simscape Multibody ; control de actitud ; control de trayectoria

Abstract

The objective of this work is to implement an attitude and trajectory control for a quadcopter, for which a hybrid platform has been designed where the drone and simulation are worked on simultaneously. The control has been carried out in Simulink, where the program is divided into two: on one hand, one that works in external mode is used to control and obtain readings of the states of the drone, it performs the attitude control and is responsible for sending information to PC; on the other hand, a free flight simulation of the drone is performed with the data received in real time, these are used for trajectory control which sends the orientation references to the drone. An efficient two-way communication is needed between the two programs, which has been done via UDP protocol due to the layout of the drone. The structure of both controllers is based on PID regulators, where both pre-programmed trajectories and orientation references with a joystick can be used. The developed tool shows greater potential in educational applications, where the available space may prevent trajectory control or due to security reasons. The model that has been used for the implementation is the AR.Drone 2.0, being an unmanned vehicle (UAV) with a configuration of four rotors in X.

Keywords: quadcopter ; AR Drone 2.0 ; Simscape Multibody ; attitude control ; trajectory control

Índice del documento

Capítulo 1 – Introducción y objetivos	1
1.1. Introducción.....	1
1.2. Objetivos.....	4
Capítulo 2 – Desarrollo teórico	6
2.1. Modelado del sistema	6
2.1.1. Modelado dinámico del cuadricóptero	6
2.1.2. Sistema electromecánico	8
2.2. Control del sistema.....	12
2.2.1. Filtro de Kalman para la medición de orientación	12
2.2.2. Controlador de actitud	14
2.2.3. Controlador de trayectoria.....	16
Capítulo 3 – Simulación	18
3.1. Desarrollo del simulador	18
3.2. Resultados de las simulaciones	24
Capítulo 4 – Implementación	26
4.1. Introducción a la implementación en el dron	28
4.2. Comunicaciones.....	30
4.3. Controlador de actitud	32
4.3.1. Filtrado del ruido de alta frecuencia	32
4.3.2. Parametrización y validación.....	36
4.4. Controlador de trayectoria.....	38
4.4.1. Generador de trayectoria	38
4.4.2. Parametrización y validación.....	39
Capítulo 5 – Conclusiones	41

Capítulo 6 – Anexo	42
6.1. Datos del cuadricóptero	42
6.1.1. Características generales	42
6.1.2. Sistema electromecánico	44
6.2. Resultados de los ensayos realizados.....	47
6.2.1. Ensayos de estabilización	47
6.2.2. Ensayos del control de actitud	49
6.2.3. Ensayos del control de trayectoria	54
Referencias	64
Pliego de condiciones	65
Presupuesto	66

Índice de tablas

Tabla 1. Características de las piezas del CAD del cuadricóptero.....	19
Tabla 2. Ganancias de los reguladores PID utilizados en el control de actitud	37
Tabla 3. Ganancias de los reguladores PID utilizados en el control de trayectoria	39
Tabla 4. Parámetros de los motores	42
Tabla 5. Resumen de la comparación entre las baterías estudiadas.....	46
Tabla 6. Resumen del ECM en los ensayos realizados con el control de orientación ...	53
Tabla 7. Resumen del ECM en los ensayos realizados con el control de trayectoria	63
Tabla 8. Costes materiales del proyecto	66
Tabla 9. Resumen del presupuesto del proyecto.....	67

Índice de figuras

Figura 1. Estructura general del control de un cuadricóptero.....	1
Figura 2. Estructura planteada para el control del cuadricóptero.....	2
Figura 3. Estructura de la plataforma del trabajo	4
Figura 4. Sistema de referencia del dron y movimientos de rotación	6
Figura 5. Configuración de los motores en un cuadricóptero en X	7
Figura 6. Modelo experimental de batería con circuito equivalente	9
Figura 7. Vistas configuradas en el simulador.....	18
Figura 8. Ensamble de las piezas y configuración básica en Simulink	20
Figura 9. Subsistema para el cálculo de la resistencia aerodinámica en XY	22
Figura 10. Orientación del cuadricóptero durante la simulación	24
Figura 11. Posición y velocidad del cuadricóptero durante la simulación.....	25
Figura 12. Otros estados del cuadricóptero durante la simulación	25
Figura 13. Disposición del dron sobre la base articulada.....	26
Figura 14. Articulación de la base del dron.....	27
Figura 15. Diagrama de la planta del cuadricóptero	27
Figura 16. Formato de la trama para controlar los motores	29
Figura 17. Flujograma del bloque de la IMU con sus funciones	29
Figura 18. Señal de velocidad angular correspondiente al alabeo (sin filtrar)	32
Figura 19. Comparativa de los diagramas de Bode de los filtros paso bajo diseñados .	34
Figura 20. Comparativa de la señal con los filtros paso bajo diseñados.....	34
Figura 21. Comparativa de la señal filtrada por media móvil de 5, 10 y 15 muestras...	35
Figura 22. Comparación del filtro paso bajo y el de media móvil.....	36
Figura 23. Control de actitud con referencias del joystick.....	37
Figura 24. Señales de velocidad angular tras el filtro paso-bajo	38
Figura 25. Control de trayectoria con PID y perturbación, señales temporales.....	39
Figura 26. Control de trayectoria con PID y perturbación, gráfica en XY	40
Figura 27. Curvas de empuje y par frente a PWM de referencia.....	45
Figura 28. Ensayo de estabilización con referencia senoidal de cabeceo	47
Figura 29. Ensayo de estabilización con referencia senoidal de alabeo	48
Figura 30. Ensayo de estabilización con referencias senoidales de cabeceo y alabeo..	48

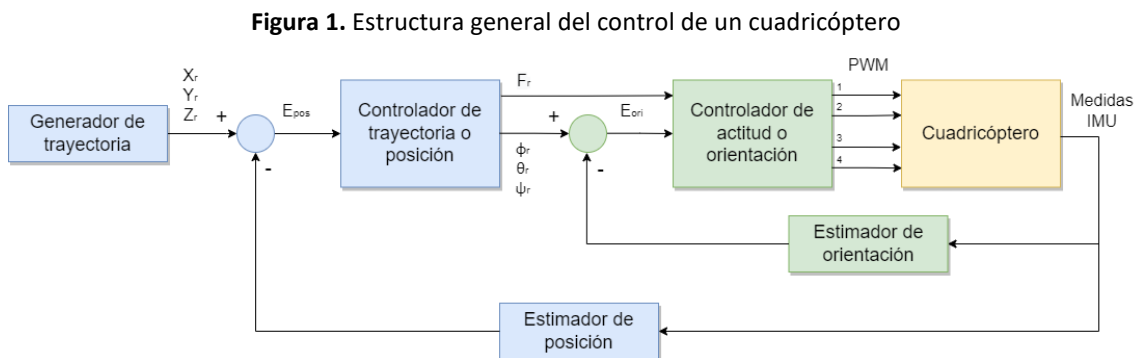
Figura 31. Ensayo de estabilización con referencias en escalón.....	49
Figura 32. Control de actitud ante referencias trapezoidales	50
Figura 33. Control de actitud ante referencias senoidales 1	51
Figura 34. Control de actitud ante referencias senoidales 2	51
Figura 35. Control de actitud ante referencias senoidales 3	52
Figura 36. Control de actitud con escalones de guiñada	53
Figura 37. Control de trayectoria cuadrada, señales temporales.....	54
Figura 38. Control de trayectoria cuadrada, gráfica en XY	55
Figura 39. Control de trayectoria curva 1, señales temporales	55
Figura 40. Control de trayectoria curva 1, gráfica en XY.....	56
Figura 41. Control de trayectoria curva 2, señales temporales	56
Figura 42. Control de trayectoria curva 2, gráfica en XY.....	57
Figura 43. Control de trayectoria circular, señales temporales.....	57
Figura 44. Control de trayectoria circular, gráfica en XY	58
Figura 45. Control de trayectoria en ocho, señales temporales.....	58
Figura 46. Control de trayectoria en ocho, gráfica en XY	59
Figura 47. Control de trayectoria cuadrada con altitud, señales temporales	59
Figura 48. Control de trayectoria cuadrada con altitud, gráfica en XYZ	60
Figura 49. Control de trayectoria en espiral, señales temporales	61
Figura 50. Control de trayectoria en espiral, gráfica en XYZ.....	61
Figura 51. Control de trayectoria en espiral 2, señales temporales	62
Figura 52. Control de trayectoria en espiral 2, gráfica en XYZ.....	63

Capítulo 1 – Introducción y objetivos

1.1. Introducción

El presente trabajo final de máster tiene como objetivo desarrollar una plataforma híbrida implementación-simulación a tiempo real, con la finalidad de estudiar el control completo de un cuadricóptero en condiciones donde el vuelo libre no sea posible. Se basa en buscar una solución a medio camino entre la implementación completa en el cuadricóptero o el estudio a base de simulaciones. Debido a que el control de trayectoria es el más restrictivo frente a los requisitos de espacio y de seguridad, se ha decidido desacoplarlo e incorporarlo como una simulación en un PC. No obstante, cabe resaltar que se implementa y trabaja con el control de actitud en el cuadricóptero real, así como se intercambia información en tiempo real con el modelo simulado para llevar a cabo el control completo.

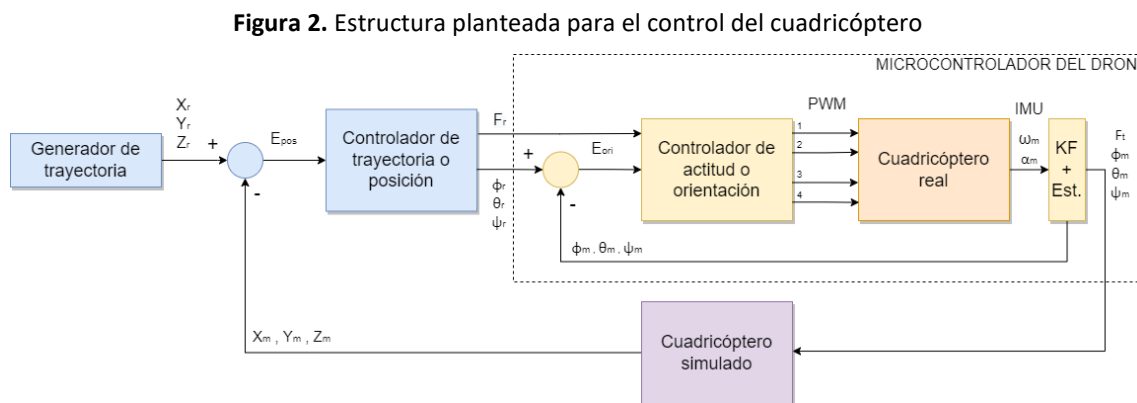
En primer lugar, repasaremos los conceptos que forman la base del trabajo. En la **Figura 1** se puede observar una estructura de control general para un cuadricóptero, donde destacan los dos bucles de control: en el bucle interno, por medio del control de actitud se consigue controlar la orientación del dron en los tres ángulos de alabeo (ϕ), cabeceo (θ) y guiñada (ψ); mientras que, en el bucle externo, el de trayectoria se encarga de enviarle las referencias para llevar al dron a las posiciones deseadas en el espacio.



Fuente: Elaboración propia

Capítulo 1 – Introducción y objetivos

En este trabajo, se adapta el esquema anterior (**Figura 1**) para entornos de espacio reducido, donde volar libremente con el cuadricóptero no es una opción para testear diferentes tipos de control, como es el caso del laboratorio donde se realizaron los ensayos. La solución planteada es una plataforma híbrida de simulación en tiempo real y vuelo controlado del dron, cuya finalidad es principalmente educativa. En la siguiente **Figura 2**, se distingue la separación entre el control de actitud y el de trayectoria, de esta manera, se controla 3 grados de libertad (g.d.l) con el cuadricóptero real (orientación) y los otros 3 g.d.l referentes a la posición mediante los datos extraídos de la simulación en tiempo real.



Fuente: Elaboración propia

En la estructura de la figura anterior, cabe destacar que el modelo del cuadricóptero utilizado se adapta al dron empleado en el laboratorio, para ello se ha desarrollado la simulación a partir de los planos de CAD proporcionados por el fabricante. El objetivo del simulador de vuelo es obtener la posición del dron a partir de los estados del cuadricóptero en tiempo real, además de permitir una visualización de la trayectoria descrita por este. Dado que esta parte del programa se realiza en una herramienta externa del microcontrolador del cuadricóptero (ej. PC), se necesita de una comunicación bidireccional entre ambas partes (**Figura 3**).

El proceso para llevar a cabo el desarrollo de esta plataforma es descrito en los seis capítulos de esta memoria. En primer lugar, se detalla el desarrollo teórico que se utiliza para implementar el modelo del cuadricóptero en la simulación y el control del sistema, donde se plantea los controladores de actitud y de trayectoria que han sido

Capítulo 1 – Introducción y objetivos

implementados posteriormente. En segundo lugar, se procede al desarrollo del simulador como base para el control de trayectoria del cuadricóptero. En tercer lugar, fue la integración del controlador de actitud, tras lo cual se implementó el sistema de comunicaciones entre el cuadricóptero y el simulador. En cuarto lugar, se cerró el bucle de control con el de trayectoria y se realizaron diversos ensayos para su validación. Para finalizar, se extraen las conclusiones de este trabajo, así como posibles mejoras o posibles trabajos futuros. En el anexo se ha dejado la información referente al modelo de cuadricóptero que se ha utilizado en los ensayos y los resultados de estos.

En este trabajo final de Máster en Ingeniería Mecatrónica se ha realizado un análisis multidisciplinar del sistema basándose en las cuatro ramas principales de esta ingeniería (control, electrónica, mecánica e informática). Aunque los pilares fundamentales de este trabajo son el control y la robótica, las otras ramas están presentes en el trabajo. Por ejemplo, se ha ampliado el desarrollo teórico con conceptos del sistema electromecánico del cuadricóptero, con la finalidad de poder realizar estimaciones de la descarga de las baterías en las simulaciones. Por otro lado, en la implementación del controlador de actitud y de las comunicaciones destacan las ramas de informática y de la electrónica.

Se ha realizado una búsqueda de trabajos que hayan propuesto ideas similares, por ejemplo, en [1] se desarrolló una plataforma de pruebas para el control de trayectoria en laboratorio con cámaras, mientras que en [2] se utilizaron las propias cámaras de cuadricóptero para el control de vuelo. Desde el punto de vista del desarrollo teórico de controladores para cuadricópteros, en [3] se realizó un estudio en detalle comparando diversas estrategias en un estado del arte, el cual fue complementado con su diseño e implementación en un simulador de vuelo. Sin embargo, con este trabajo se aporta un punto de vista distinto a estos anteriores debido a que se incorporan simulaciones en tiempo real que trabajan con el controlador implementado en el dron. Esta estrategia de control no es una novedad, ha sido aplicada en robots y drones previamente, pero desde este trabajo se le da un enfoque diferente al tratar con simulaciones e implementaciones del control orientadas a la docencia.

1.2. Objetivos

El programa desarrollado está pensado para que el cuadricóptero funcione con el control de actitud mientras que, externamente, se realice una simulación con el control de trayectoria que interactúa con el dron. Para ello es necesario una comunicación efectiva bidireccional entre el dron y la herramienta externa (ej. PC). Dependiendo del espacio disponible para las pruebas, se puede limitar a trabajar el dron real en 3 grados de libertad (g.d.l) o con otras restricciones.

Figura 3. Estructura de la plataforma del trabajo



Fuente: Elaboración propia

Entre los beneficios que puede aportar esta plataforma, destaca que aumenta la flexibilidad en el aprendizaje del manejo de cuadricópteros, ya que permite distintas configuraciones adaptadas a cada usuario. En este trabajo se plantea un control de actitud y trayectoria determinados, pero con esta herramienta se pueden implementar y comparar distintas estrategias de control, desde una perspectiva más segura para el personal y el material empleado. Se espera que pueda resultar útil en la docencia, así como en la implementación para nuevos prototipos.

Por último, se resaltan los hitos que se plantean conseguir con en este TFM. En la siguiente lista se exponen los más importantes:

Capítulo 1 – Introducción y objetivos

- Diseño e implementación de un controlador de actitud en el dron, comunicación con un PC para extraer los datos en tiempo real.
- Simulación del cuadricóptero, primero con datos simulados y posteriormente a partir de los estados actuales del dron.
- Diseño e implementación de un controlador de trayectoria, comunicación con el dron para enviar las referencias.
- Integración en una interfaz que permita monitorizar tanto los estados simulados como los reales.

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

En este capítulo se introducen las ecuaciones matemáticas utilizadas para el modelado del cuadricóptero en el simulador. En primer lugar, se describe el modelado dinámico del dron y después, se amplía con las ecuaciones del sistema electromecánico que incluye a las baterías, los motores y los rotores. Para finalizar, se analiza la estructura de los controladores empleados en la implementación partiendo de los dos bucles de control principales: el de actitud y el de trayectoria.

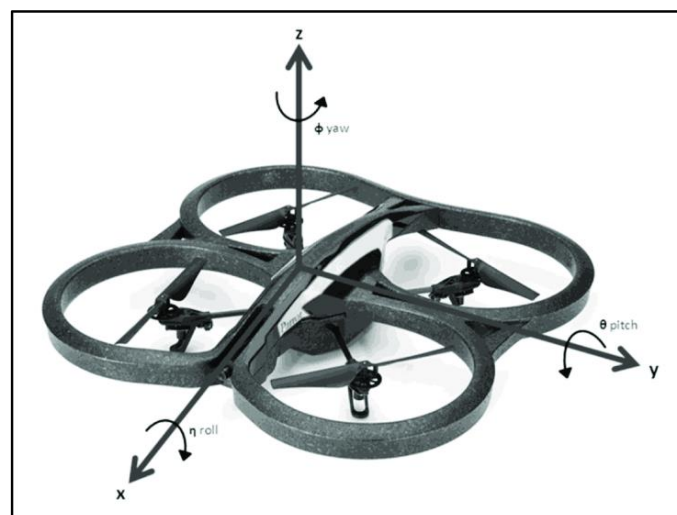
2.1. Modelado del sistema

2.1.1. Modelado dinámico del cuadricóptero

Las ecuaciones dinámicas para el modelo han sido adaptadas para el dron utilizado a partir otros modelos [5][6]. En el modelo del cuadricóptero se utilizan las siguientes hipótesis:

- El cuerpo del dron es rígido y simétrico, se asume que las hélices no sufren ninguna deformación.
- El centro de masas coincide con el centro geométrico.

Figura 4. Sistema de referencia del dron y movimientos de rotación

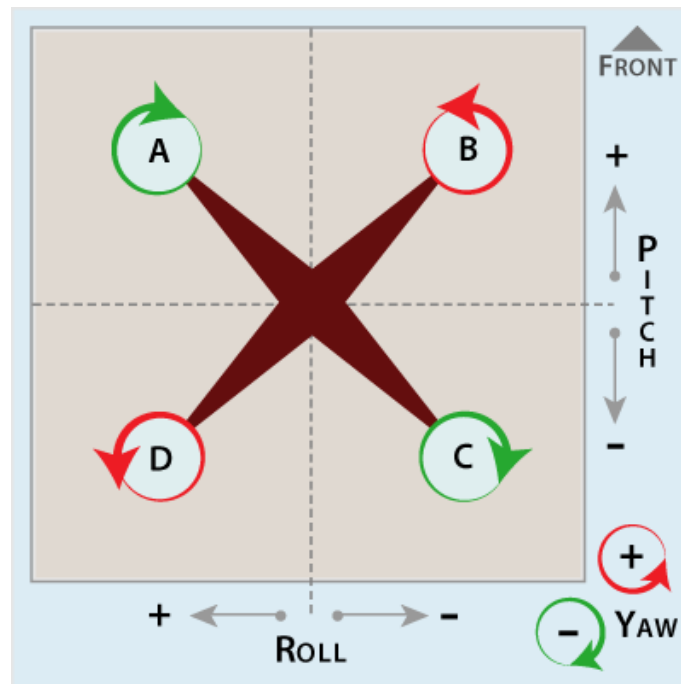


Fuente: D. Maravall [5]

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

Tal como su nombre indica, esta clase de dron cuenta con 4 rotores como actuadores, donde el control actúa variando la velocidad de giro de estos de forma independiente para conseguir el empuje deseado. Por ello, es considerado como una aeronave subactuada, lo cual reduce el peso necesario de los actuadores [9]. Existen dos tipos de configuraciones para los cuadricópteros comunes: en “x” o en “+”. En este trabajo nos centramos en analizar la configuración en “x” ya que es la que posteriormente se utiliza en la implementación, esta suele ser empleada para dar mayor estabilidad al sistema. En la **Figura 5** se puede observar el sentido de giro de cada rotor y los tres movimientos básicos de: alabeo (*roll*), cabeceo (*pitch*) y guiñada (*yaw*).

Figura 5. Configuración de los motores en un cuadricóptero en X



Fuente: autoquad.org

Con las hipótesis realizadas, se puede asumir que la matriz de inercias es constante y que los productos de inercia son nulos ($I_{xy}=I_{xz}=I_{yx}=I_{yz}=I_{zy}=I_{zx}=0$), debido a la simetría.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

El término giroscópico (Γ) no es nulo cuando las velocidades de los motores A y C no se cancelan con las del B y el D (respecto a la **Figura 5**).

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

$$\begin{bmatrix} \Gamma_x \\ \Gamma_y \\ \Gamma_z \end{bmatrix} = I_r \cdot (\omega_B + \omega_D - \omega_A - \omega_C) \cdot \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ -\dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

- Fuerza o empuje resultante de los cuatro rotores:

$$F_{r_{tot}} = F_{rA} + F_{rB} + F_{rC} + F_{rD} \quad (3)$$

- Momento de alabeo o *roll*:

$$M_\phi = (F_{rA} + F_{rD} - F_{rB} - F_{rC}) \cdot \frac{l\sqrt{2}}{2} \quad (4)$$

- Momento de cabeceo o *pitch*:

$$M_\theta = (F_{rA} + F_{r2B} - F_{rC} - F_{rD}) \cdot \frac{l\sqrt{2}}{2} \quad (5)$$

- Momento de guiñada o *yaw*:

$$M_\psi = M_{rB} + M_{rD} - M_{rA} - M_{rC} \quad (6)$$

- Las ecuaciones dinámicas de rotación son:

$$\ddot{\phi} = \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) \cdot \dot{\theta} \cdot \dot{\psi} + \frac{M_\phi - \Gamma_x}{I_x} \quad (7)$$

$$\ddot{\theta} = \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) \cdot \dot{\phi} \cdot \dot{\psi} + \frac{M_\theta - \Gamma_y}{I_y} \quad (8)$$

$$\ddot{\psi} = \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) \cdot \dot{\theta} \cdot \dot{\phi} + \frac{M_\psi - \Gamma_x}{I_z} \quad (9)$$

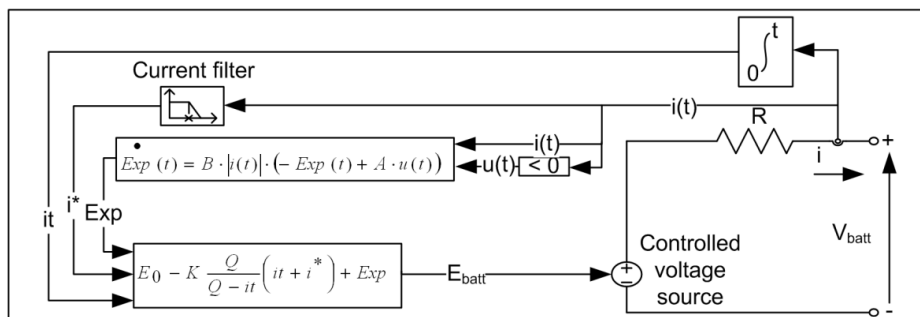
2.1.2. Sistema electromecánico

En este trabajo se amplía el modelo dinámico del cuadricóptero con las ecuaciones del sistema electromecánico. El objetivo es poder realizar un balance de potencia entre las distintas etapas en las simulaciones, desde la energía eléctrica que proporcionan las baterías hasta la potencia propulsiva de los rotores. Otra finalidad es poder realizar estimaciones de la descarga de las baterías, de esta manera, predecir el consumo en función de la trayectoria de vuelo.

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

En primer lugar, se describe el modelo utilizado para las baterías de LiPo a partir de las ecuaciones eléctricas, se ha preferido optar por un modelo simple que tiene menor coste computacional. En el modelo desarrollado en [6], se parte de las curvas de descarga de manera experimental para determinar las ecuaciones de tensión y corriente. Si bien este modelo genérico de batería se ajusta a las expectativas del trabajo, cabe destacar que no tiene en cuenta ni la temperatura ni el propio desgaste de las celdas.

Figura 6. Modelo experimental de batería con circuito equivalente



Fuente: Tremblay *et al.* [6]

Las ecuaciones de la celda se presentan a continuación, donde la parametrización es similar a los valores propuestos por los autores para baterías de ion-litio:

$$V_{bat}(t) = E(t) - R \cdot i(t) \quad (10)$$

$$E(t) = E_0 - K \frac{Q}{Q - it} (it(t) + i^*(t)) + A \cdot e^{-B \cdot it(t)} \quad (11)$$

$$it(t) = \int i(t) dt \quad (12)$$

$$SoC(t) = 1 - \left(\frac{it(t)}{Q} \right) \quad (13)$$

Siendo:

- V_{bat} es la tensión en bornes de una celda (V).
- R es la resistencia interna (Ω).
- $i/i^*/it$ son la corriente de la celda (A), la corriente filtrada (A) y el estado actual de carga (Ah) respectivamente.

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

- E_0 es la constante de tensión en vacío (V).
- K es la constante de polarización (V/Ah).
- Q es la capacidad nominal de la batería (Ah).
- A es la amplitud de la zona exponencial (V).
- B es la constante de tiempo inversa de la zona exponencial (Ah⁻¹).
- SoC es el estado de carga de la batería en tanto por uno.

En segundo lugar, se presentan las ecuaciones correspondientes a los motores eléctricos. En el modelo se emplean motores BLDC, por lo que se puede aproximar su comportamiento a un motor de CC si se engloba el motor con el controlador asociado, siendo T_L el par referente a la carga aplicada.

$$T_m(t) = K_t \cdot i(t) \quad (14)$$

$$U(t) = R \cdot i(t) + L \frac{di(t)}{dt} + K_v \cdot \omega(t) \quad (15)$$

$$T_m(t) - T_L(t) = J \frac{d\omega(t)}{dt} \quad (16)$$

Hay que tener en cuenta que con esta aproximación se desprecia la etapa de conmutación de los convertidores, por lo que tampoco se puede apreciar las señales en detalle. Por ejemplo, la forma trapezoidal de las tensiones aplicadas al estator.

Las siguientes ecuaciones corresponden a la etapa de la reductora, situada entre el rotor y el motor. El par efectivo a la salida de la reductora se puede calcular con las siguientes ecuaciones, dependiendo de la relación de transmisión (i_{red}) y de las pérdidas debidas a la fricción:

$$T_r = i_{red} \cdot (T_m - T_{p,f}) \quad (17)$$

$$T_{p,f} = k_{f,v} \cdot \omega_m + k_{f,s} \quad (18)$$

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

Por último, se muestran las ecuaciones referentes a los rotores que se obtienen a partir de la siguiente expresión. La ecuación de la resistencia aerodinámica o *drag* depende fundamentalmente de la velocidad, así como el coeficiente de *drag* (C_D). Este coeficiente depende del objeto y la dirección, de manera similar a la inercia, se puede asumir que la matriz de 3x3 se reduzca a la diagonal debido a la simetría del cuadricóptero.

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot C_D \cdot v^2 \quad (19)$$

Siendo:

- ρ es la densidad del aire.
- A es la superficie de referencia
- C_D es el coeficiente de *drag*.
- v es la velocidad del objeto en la dirección estudiada.

La ecuación anterior de la resistencia aerodinámica es aplicable tanto para el cálculo del par resistente de cada rotor en función de su velocidad de giro, como para la fuerza que se opone al movimiento del cuadricóptero.

En cuanto a las ecuaciones de los rotores, el coeficiente k_f relaciona la velocidad de giro del rotor con el empuje generado por este, de manera análoga, el coeficiente k_t relaciona esta velocidad con el par resistente.

$$F_r = k_f \cdot \omega_r^2 \quad (20)$$

$$M_r = k_t \cdot \omega_r^2 \quad (21)$$

$$P_r = M_r \cdot \omega_r = k_t \cdot \omega_r^3 \quad (22)$$

Las ecuaciones anteriores se pueden reestructurar en función de la señal de PWM de referencia, ya que es proporcional a la velocidad de giro de los motores. Estas expresiones son aproximaciones, en un modelo más completo pueden aparecer los términos referentes a la fricción en la ecuación de segundo grado. No obstante, en este

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

modelo se ha preferido englobar la fricción y la inercia del sistema (motor, reductora y rotor) haciendo referencia al eje del motor, se resume en las siguientes expresiones:

$$J_{tot} = J_{motor} + J_{red} + \frac{J_{rotor}}{i_{red}} \quad (23)$$

$$T_{p,f} = T_{f,motor} + T_{f,red} + \frac{T_{f,rot}}{i_{red}} \quad (24)$$

$$T_m(t) - \frac{M_r(t)}{i_{red}} - T_{p,f}(t) = J_{tot} \cdot \alpha_m(t) \quad (25)$$

2.2. Control del sistema

2.2.1. Filtro de Kalman para la medición de orientación

Antes de describir el controlador de actitud, es necesario destacar la importancia del filtro de Kalman en el sistema de control del cuadricóptero. En nuestro sistema real, existen estados (ej.: la orientación) que no son posibles de medir físicamente con sensores de manera directa, sin embargo, es posible estimar sus valores mediante observadores. En este trabajo se plantea el filtro de Kalman para medir los ángulos de alabeo y cabeceo del cuadricóptero, a partir del sistema lineal de ecuaciones con las medidas del giróscopo y del acelerómetro. Se parte de las aceleraciones para obtener una estimación inicial de la inclinación, la cual es filtrada con las medidas de velocidad. A continuación, se expone el desarrollo matemático [7][8] del filtro de Kalman para la medición de estos dos ángulos, donde cabe destacar que se emplea un filtro para cada uno.

El filtro de Kalman se compone de tres ecuaciones principales, las cuales se pueden clasificar dentro de dos etapas: predicción y corrección. Se parte de las ecuaciones del sistema lineal en espacio de estados, donde la matriz de estados del sistema es $[\alpha \quad \dot{\alpha}]^t$, siendo α el ángulo a medir con el filtro. La entrada del sistema es $[\omega_g]$, siendo ω_g la medida de velocidad angular correspondiente al ángulo. Por otro lado, A , B y C son las

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

matrices que definen al sistema; w y z son el ruido en el proceso y en la medida respectivamente. Se trabaja en un sistema discreto con un tiempo de muestreo dt , donde se indica el instante de tiempo con el subíndice k .

- Ecuación de los estados del sistema:

$$x_{k+1} = A \cdot x_k + B \cdot u_k + w_k \quad (26)$$

- Ecuación de las salidas del sistema

$$y_k = C \cdot x_k + z_k \quad (27)$$

- Matrices del sistema

$$\text{Matriz de transición} \rightarrow A = \begin{bmatrix} 1 & dt \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$\text{Matriz de entradas} \rightarrow B = \begin{bmatrix} dt \\ 0 \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$\text{Matriz de medidas} \rightarrow C = [1 \quad 0] \quad (30)$$

$$\text{Covarianza del ruido del proceso} \rightarrow S_w = \begin{bmatrix} w_k^2 & 0 \\ 0 & w_k^2 \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$\text{Covarianza del ruido de medida} \rightarrow S_z = [z_k^2] \quad (32)$$

$$\text{Estimación de la medida} \rightarrow y_{k+1} = [\alpha_{ac}] \quad (33)$$

$$\text{Matriz identidad} \rightarrow I = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (34)$$

En la fase de predicción, se obtienen las proyecciones para los estados (\hat{x}_{k+1}^*) y el error de covarianza (P_{k+1}^*). Se parte de una estimación inicial para \hat{x}_k y P_k .

- Predicción de los estados del sistema:

$$\hat{x}_{k+1}^* = A \cdot \hat{x}_k + B \cdot u_k \quad (35)$$

- Predicción del error de covarianza del sistema:

$$P_{k+1}^* = A \cdot P_k \cdot A^t + S_w \quad (36)$$

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

En la fase de corrección, se realiza el cálculo de la ganancia de Kalman y se actualizan las predicciones de los estados y del error de covarianza. A partir de las medidas de aceleración normalizadas se obtiene una estimación de los ángulos de inclinación:

$$\varphi_{ac} = \arctan\left(\frac{a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}}\right) \quad (37)$$

$$\theta_{ac} = \arctan\left(\frac{a_y}{\sqrt{a_x^2 + a_z^2}}\right) \quad (38)$$

- Cálculo de la ganancia de Kalman:

$$K_{k+1} = P_{k+1}^* \cdot C^t (C \cdot P_{k+1}^* \cdot C^t + S_z)^{-1} \quad (39)$$

- Actualización de los estados del sistema con la medida y_k :

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_{k+1}^* + K_{k+1} (y_k - C \cdot \hat{x}_{k+1}^*) \quad (40)$$

- Actualización del error de covarianza del sistema:

$$P_{k+1} = P_{k+1}^* (I - K_{k+1} \cdot C) \quad (41)$$

En cuanto al ángulo de guiñada, inicialmente se planteó un filtro de Kalman similar al anterior a partir de las mediciones del giróscopo y del magnetómetro, partiendo de casos similares que han sido estudiados previamente. Finalmente se descartó esta opción, este se implementó a partir de la integración de la velocidad angular del giróscopo, debido a que el magnetómetro tiene fallos de medición en el cuadricóptero utilizado, este es susceptible a las perturbaciones electromagnéticas y necesita ser reiniciado cada cierto tiempo.

2.2.2. Controlador de actitud

El objetivo del controlador de actitud es llevar al dron a la orientación deseada con los ángulos de Euler de referencia en el menor tiempo de establecimiento posible, encargándose de la estabilización del cuadricóptero. Forma parte del bucle de control interno, donde se emplean las salidas del control de trayectoria (ref. de orientación) para actuar sobre cada motor de manera independiente.

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

El error de cada ángulo se obtiene con las siguientes expresiones, siendo r la referencia de orientación y d la medición obtenida con el observador.

$$e_{\varphi} = r_{\varphi} - d_{\varphi} \quad (42)$$

$$e_{\theta} = r_{\theta} - d_{\theta} \quad (43)$$

$$e_{\psi} = r_{\psi} - d_{\psi} \quad (44)$$

Se ha planteado una estructura de PID en paralelo, donde f es la medida de velocidad angular del giróscopo tras filtrar. Cabe resaltar que los parámetros utilizados para el de cabeceo y alabeo pueden ser equivalentes, dado que se puede asumir que tienen el mismo comportamiento si el dron es simétrico.

$$u_{\varphi}(s) = K_{p,\varphi} \cdot e_{\varphi} + K_{i,\varphi} \frac{e_{\varphi}}{s} - K_{d,\varphi} \cdot f_{\varphi} \quad (45)$$

$$u_{\theta}(s) = K_{p,\theta} \cdot e_{\theta} + K_{i,\theta} \frac{e_{\theta}}{s} - K_{d,\theta} \cdot f_{\theta} \quad (46)$$

$$u_{\psi}(s) = K_{p,\psi} \cdot e_{\psi} + K_{i,\psi} \frac{e_{\psi}}{s} - K_{d,\psi} \cdot f_{\psi} \quad (47)$$

Además, el controlador de actitud también se encarga de ajustar la acción de control referente al empuje en función de la inclinación del cuadricóptero. Esta acción de control se ha dividido en tres: la referente al control de altitud que viene dada por el control de trayectoria ($u_{T,h}$), la de ajuste por inclinación ($u_{T,i}$) y la que hace referencia al punto de equilibrio escogido ($u_{T,0}$). Esta última es la acción de control necesaria para mantener al cuadricóptero sobrevolando a una altura constante sin inclinación.

$$u_T = u_{T,h} + u_{T,i} + u_{T,0} \quad (48)$$

El ajuste debido a la inclinación del dron se realiza para que la proyección vertical del empuje total se cancele con el peso. Con una estimación del empuje total, se puede descomponer en su componente vertical conociendo los ángulos cabeceo y alabeo:

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

$$T_Z = \frac{T_{tot,e}}{\cos(\varphi) \cos(\theta)} \quad (49)$$

Dado que la fuerza peso se puede considerar constante de valor $-m \cdot g$, se propone un controlador PI para el control del *hover* del cuadricóptero. Hay que tener en cuenta que puede entrar en conflicto con el controlador de altura, en este trabajo solo se utiliza cuando se trabaja en el plano XY. En las simulaciones o ensayos en los ejes XYZ se integra dentro del controlador de altitud.

$$u_{T,i} = K_{p,T} \cdot e_T + K_{i,T} \frac{e_T}{s} \quad (50)$$

Finalmente, se relacionan las acciones de control de orientación con las referencias de empuje de cada motor ($F=k \cdot \omega^2$). En el caso de un cuadricóptero en X (**Figura 5**), la matriz de mezclado de los motores es la siguiente:

$$\begin{pmatrix} F_{rA} \\ F_{rB} \\ F_{rC} \\ F_{rD} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & -1 & -1 \\ 1 & 1 & -1 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u_T \\ u_\varphi \\ u_\theta \\ u_\psi \end{pmatrix} \quad (51)$$

2.2.3. Controlador de trayectoria

El controlador de trayectoria forma parte del bucle externo de control, se encarga de actuar sobre el control de actitud con las referencias de orientación y empuje, que se obtienen a partir de las coordenadas (X, Y, Z) del trayecto a seguir.

Se ha planteado una estructura donde se controla el movimiento en el plano XY con los ángulos de inclinación del cuadricóptero (cabeceo y alabeo), mientras que se controla la altitud variando la referencia de empuje total. La estructura es similar al controlador de actitud, donde se emplea un controlador PID para cada coordenada.

$$u_x(s) = K_{p,x} \cdot e_x + K_{i,x} \frac{e_x}{s} - K_{d,x} \cdot \dot{f}_x \quad (52)$$

Capítulo 2 – Desarrollo teórico

$$u_y(s) = K_{p,y} \cdot e_y + K_{i,y} \frac{e_y}{s} - K_{d,y} \cdot \dot{f}_y \quad (53)$$

$$u_z(s) = K_{p,z} \cdot e_z + K_{i,z} \frac{e_z}{s} - K_{d,z} \cdot \dot{f}_z \quad (54)$$

Finalmente, se convierten las acciones de control referentes a los ejes de coordenadas globales a las referencias que se han definido previamente en el control de actitud. Para ello, se parte de la estimación del ángulo de guiñada (ψ), donde se relaciona con la siguiente matriz de rotación:

$$\begin{pmatrix} r_\theta \\ r_\varphi \\ u_{T,h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & -\cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{pmatrix} \quad (55)$$

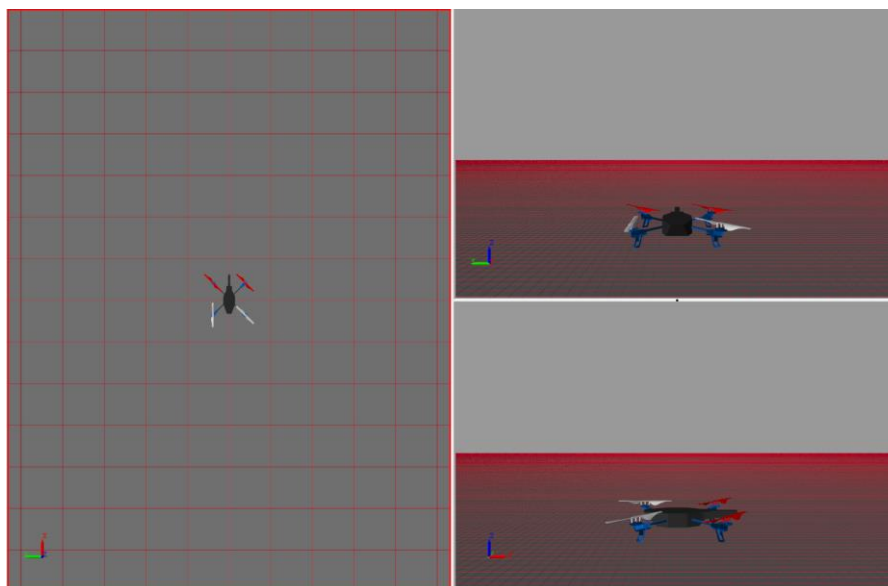
Capítulo 3 – Simulación

En este capítulo se empieza describiendo el simulador que se ha utilizado como base para el programa, este modelo es empleado para realizar el control de trayectoria en simulación a tiempo real. La finalidad de este simulador es realizar el control de trayectoria a partir del estado del cuadricóptero del laboratorio, por este motivo nos centramos en los aspectos del modelo teórico que puedan ser utilizados posteriormente en la plataforma híbrida. Por último, se exponen los resultados obtenidos de un ensayo simulado.

3.1. Desarrollo del simulador

Como herramienta para el desarrollo del simulador se ha escogido Simulink, donde en este se emplea el CAD del AR.Drone 2.0 en Simscape Multibody. Estas piezas de CAD son disponibles en la página del fabricante. A continuación, se presentan unas vistas que tiene el simulador finalizado con el dron, así como los datos principales de las piezas.

Figura 7. Vistas configuradas en el simulador



Fuente: elaboración propia

Capítulo 3 – Simulación

Hay que tener en cuenta que se utiliza la misma configuración que la del cuadricóptero del laboratorio, esto es sin cubierta exterior ni batería por lo que el peso total es de 253 g. Para ello, se ha empleado una densidad uniforme de $0,4768 \text{ g/cm}^3$ para las piezas.

Tabla 1. Características de las piezas del CAD del cuadricóptero

Piezas	Volumen (cm ³)	Peso (g)
Cuerpo	424,3	202,3
Cross-link	90,3	46,8
Rotor	4	1,91
TOTAL	530,6	253

Fuente: elaboración propia

Dado que el objetivo del simulador es calcular la trayectoria que seguiría el cuadricóptero a partir del control de actitud en tiempo real, el primer paso es definir que variables son necesarias para ello. En nuestro caso se plantean dos alternativas principales:

- Emplear las velocidades de giro o empuje de cada rotor por separado.
- Utilizar los ángulos que definen la orientación del dron en el espacio y el empuje total equivalente de los cuatro rotores.

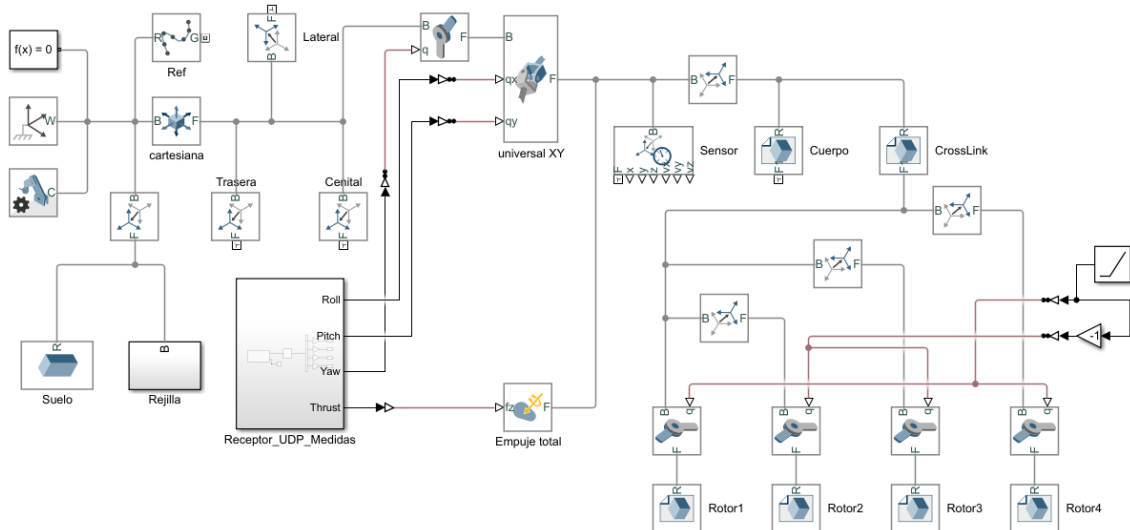
Aunque en ambos casos se puede resolver el problema con 4 variables, en nuestro caso se ha preferido utilizar la segunda alternativa, dado que con este método se consigue que la simulación siga la orientación del modelo real. Por otro lado, en este simulador se han utilizado dos variantes según se trabaja en el plano XY o en el espacio XYZ, debido a que el principal objetivo es simular la etapa de vuelo normal, por lo que los despegues/aterrizajes no son estudiados en detalle.

Simscape Multibody nos permite ensamblar las piezas de CAD descritas previamente en nuestro esquema de Simulink, de esta manera, se puede simular el comportamiento del cuadricóptero completo. En la **Figura 8** se muestra el ensamble con

Capítulo 3 – Simulación

las 3 piezas utilizadas, así como los elementos básicos que son necesarios para la simulación.

Figura 8. Ensamble de las piezas y configuración básica en Simulink



Fuente: elaboración propia

Los elementos que componen el programa para la simulación se pueden clasificar en los siguientes grupos:

- **Bloques básicos del solver:** en estos se puede configurar la tolerancia del solver empleado, la posición del eje global de referencia y la configuración del mecanismo. En este último se introduce la fuerza de la gravedad en el sistema.
- **Bloques de CAD:** en cada bloque *file solid* se puede montar una pieza de CAD del cuadricóptero. Hay que tener en cuenta que estos usan el sistema de referencia local con el que se realizó la pieza.
- **Transformaciones rígidas:** en cada una se puede configurar movimientos de translación y de rotación para cambiar el sistema de referencia de la entrada. En conjunto con las articulaciones, son necesarias para realizar el ensamblaje de las piezas. También se pueden utilizar para tener vistas adicionales del modelo 3D.

Capítulo 3 – Simulación

- Articulaciones: son las que otorgan los grados de libertad a las distintas piezas del sistema. Por ejemplo, en los rotores se emplean pares de revolución a velocidad constante, para dar sensación de movimiento de manera sencilla. Se ha preferido separar el movimiento de guiñada del de inclinación, por ello se emplean por un lado una de revolución y por otro una junta universal en XY. Para finalizar, dependiendo de si se quiere mover el cuadricóptero en un plano o en el espacio, se pueden utilizar la junta rectangular o cartesiana respectivamente.
- Actuadores y medidas: son el caso de las fuerzas externas aplicadas y de los sensores. Por ejemplo, se utiliza una fuerza equivalente al empuje total de los rotores en el centro de gravedad del cuadricóptero, siempre perpendicular al cuerpo de este. En ese mismo punto, también se ha colocado un sensor para las mediciones de posición y velocidad.
- Bloques auxiliares: para visualizar la trayectoria en el simulador, se emplea el bloque *spline* el cual realiza una curva a partir de la interpolación de los puntos de referencia. Por otro lado, se ha colocado un suelo ficticio con rejilla 10 metros por debajo del suelo real. Con estas dos medidas se puede apreciar claramente el movimiento del cuadricóptero en el simulador.
- Comunicaciones: en el caso en el que se realice la simulación en tiempo real con los datos del cuadricóptero, es necesario el bloque receptor con UDP. Este se encarga de recibir periódicamente las cuatro variables de interés. Posteriormente, cuando el controlador de trayectoria se encuentra en funcionamiento se utiliza un bloque similar para el envío por UDP al dron.

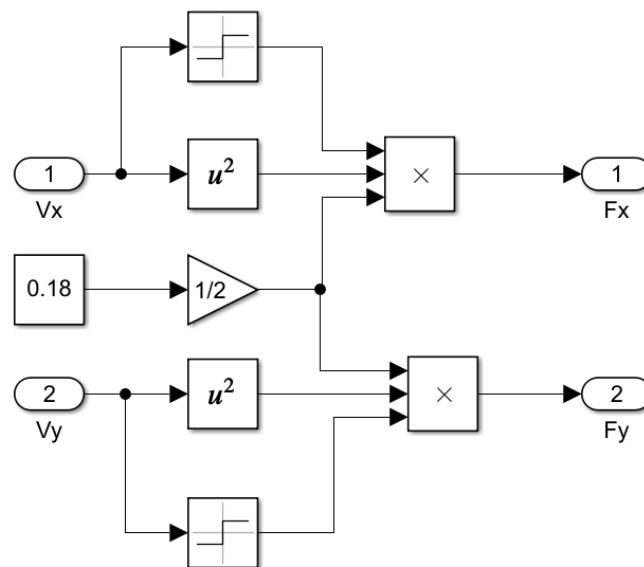
A la hora de implementar la resistencia aerodinámica del dron en la simulación, partimos del problema de que se desconocen los coeficientes aerodinámicos del modelo cuadricóptero utilizado, tampoco se ha podido utilizar ningún método empírico mediante ensayos. Por este motivo, se ha realizado una estimación a partir de otros datos conocidos del cuadricóptero, se ha asumido que su valor es constante e igual en todas las direcciones y se han utilizado las siguientes características:

Capítulo 3 – Simulación

- Velocidad en modo rápido del dron: 18 km/h
- Inclinación máxima programable (*pitch*): 30°
- Peso en la versión *outdoor*: 400 g
- Estimación del empuje total necesario para mantener la altitud: 4,53 N

La solución se ha obtenido por convergencia con las ecuaciones dinámicas. Se han englobado todos los coeficientes de la ecuación (19) en un solo termino, este ha resultado de 0,09 siendo la ecuación resultante $D_e = 0,09 \cdot v^2$. En la **Figura 9**, se expone el método utilizado para su implementación en el modelo. Debido a que es una fuerza que se opone al movimiento, se parte de las mediciones de velocidad en cada dirección.

Figura 9. Subsistema para el cálculo de la resistencia aerodinámica en XY



Fuente: Elaboración propia

Finalmente, la simulación de la descarga de batería se implementa a partir del empuje total de los rotores. En primer lugar, se transforma esta fuerza en la potencia eléctrica consumida por los motores, para ello, se emplean los parámetros de la curva de par-velocidad y una estimación del rendimiento:

Capítulo 3 – Simulación

$$P_{el} = \frac{M \cdot \omega}{\eta} = \frac{F_{rtot} \cdot c_T \cdot k_1 \cdot \left(k_2 + \sqrt{k_3 + k_4 \cdot \frac{F_{rtot}}{n_{mot}}} \right)}{\eta} \quad (56)$$

Siendo:

- P_{el} es la potencia eléctrica que absorben los motores.
- M es el par equivalente generado por los rotores.
- ω es la velocidad de giro de los rotores.
- F_{rtot} es el empuje total generado por los rotores.
- η es el rendimiento estimado en 0,8.
- c_T es la relación entre empuje y par con un valor de 0,036 Nm/N.
- k_1 es el primer coeficiente de la curva con un valor de 4,54.
- k_2 es el segundo coeficiente de la curva con un valor de -67.
- k_3 es el tercer coeficiente de la curva con un valor de 4489
- k_4 es el cuarto coeficiente de la curva con un valor de 11000.
- n_{mot} es el número de motores con un valor de 4 unidades.

A partir de la ecuación (13) y de estimación de potencia anterior, se puede calcular el estado de carga de la batería (SoC) conociendo la capacidad nominal de la batería. En el caso del cuadricóptero estudiado, este cuenta con una de 1500 mAh, pero debido a los siguientes motivos su capacidad efectiva disminuye:

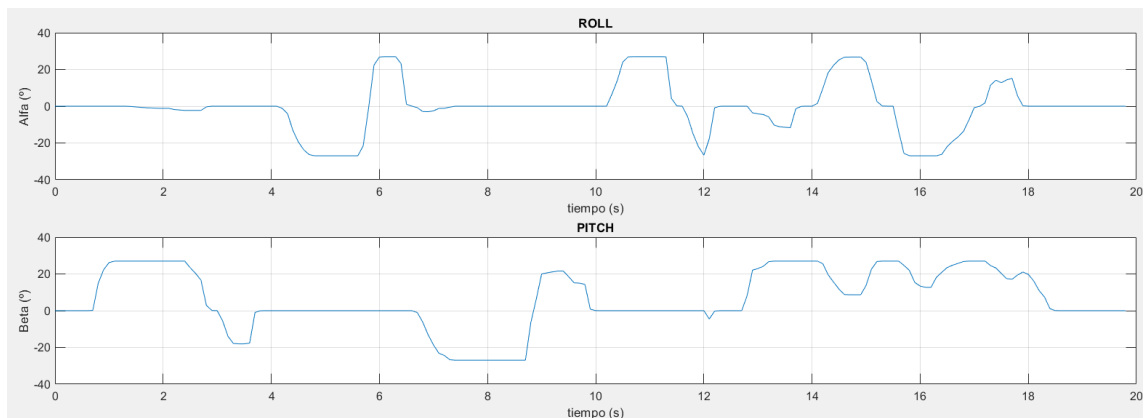
- Por motivos de seguridad, es recomendable dejar un margen de entre 5-10 % de carga para realizar el aterrizaje final. De esta manera, la tensión mínima de corte es ligeramente superior a la de las celdas. Por otro lado, es posible que los ESC tengan una tensión mínima más restrictiva lo que reduciría aún más la capacidad efectiva.
- La tasa de descarga influye en la capacidad, con descargas en 10-15 minutos se reduce frente a periodos más largos.

Debido a estas razones, se ha utilizado una batería con una capacidad equivalente de 8,1 Wh. Los resultados que se obtuvieron en las simulaciones concuerdan con las suposiciones realizadas, ajustándose al comportamiento de las celdas del modelo real.

3.2. Resultados de las simulaciones

Los resultados que se exponen a continuación han sido obtenidos a partir de una simulación con el cuadricóptero desplazándose en el plano XY. Se han empleado datos de orientación de ensayos con el dron del laboratorio, de esta manera, se puede comprobar el comportamiento del sistema para posteriormente implementar el control.

Figura 10. Orientación del cuadricóptero durante la simulación



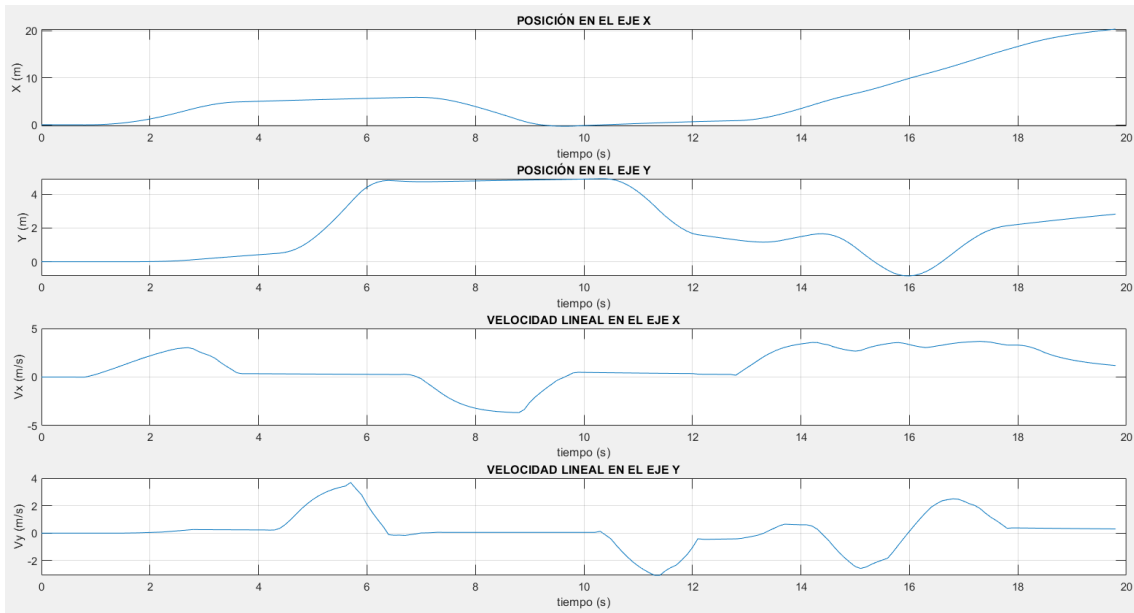
Fuente: Elaboración propia

En cuanto a la velocidad lineal máxima que puede alcanzar el cuadricóptero sobrevolando a una altura constante, esta converge a 14 km/h con un ángulo de inclinación de 30°. Hay que tener en cuenta que el modelo del dron utilizado en las simulaciones es más ligero que el modelo convencional ya que se aproxima a la disposición del usado en el laboratorio, por este motivo necesita menor empuje. Por otro lado, esta velocidad máxima depende en gran medida de la resistencia aerodinámica, donde la estimación realizada para su obtención puede considerarse aceptable, debido a que el resultado obtenido entra dentro del margen esperado (**Figura 11**).

La tasa de descarga de la batería (**Figura 12**) concuerda con la reducción de peso del modelo simulado, en este caso la duración de la batería rondaría los 20 minutos. No obstante, este valor puede variar en función del peso del cuadricóptero, del control empleado, así como de la batería seleccionada para la simulación.

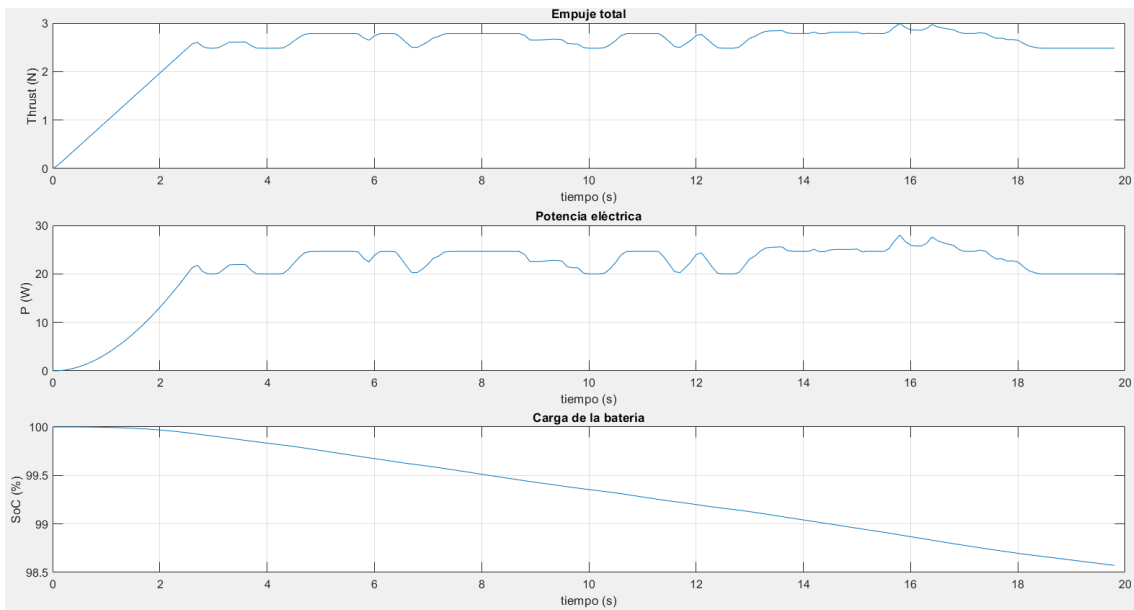
Capítulo 3 – Simulación

Figura 11. Posición y velocidad del cuadricóptero durante la simulación



Fuente: Elaboración propia

Figura 12. Otros estados del cuadricóptero durante la simulación



Fuente: Elaboración propia

Un aspecto importante que se deja como propuesta de mejora en trabajos futuros es la validación y ampliación del simulador desarrollado, debido a que en el laboratorio no se han podido realizar ensayos de vuelo libre con el cuadricóptero.

Capítulo 4 – Implementación

En este capítulo se detalla el proceso seguido para realizar la implementación de los controladores en el cuadricóptero del laboratorio, en conjunto con el simulador que trabaja en el PC. Los ensayos realizados en este proyecto se han hecho con el dron situado sobre una base articulada, tal como se puede observar en la **Figura 13**. Se ha preferido quitar la batería y suministrar energía mediante una fuente de alimentación externa de 12 V, con el fin de evitar los tiempos de carga de la batería que pueden durar 1h y media para un ciclo completo.

Figura 13. Disposición del dron sobre la base articulada



Fuente: Elaboración propia

La articulación en la base restringe los desplazamientos lineales del cuadricóptero (**Figura 14**), por lo que el control del dron se limita a 3 grados de libertad (g.d.l). El movimiento de cabeceo y alabeo del cuadricóptero queda limitado entre $\pm 25^\circ$ aproximadamente, debido a que la superficie de la base llega a tocar el anclaje. Por este motivo, las referencias para estos dos ángulos se han limitado en torno a $\pm 20^\circ$. Aunque en principio el ángulo de guiñada no presenta ninguna limitación, se ha limitado entre $\pm 180^\circ$ para no enrollar el cable de la fuente de alimentación y no provocar tensiones externas. Estas limitaciones anteriores entran dentro de los ángulos de trabajo normales para un dron de estas características.

Capítulo 4 – Implementación

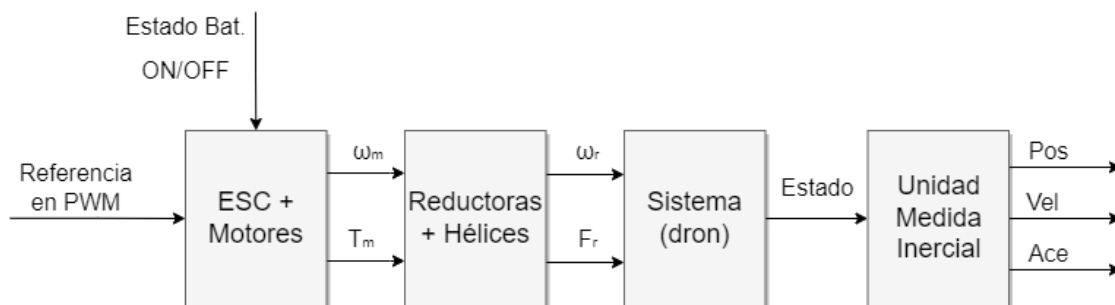
Figura 14. Articulación de la base del dron



Fuente: Elaboración propia

En el siguiente esquema de la **Figura 15** se han separado los principales elementos que componen la planta del sistema estudiado. Las acciones de control son las señales PWM para cada motor, las cuales marcan una velocidad de giro de referencia para el control de los motores mediante los ESC. El sistema solo está activo si los motores se encuentran armados y hay suficiente nivel de carga en la batería. En la siguiente etapa, se realiza la transformación de la velocidad y par de salida de los motores a velocidad de giro y empuje de las hélices, pasando por una etapa intermedia de las reductoras. Por último, en el dron real se obtienen las mediciones de los sensores de la IMU para estimar la posición y orientación de este.

Figura 15. Diagrama de la planta del cuadricóptero



Fuente: Elaboración propia

4.1. Introducción a la implementación en el dron

En este trabajo se utiliza la siguiente librería de Matlab para el AR.Drone 2.0 [10] para ayudar a implementar el código en Simulink, el cual trabaja en conjunto con el simulador desarrollado en el capítulo anterior. En primer lugar, se describe el proceso para empezar a usar esta librería con el dron.

1. Se conecta al dron su fuente de alimentación, puede ser la batería por defecto o en nuestro caso una fuente externa.
2. Se conecta el ordenador al Wifi del dron, deberá aparecer con el nombre “ardrone2” seguido de seis números que dependen del modelo.
3. Si es la primera conexión, verificar que el dron se asigna la dirección IP “198.168.111.1” y el PC la “198.168.111.2”. Se pueden cargar los parámetros de calibración para los sensores del cuadricóptero o volver a obtener.
4. Cargar el programa de Simulink con el control de actitud. El proceso para que se ejecute en modo externo en el dron es: compilar → conectar → ejecutar.
5. Ejecutar el programa de Simulink con el simulador de trayectoria, se puede seguir una preprogramada o controlar con un joystick.

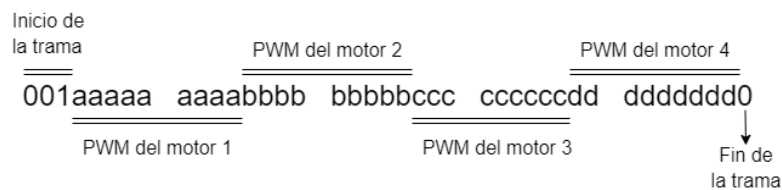
La base de la librería es un conjunto de funciones en lenguaje de programación C, las cuales han sido adaptadas para funcionar como bloques en Simulink. Esta librería permite cargar el código de Simulink en el microcontrolador del dron, de esta manera, se puede sobrescribir un nuevo programa de control distinto al que lleva por defecto. Cuando se ejecuta un programa en modo externo se pueden realizar cambios en tiempo real, así como monitorizar las señales de interés en el PC.

Los bloques de la librería que se han empleado se pueden clasificar dentro de los siguientes grupos, se han dejado a parte los correspondientes al procesado de video.

Capítulo 4 – Implementación

- **Actuadores:** para que los bloques de salida de los motores y LEDs funcionen, es necesario colocar el que hace referencia a la función de inicialización de estos. Por un lado, el bloque de los motores recibe las señales de PWM deseadas para cada uno (0-100 %) y las pasa a una trama que envía al controlador. La trama (**Figura 16**) es un conjunto de 5 números de 8 bits (40 en total), donde el principio es de 3 bits (001) y el final en un único bit (0). Por tanto, cada señal de PWM se convierte en un número de 9 bits.

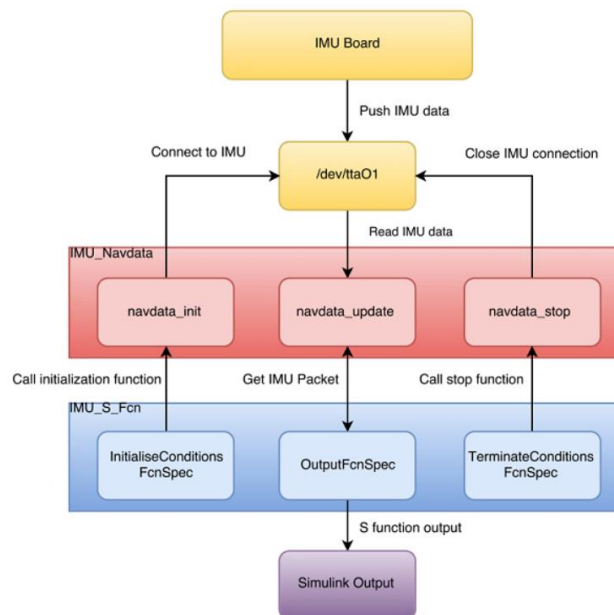
Figura 16. Formato de la trama para controlar los motores



Fuente: Elaboración propia

- **Sensores:** la librería engloba la información que proviene de la IMU (giróscopo, acelerómetro, magnetómetro y ultrasonido) en un bloque. El ajuste de la lectura de cada sensor depende de los parámetros de calibración del cuadricóptero.

Figura 17. Flujoograma del bloque de la IMU con sus funciones



Fuente: documentación de la librería "ARDrone Target"

Capítulo 4 – Implementación

- Comunicaciones: se ha comprobado como la mayoría de los bloques de envío por UDP de las librerías básicas de Simulink son compatibles con el compilador utilizado. Sin embargo, para la recepción de información por UDP ha sido necesario implementar el código con una “S-Function”. De esta manera, se envía y recibe datos con UDP en el cuadricóptero, el cual se comunica con el PC.

La frecuencia de muestreo de la IMU es de 400 Hz ($T = 2,5$ ms), se escoge este tiempo de muestreo ya que por debajo de 200 Hz se puede perder información (recomendación del autor de la librería). Este tiempo de muestreo marca la discretización de las funciones de transferencia realizadas, como por ejemplo para el controlador o los filtros.

4.2. Comunicaciones

Tal como ya se ha mencionado previamente, existe una comunicación bidireccional entre el programa que se ejecuta en el dron y el que hace de simulador en el PC. La conexión al AR.Drone 2.0 por wifi se puede realizar por medio de los protocolos de TCP y UDP, donde la principal diferencia es que con TCP hay mayor control sobre los paquetes para que lleguen a su destino, lo cual ocasiona menores pérdidas que con UDP. Sin embargo, por este mismo hecho la conexión es más lenta. Debido a que en los ensayos realizados no se ha podido apreciar una desventaja clara con UDP, finalmente se escogió este para realizar la implementación.

En primer lugar, cabe destacar que el tiempo de muestreo utilizado para estas comunicaciones es de 50 ms, esto es del orden de 20 veces superior al del controlador de actitud. La trama de datos que va desde el simulador hasta dron contiene las referencias de orientación, de empuje (solo en control XYZ) y de marcha/paro (opcional con joystick). El bloque de envío tiene las siguientes características:

- IP remota: 192.168.1.1

Capítulo 4 – Implementación

- Puerto: 15200

En cuanto al bloque receptor en el Simulink que funciona en modo externo, se han tenido que realizar una serie de modificaciones dado que los que vienen por defecto no funcionan correctamente. Al final se utilizó un bloque “S-Function” para cargar una función análoga a la de envío de datos por UDP en código C. Los parámetros necesarios de este bloque receptor son:

- Puerto: 15200
- Tamaño del buffer: 8 x n bytes (siendo n el número de variables de tipo double)
- Timeout: 25 ms

La decodificación de los bytes que provienen de este bloque depende de la configuración del bloque de envío, en nuestro caso, se utiliza un bloque “Byte Unpack” con byte de alineamiento 1.

La otra trama de datos que va desde el dron hasta el PC contiene la estimación de los tres ángulos de Euler y de empuje total, el bloque receptor tiene las siguientes características:

- IP remota: 192.168.1.1
- Puerto local: 50000
- Tamaño del buffer: 4x8 bytes

La librería empleada para el AR.Drone 2.0 en Simulink dispone de un bloque de envío por UDP, este funciona de la misma manera que los que vienen por defecto y no genera errores como en el caso del bloque receptor. Este bloque de envío tiene las siguientes características:

- IP remota: 192.168.1.2
- Puerto: 50000

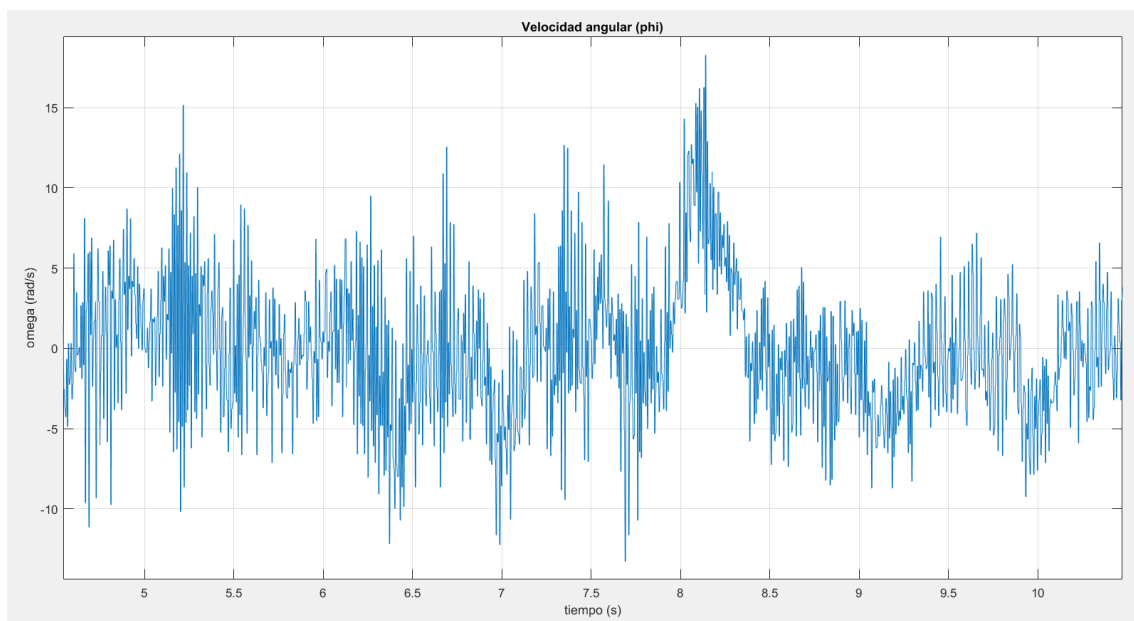
4.3. Controlador de actitud

4.3.1. Filtrado del ruido de alta frecuencia

Las mediciones de velocidades angulares que provienen del giróscopo tienen un ruido característico de alta frecuencia, en la **Figura 18** se muestra un ejemplo con los datos extraídos sin procesar. Los datos se extrajeron de un experimento donde solo se estabilizaba el dron (con referencias en 0° para los 3 ángulos de Euler).

Estas medidas de velocidad son empleadas en el controlador para la acción derivativa, por lo que reducir el ruido mejora el comportamiento de este. La solución para reducir este ruido ha sido implementar un filtro paso bajo, aunque también se han explorado otras alternativas como un filtro de media móvil.

Figura 18. Señal de velocidad angular correspondiente al alabeo (sin filtrar)



Fuente: Elaboración propia

En primer lugar, se han diseñado tres filtros paso bajo de primer orden con distintas frecuencias de corte. La principal ventaja de este filtro es su sencillez, pero requiere de una buena elección de la frecuencia de corte para no perder información de la señal original. La función de transferencia en tiempo continuo se presenta a continuación, siendo ω_c la frecuencia de corte:

Capítulo 4 – Implementación

$$H(s) = \frac{\omega_c}{s + \omega_c} \quad (57)$$

Para discretizar las funciones de transferencia se emplea el método de Euler, conociendo que el periodo de muestreo es de 2,5 ms.

$$s = \frac{z - 1}{T_s} \quad (58)$$

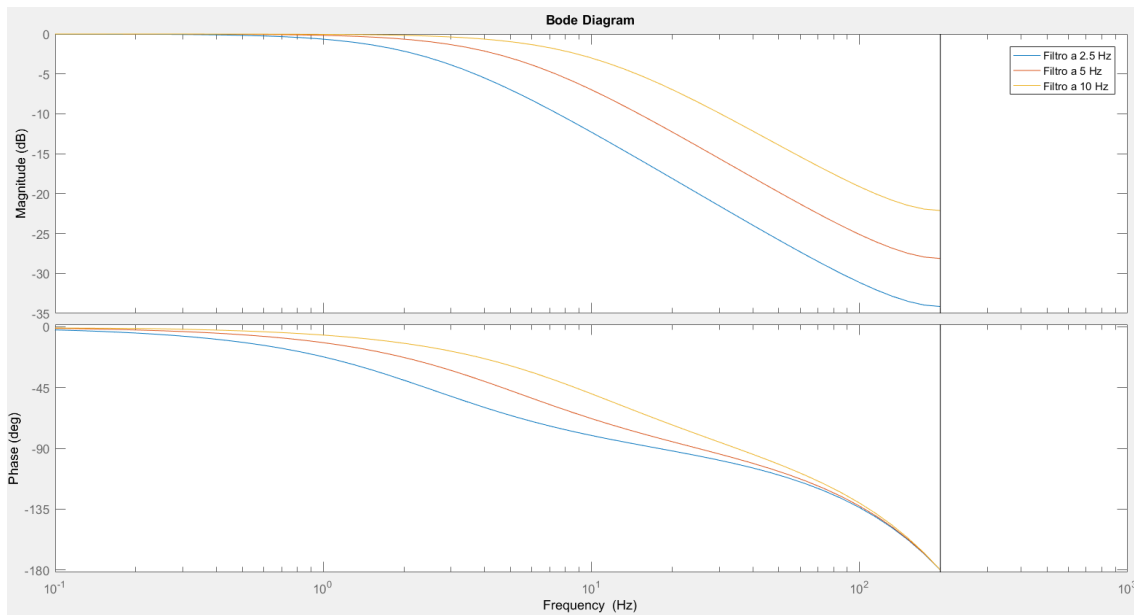
Las funciones de transferencia resultantes son:

$$\begin{aligned} H_{2.5 \text{ Hz}}(s) &= \frac{15.71}{s + 15.71} \rightarrow H_{2.5 \text{ Hz}}(z) = \frac{0.03851}{z - 0.9615} \\ H_{5 \text{ Hz}}(s) &= \frac{31.42}{s + 31.42} \rightarrow H_{5 \text{ Hz}}(z) = \frac{0.07553}{z - 0.9245} \\ H_{10 \text{ Hz}}(s) &= \frac{62.83}{s + 62.83} \rightarrow H_{10 \text{ Hz}}(z) = \frac{0.1454}{z - 0.8546} \end{aligned}$$

A continuación, se expone los diagramas de Bode de los filtros diseñados (**Figura 19**) y el resultado de aplicar estos filtros a la señal mostrada previamente (**Figura 20**). Por un lado, se puede apreciar como el filtro con una frecuencia de corte a 10 Hz no consigue eliminar el ruido en su totalidad. Por otro lado, aunque el de 2.5 Hz elimine el ruido, se está atenuando la señal más de lo necesario si se compara con el de 5 Hz. En definitiva, se escoge el filtro paso bajo con una frecuencia de corte de 5 Hz como el mejor candidato, debido a que es una buena solución de compromiso entre la eliminación del ruido y la posible pérdida de información de la señal original.

Capítulo 4 – Implementación

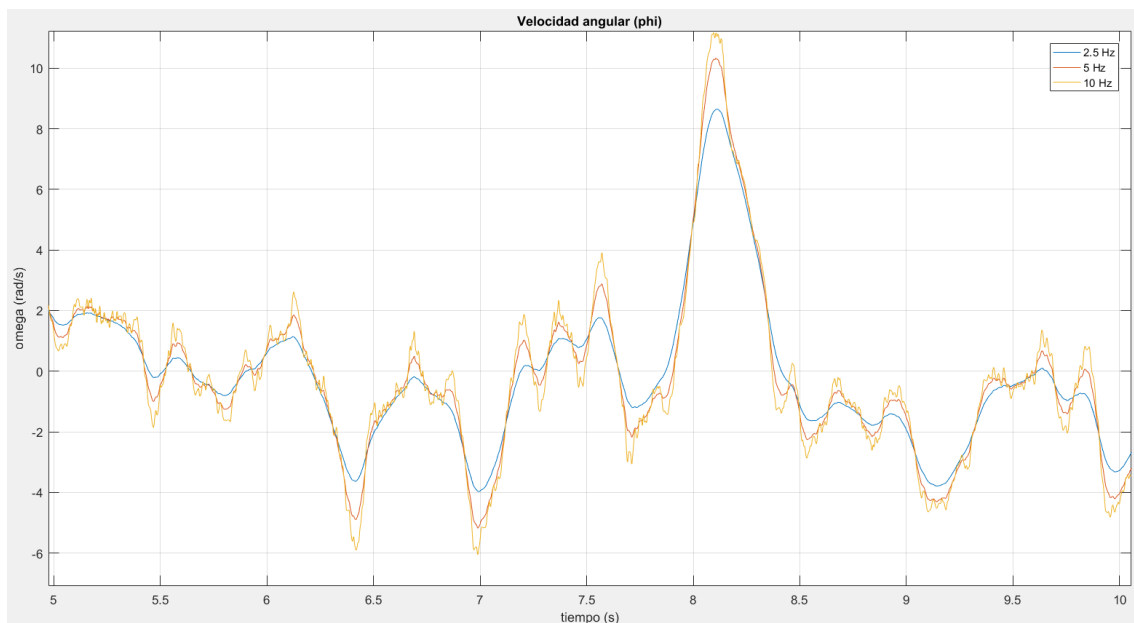
Figura 19. Comparativa de los diagramas de Bode de los filtros paso bajo diseñados



Fuente: Elaboración propia

Esta clase de filtro paso bajo de primer orden tiene una pendiente de -20 dB por década, ver **Figura 19**. Los resultados experimentales muestran cómo es suficiente para eliminar el ruido de alta frecuencia, no obstante, se podría haber empleado filtros de mayor orden en el caso de ser necesario.

Figura 20. Comparativa de la señal con los filtros paso bajo diseñados

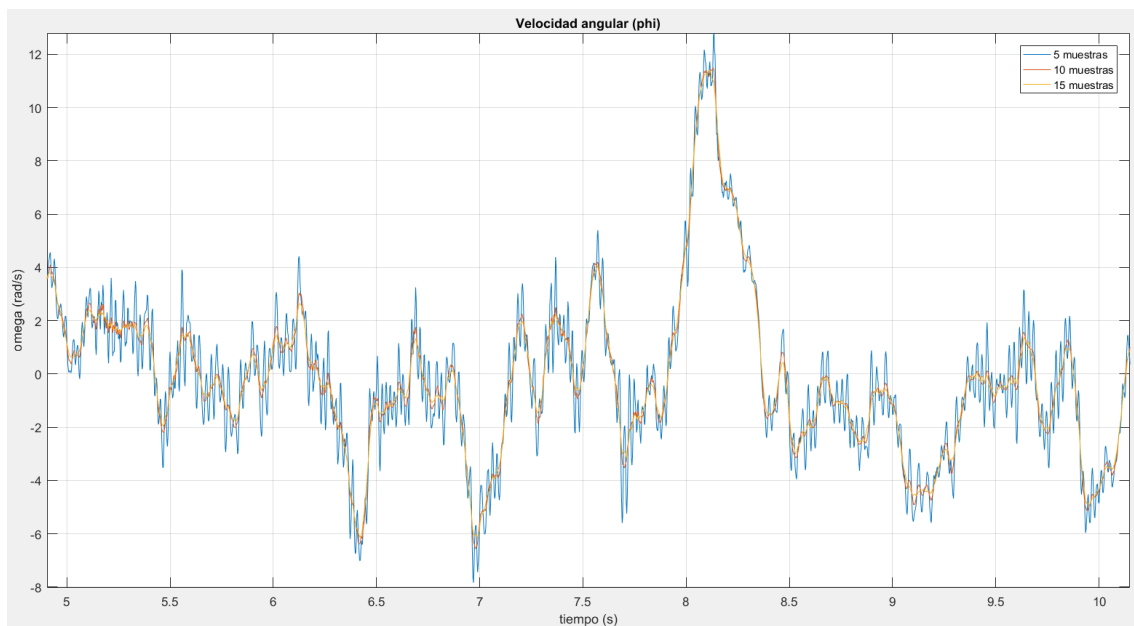


Fuente: Elaboración propia

Capítulo 4 – Implementación

En cuanto a la otra alternativa, se han comparado tres filtros de media móvil con tamaños de ventana distintos. Una ventaja de este filtro es que se puede obtener una señal con menor ruido sin apenas atenuar la señal original, no obstante, para ello es necesario un tamaño de banda mayor lo cual puede producir un retardo. En la **Figura 21** se muestran los resultados obtenidos, donde el filtro que presenta un mejor comportamiento es el que tiene un tamaño de ventana de 15 muestras.

Figura 21. Comparativa de la señal filtrada por media móvil de 5, 10 y 15 muestras



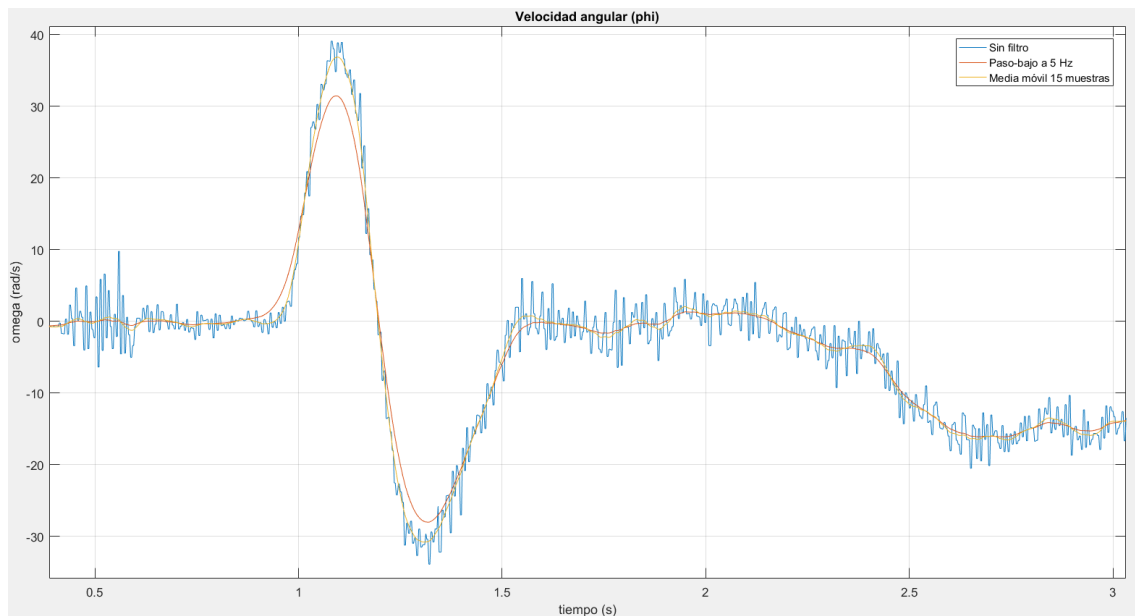
Fuente: Elaboración propia

Para finalizar, se validan los filtros diseñados con los datos de otro ensayo distinto del anterior, se han empleado los dos filtros que han mostrado mejores resultados previamente: el filtro paso bajo a 5 Hz y de media móvil con 15 muestras. En la **Figura 22**, se muestran los resultados tras filtrar la señal en un intervalo de 2.5 segundos. Ambos filtros consiguen eliminar el ruido de alta frecuencia, se puede apreciar como el de media móvil tiene un buen seguimiento de la señal y atenúa menos los picos. No obstante, en las pruebas realizadas con el controlador no se ha podido percibir una diferencia notable entre los dos filtros, en ambos se obtuvieron errores cuadráticos similares

Capítulo 4 – Implementación

La solución adoptada ha sido el filtro paso bajo, debido a que ofrece mayor robustez del sistema frente a mediciones erróneas o perturbaciones. Con la frecuencia de corte a 5 Hz se consigue eliminar el ruido de alta frecuencia, suavizando la señal de velocidad y obteniendo un comportamiento similar con el controlador que para el caso con el filtro de media móvil.

Figura 22. Comparación del filtro paso bajo y el de media móvil



Fuente: Elaboración propia

4.3.2. Parametrización y validación

El controlador recibe las referencias de orientación en grados (saturada entre $\pm 20^\circ$), así como las medidas de velocidad angular en grados/segundo. A la salida de cada uno, se obtiene la acción de control referente al porcentaje de velocidad de giro de referencia del motor (0 - 100 %), la cual se transforma en un valor entero de 8 bits (0 – 255) como referencia para los ESC. Debido a que se emplean 4 controladores en paralelo, se han tenido que parametrizar de manera que la acción total no llegue a saturar a los motores.

Capítulo 4 – Implementación

En la siguiente tabla se resumen los parámetros de los reguladores PID empleados, se puede comprobar cómo se han utilizado ganancias idénticas en el de cabeceo y alabeo ya que presentaban un comportamiento muy similar.

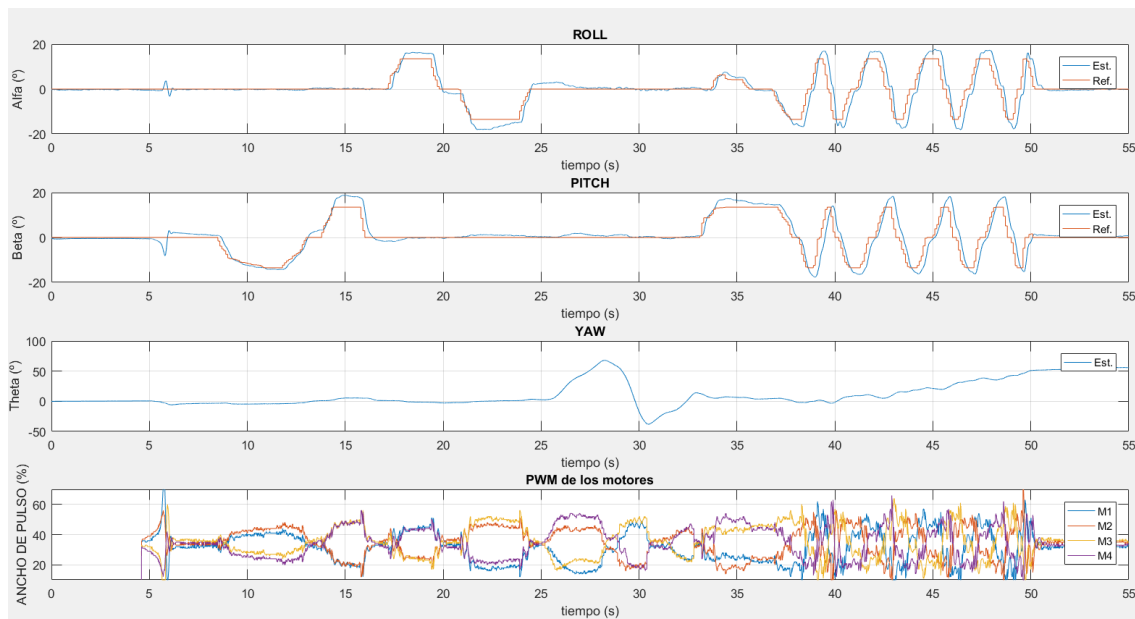
Tabla 2. Ganancias de los reguladores PID utilizados en el control de actitud

Ganancia	Roll	Pitch	Yaw	Hover
Kp	2,600	2,600	0,300	15,0
Ki	1,560	1,560	0,300	3,0
Kd	0,208	0,208	0,020	-

Fuente: elaboración propia

Los datos que se presentan a continuación fueron extraídos de un ensayo donde las referencias de orientación provenían de un joystick. En el caso del controlador de guiñada, se utilizó una acción de control en bucle abierto para girar de forma más sencilla en el eje Z de forma manual, por lo que no hay seguimiento de referencia.

Figura 23. Control de actitud con referencias del joystick

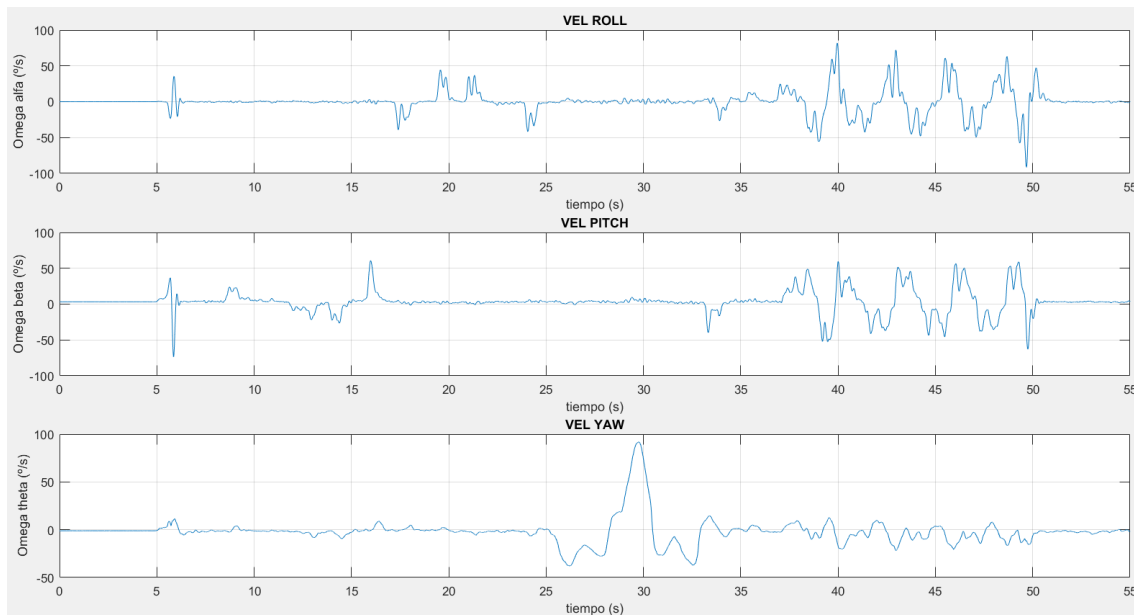


Fuente: Elaboración propia

Del mismo ensayo anterior, se han obtenido las señales de las velocidades angulares tras pasar por el filtro paso-bajo diseñado. Se puede comprobar como son señales adecuadas para su uso en la acción derivativa.

Capítulo 4 – Implementación

Figura 24. Señales de velocidad angular tras el filtro paso-bajo



Fuente: Elaboración propia

En el anexo se pueden encontrar los resultados de los ensayos realizados para validar este controlador.

4.4. Controlador de trayectoria

4.4.1. Generador de trayectoria

El generador de trayectoria que se ha implementado en este trabajo funciona a partir de una lista preprogramada con las coordenadas en XYZ (eje global). Por tanto, solo se utiliza una referencia de posición y la velocidad se controla indirectamente a través del regulador PID. El funcionamiento es el siguiente:

- Se empieza por el primer punto de la lista y se envía la referencia al generador de trayectoria con una limitación de pendiente de ± 2 m/s.
- Se calcula la distancia entre el punto de la lista y la posición del cuadricóptero en un bucle, si en algún momento esta es menor que un valor predefinido (d_{min}) se pasa al siguiente punto de la lista.

Capítulo 4 – Implementación

- Una vez se alcanza el último punto de la lista y se válida la condición, se vuelve al primer punto. Se ha configurado de esta manera para trabajar con trayectorias cerradas.

4.4.2. Parametrización y validación

En el bucle externo de control, los reguladores reciben referencias de posición que convierten en orientaciones de referencia para el control de actitud. La entrada viene definida en metros, mientras que la salida en grados.

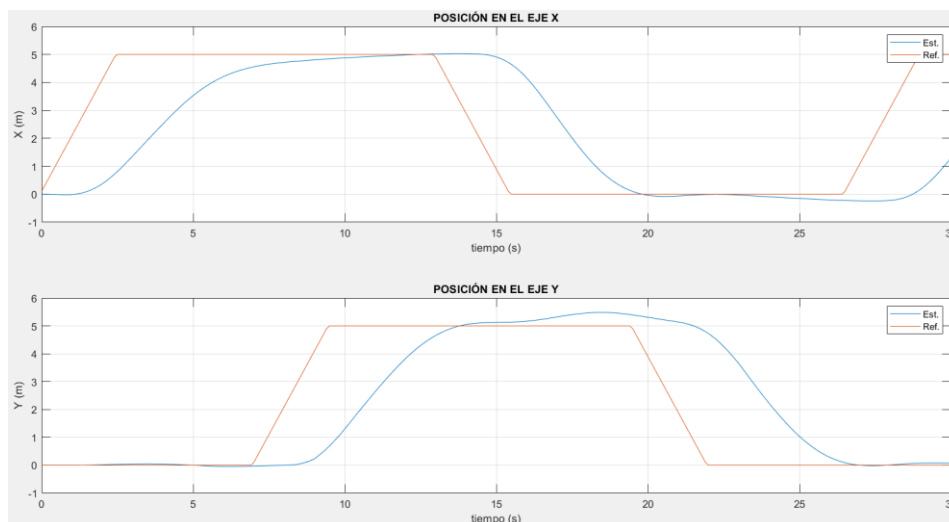
Tabla 3. Ganancias de los reguladores PID utilizados en el control de trayectoria

Ganancias	X	Y	Z
Kp	3,0	3,0	1,5
Ki	0,1	0,1	-
Kd	3,0	3,0	3,0

Fuente: elaboración propia

A diferencia de los resultados que se exponen en el anexo con un controlador PD, en el siguiente ensayo se añadió la acción integral y se comprobó en funcionamiento del control frente a pequeñas perturbaciones externas. Se puede observar como a los 16 segundos se introdujo la perturbación, provocando un alabeo que se tradujo en un incremento de la posición en el eje Y. No obstante, se puede comprobar como el controlador corrige el desvío y sigue la trayectoria cuadrada marcada.

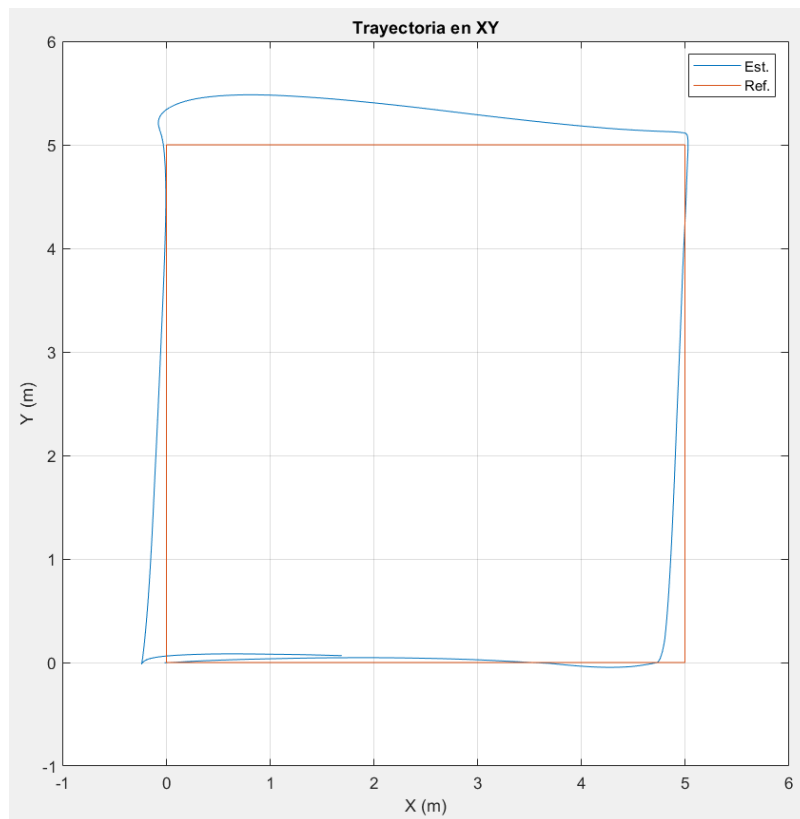
Figura 25. Control de trayectoria con PID y perturbación, señales temporales



Fuente: Elaboración propia

Capítulo 4 – Implementación

Figura 26. Control de trayectoria con PID y perturbación, gráfica en XY



Fuente: Elaboración propia

En el anexo se encuentran los diversos ensayos realizados para validar el controlador, las trayectorias se dividen en dos clases según se trabaja en un plano o en el espacio.

Capítulo 5 – Conclusiones

Las conclusiones que se pueden extraer de este trabajo han sido obtenidas repasando los objetivos iniciales planteados en este TFM, se resumen en los siguientes puntos a continuación. También se destacan aquellos aspectos del trabajo que pueden utilizarse en para desarrollar otros en un futuro.

- Se ha diseñado e implementado el control de actitud para el cuadricóptero del laboratorio, cumpliendo con las especificaciones marcadas de tiempo de respuesta y error.
- Se ha desarrollado el simulador en Simulink para estimar el movimiento del dron con 6 g.d.l. y se analizado la respuesta del sistema con ambos controladores coordinados. En trabajos futuros, se propone ampliar este simulador con ecuaciones referentes a otros fenómenos o perturbaciones aerodinámicas (ej. efecto suelo o corrientes de aire), además, se podría llevar a cabo una validación de este comparando con otros simuladores y con datos en vuelo libre.
- Se ha diseñado e implementado el control de trayectoria basado en la inclinación del cuadricóptero. A partir de los conocimientos adquiridos en el desarrollo de este trabajo, se puede ampliar el control de actitud y de trayectoria para utilizar controladores al nivel del estado del arte actual en cuadricópteros o implementar nuevas ideas o algoritmos. El programa está pensado para ser fácilmente modificable y ajustable al nivel que desee cada usuario.
- El programa se lleva a cabo en dos ventanas de Simulink, donde se pueden monitorizar las variables de interés y realizar algunos cambios en tiempo real. Como propuesta de mejora, la interfaz podría ser modificada para trabajar en una ventana y resaltar los aspectos modificables de los de monitorización, de cara a usuarios que desconozcan el comportamiento del programa.

Capítulo 6 – Anexo

6.1. Datos del cuadricóptero

6.1.1. Características generales

En este apartado se describen los elementos que componen al dron estudiado, destacando los actuadores y sensores del sistema, y dejando a un lado el sistema de cámaras y de procesamiento de video ya que no se utiliza en este proyecto. La información ha sido extraída de la guía para desarrolladores del AR.Drone 2.0 [11] y del manual de usuario.

El sistema propulsivo cuenta con hélices acopladas a los motores *brushless inrunner* mediante reductoras ($i = 1/8.5$). A su vez, cada uno es controlado por un microcontrolador ATMEGA8L de 8 bits (control de velocidad a partir de las PWM de referencia). Se puede actuar sobre cada motor por separado para lograr que el dron se mueva en el espacio con 6 g.d.l.

Tabla 4. Parámetros de los motores

Magnitud	Valor	Ud.
Potencia	15	W
Velocidad máxima	41400	rpm
Bits de control	9	bits
Sensibilidad del control por PWM	0.195	%

Fuente: documentación de la librería "ARDrone Target"

El dron cuenta con tres celdas de polímero de litio (LiPo) en serie para formar una batería de 1000 mAh y 11.1 V nominales. No obstante, hay que tener en cuenta que la tensión de la batería varía fundamentalmente con la profundidad de descarga. Con las celdas cargadas al máximo la tensión ronda los 12.5 V, mientras que se consideran descargas si alcanzan los 9 V. Por este motivo, el sistema de control monitoriza la tensión a la salida de la batería para calcular su nivel de carga (SoC), cuando se alcanzan niveles

Capítulo 6 – Anexo

bajos el sistema avisa al usuario y es capaz de realizar aterrizajes de emergencia. Por otro lado, el fabricante estima que la autonomía media de vuelo es de 12 minutos.

El dron por defecto, sin tener en cuenta el *hull* externo, pesa 366 g. En la configuración en la que realizaron los ensayos no se conectó la batería, por lo que el peso total desciende hasta los 253 g. Sin embargo, al tener en cuenta el peso adicional que supone la base, se ha llegado a la conclusión de que no hay una diferencia significativa sobre los momentos de inercia respecto a la configuración previa.

El sistema cuenta con un procesador ARM Cortex A8 de 1 GHz 32 bit, un DSP para el procesado del video TMS320DMC64x de 800 MHz y una memoria RAM DDR2 de 1 GB a 200 MHz. El sistema operativo es Linux 2.6.32 con BusyBox.

En cuanto a las vías de comunicación con otros dispositivos existen dos alternativas: el puerto USB 2.0 o transmisión por Wifi. Para este trabajo se ha empleado esta última opción, la conexión inalámbrica puede realizarse por medio de los protocolos TCP/IP y UDP. Por defecto el dron crea su propia red Wifi con nombre “ardrone2” seguida de unos números que dependen del modelo, este se asigna la IP “192.168.1.1” y se utilizan las siguientes direcciones para los dispositivos que se conecten.

Por último, se presenta la información que se ha podido recopilar de los sensores principales de la unidad de medida inercial (IMU) del cuadricóptero:

- Giróscopo de 3 ejes: su función es medir las velocidades angulares del dron para poder estimar la rotación de este en conjunto con el acelerómetro, tiene una precisión de 2000°/s. Modelo InvenSense IMU-3000.
- Acelerómetro de 3 ejes: se utiliza para estimar la rotación del dron. Tiene una precisión de ± 10 mg. Modelo Bosch BMA150.
- Magnetómetro de 3 ejes: es una brújula electrónica que indica la orientación relativa al campo terrestre. Como inconvenientes, debe de ser calibrado en cada

Capítulo 6 – Anexo

lugar de trabajo debido a que es muy sensible a las interferencias y que depende de nuestra localización geográfica. Tiene una precisión de 6°.

Además, el dron también dispone de un sensor de ultrasonido (hasta 6 m) para medir la altura respecto al suelo y un barómetro (± 10 pa de precisión) para permitir realizar medidas a mayor altitud. No obstante, no han sido empleados para este proyecto debido a la disposición del cuadricóptero.

6.1.2. Sistema electromecánico

En aplicaciones aeronáuticas, el diseño y selección de los componentes vienen restringidos por el peso además de los parámetros de diseño típicos. Por este motivo, en este apartado se destacan las tecnologías que se utilizan. Tal como se ha comentado previamente, los motores emplean variadores de velocidad electrónicos para el control del dron, comúnmente denominados *Electronic Speed Controller* (ESC). Para explicar la etapa de control que realizan primero se debe de razonar que tipo de motor se emplea.

La relación potencia entre el peso es un parámetro crítico en la selección de los motores, por ello los más empleados en el sector son los que incluyen imanes permanentes. Debido a los imanes se obtienen una serie de beneficios:

- La disposición de los imanes en el rotor elimina la necesidad de escobillas para la excitación. Se mejora la eficiencia y la robustez de la máquina.
- Debido a la densidad energética de los imanes de tierras raras, se consiguen altas potencias respecto a otros tipos de motores del mismo tamaño/peso.
- En el caso de que los imanes se sitúen en el interior del rotor (*inrunner*), se reduce la inercia del motor lo que permite configuraciones para altas revoluciones.

La familia de motores que incorporan imanes permanentes se divide en dos grupos principales: los motores síncronos de imanes permanentes (PMSM) y los motores brushless de corriente continua (BLDC). A su vez, se subdividen en otros en función de sus características:

Capítulo 6 – Anexo

- Dirección del flujo magnético: axiales o radiales.
- Posición de los imanes en el rotor: *inrunner* o *outrunner*.

Las principales diferencias entre los PMSM y BLDC son las formas de sus fuerzas electromagnéticas inducidas (PMSM – senoidal, BLDC – trapezoidal) y el control que necesitan. Por otro lado, se puede demostrar que la densidad de potencia de los BLDC es superior, mediante el siguiente desarrollo teórico para las mismas pérdidas en los conductores (asumiendo factor de potencia unitario) [12]:

- La relación entre la corriente pico del PMSM y del BLDC es:

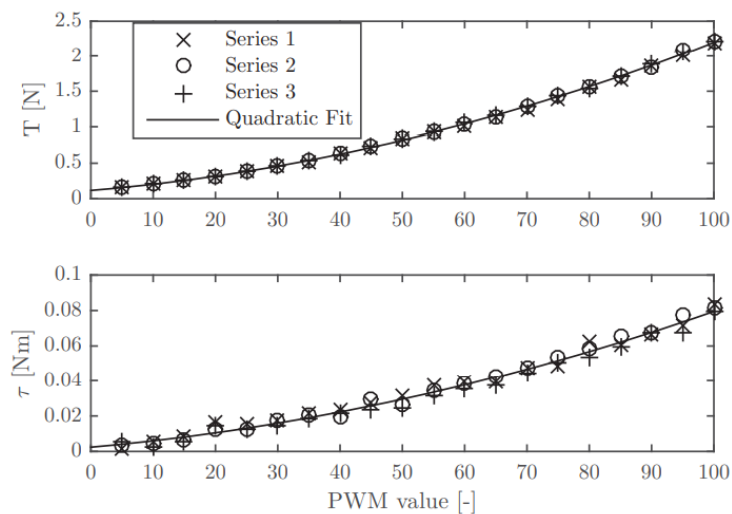
$$I_{pico\ BLDC} = \frac{\sqrt{3}}{2} \cdot I_{pico\ PMSM} \quad (59)$$

- Por tanto, se puede hallar la relación de las potencias de cada motor:

$$Ratio\ de\ potencia = \frac{P_{BLDC}}{P_{PMSM}} = \frac{2 \cdot V_{pico} \cdot I_{pico\ BLDC}}{3 \cdot \frac{V_{pico}}{\sqrt{2}} \cdot \frac{I_{pico\ PMSM}}{\sqrt{2}}} = 1.1547 \quad (60)$$

Existen casos de aplicación en motores para UAV tanto para PMSM como para BLDC. No obstante, ente trabajo nos centramos en el control para los brushless de continua ya que son los que utiliza el AR.Drone 2.0. En [13], el autor obtuvo las curvas cuadráticas de par y de empuje frente a la velocidad (o en equivalencia la referencia de PWM) del AR.Drone 2.0. Estas curvas (**Figura 27**) son de gran utilidad para modelar el par resistente que aplican las hélices sobre los motores.

Figura 27. Curvas de empuje y par frente a PWM de referencia



Fuente: Jeurgens [13]

Capítulo 6 – Anexo

Para finalizar, se destacan los distintos tipos de tecnologías de baterías con aplicaciones aeronáuticas. En el caso de los UAVs de pequeño tamaño como el estudiado, las celdas de LiPo son las que predominan en la actualidad. No obstante, se están empezando a introducir en el mercado otras tecnologías de interés como las de estado sólido o Li-metal. Nos centramos en este tipo de celda y realizamos una breve comparativa con las de ion-litio y las LiPo convencionales, aunque cabe destacar que hay más tecnologías pero que se encuentran en fases de desarrollo en laboratorios.

Las baterías de ion-litio presentan una desventaja crítica en UAVs, debido a que la mayoría de los drones necesitan un pico de potencia durante el despegue, lo cual descarta las que tienen poca capacidad de descarga ya que se necesitaría sobredimensionar el sistema de baterías.

Comparando las baterías LiPo frente a las de estado sólido (Li-metal), se puede llegar a la conclusión de que en la actualidad hay una diferencia notable en la rentabilidad de ambas, siendo las de estado sólido un mercado emergente cuya tecnología aún sigue desarrollándose. No obstante, presentan unas buenas previsiones a futuro en aplicaciones aeronáuticas ya que permitirán disminuir el peso del sistema, lo que puede emplearse en reducir el sistema propulsivo o en aumentar la autonomía de vuelo.

Tabla 5. Resumen de la comparación entre las baterías estudiadas

Tipo	Densidad	Descarga	Ciclos	Seguridad	Coste
LiPo	-	++	+	+	+
Li-ion	+	--	++	-	-
Li-metal	++	+	-	+	++

Fuente: elaboración propia

6.2. Resultados de los ensayos realizados

6.2.1. Ensayos de estabilización

Los siguientes ensayos fueron realizados tras ajustar el controlador PID para la estabilización del dron, controlando los ángulos de cabeceo y alabeo. En estos se comparan las referencias frente a las mediciones de los ángulos estimadas con el filtro de Kalman, así como el cálculo del error cuadrático medio (ECM) de cada señal. Debido a que se trabaja con vectores en Matlab, es más sencillo realizar el cálculo con la notación matricial de la fórmula:

$$ECM = \frac{\sum_{i=1}^N (e_i)^2}{N} = \frac{e^T \cdot e}{N} \quad (61)$$

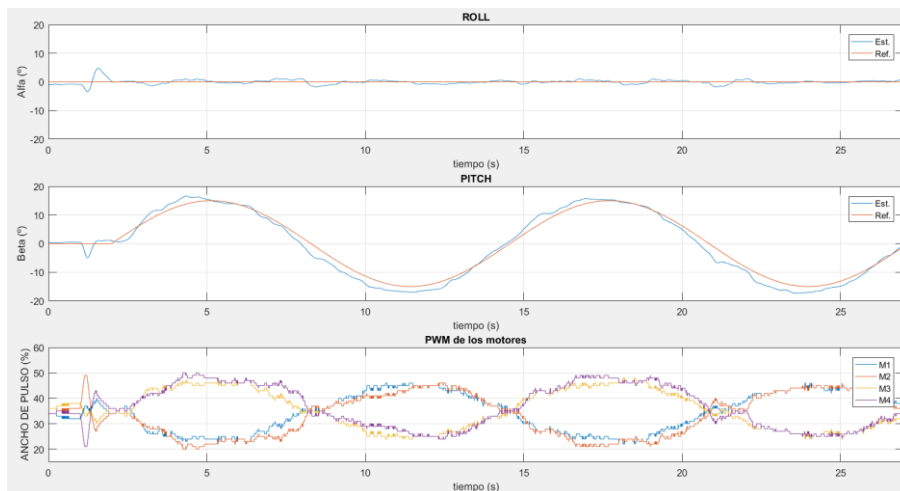
Siendo:

- N es el número de muestras de cada vector.
- e_i es la diferencia entre la señal medida y la referencia para una muestra.
- e es la matriz del error de todas las muestras, tiene dimensión $N \times 1$.

1) Referencia senoidal de cabeceo

En este ensayo se dejó una referencia de 0° de alabeo mientras que se varió la de cabeceo con una senoidal de 15° de amplitud.

Figura 28. Ensayo de estabilización con referencia senoidal de cabeceo

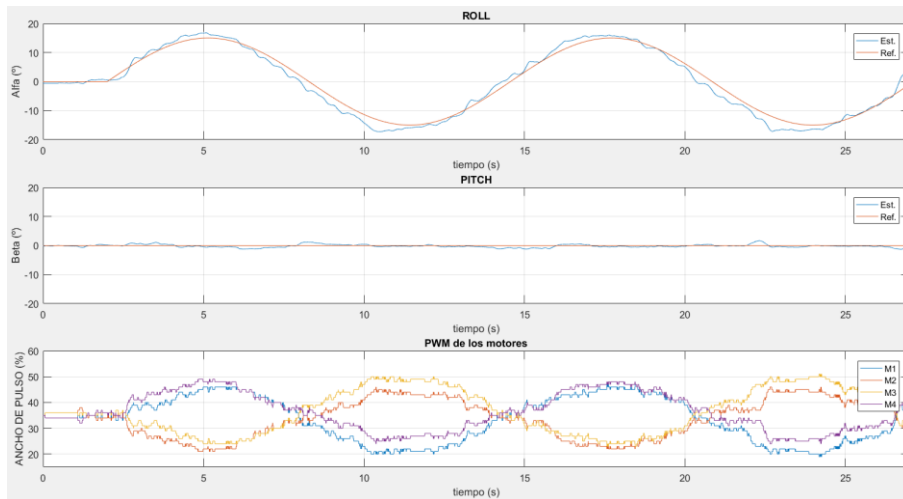


- El error cuadrático medio del ensayo es: Roll = 0.6828 ; Pitch = 3.5936

2) Referencia senoidal de alabeo

Similar al ensayo anterior, pero en este se cambian las señales de referencia para el alabeo y el cabeceo. Se dejó una referencia de 0° de cabeceo mientras que se varió la de alabeo con una senoidal de 15° de amplitud.

Figura 29. Ensayo de estabilización con referencia senoidal de alabeo

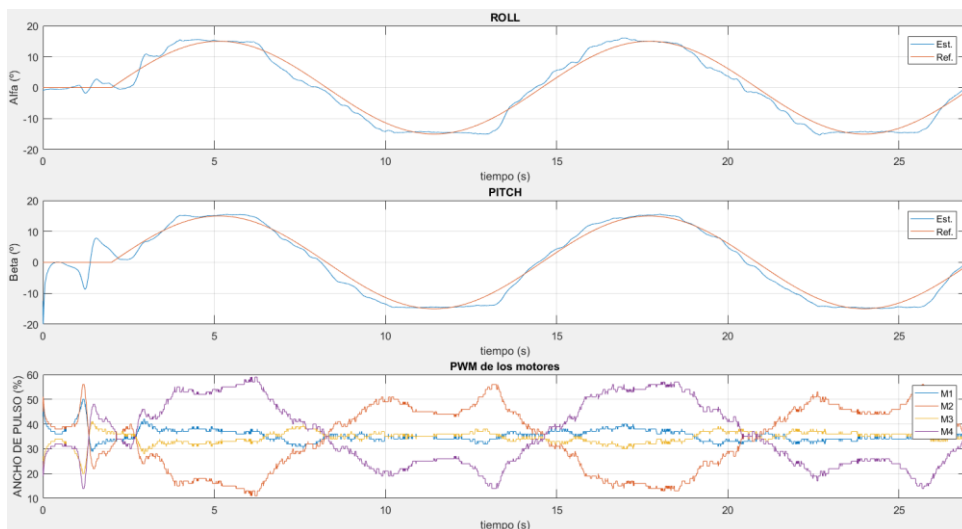


- El error cuadrático medio del ensayo es: Roll = 3.4606 ; Pitch = 0.2790

3) Referencias senoidales de cabeceo y alabeo

En este caso se varió los ángulos de roll y pitch con dos senoidales. Se puede comprobar como el ECM aumenta hasta un 16 % respecto a los casos anteriores.

Figura 30. Ensayo de estabilización con referencias senoidales de cabeceo y alabeo

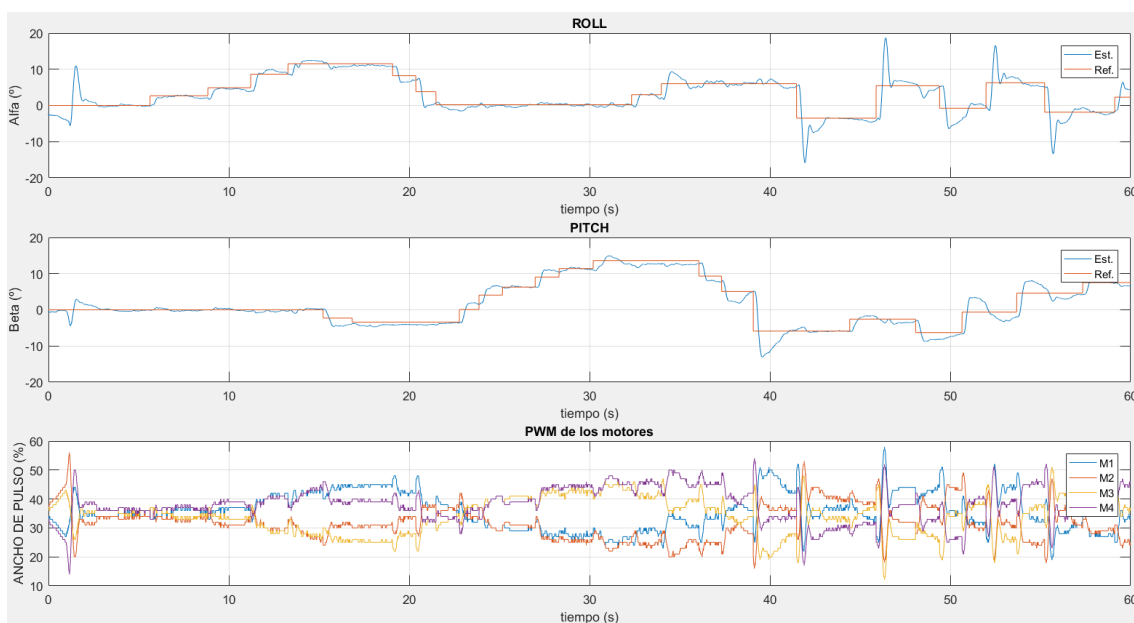


- El error cuadrático medio del ensayo es: Roll = 3.7313 ; Pitch = 4.1867

4) Referencias en escalón

Por último, en este caso se varió los ángulos de roll y pitch manualmente en la interfaz de Simulink con escalones. Se pueden apreciar sobreoscilaciones considerables en los escalones de mayor amplitud, esto es debido a que el controlador está diseñado para seguir referencias que provienen de un generador de trayectorias. No obstante, se tuvo en cuenta para la parametrización del controlador de actitud completo para reducir las sobreoscilaciones.

Figura 31. Ensayo de estabilización con referencias en escalón



- El error cuadrático medio del ensayo es: Roll = 5.5657 ; Pitch = 2.9508

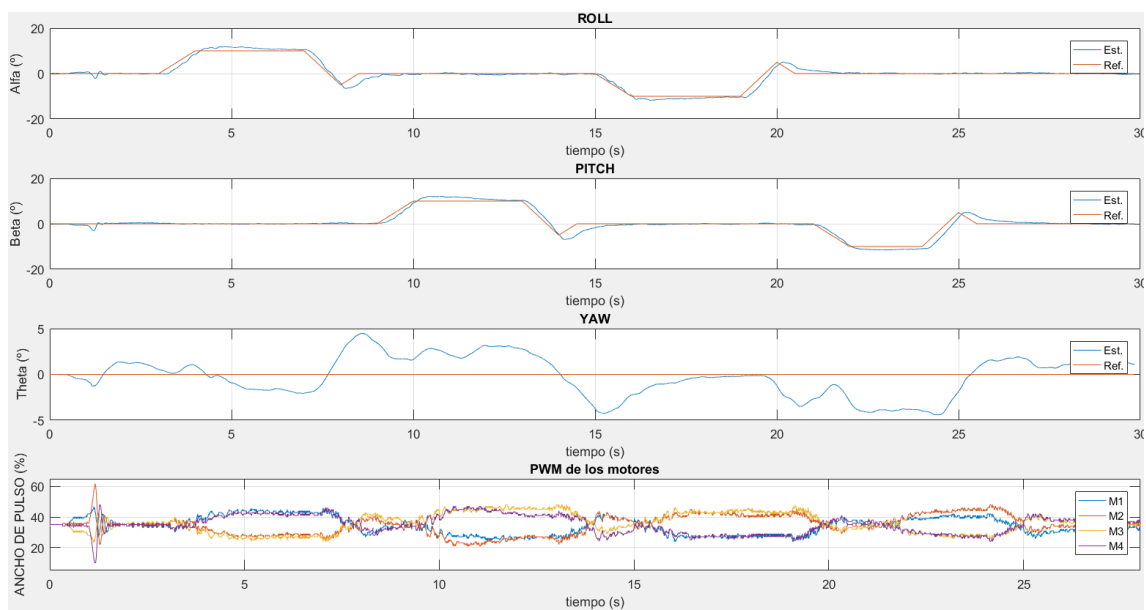
6.2.2. Ensayos del control de actitud

A continuación, se presentan los resultados con el controlador de actitud completo. En los dos primeros ensayos se ha mantenido una referencia de guiñada nula, para verificar que su controlador no afecte negativamente al seguimiento de los otros dos ángulos. En los tres ensayos finales, se puede comprobar como las perturbaciones que añade este controlador sobre los otros dos pueden considerarse despreciables al mantener una referencia constante, y de carácter ligero cuando este actúa en mayor medida (cambio notable de referencia).

1) Referencias trapezoidales de cabeceo y alabeo

En este ensayo se marcan unas señales de referencia para que el cuadricóptero describa una trayectoria cuadrada en un plano, para ello la referencia de guiñada es nula. Se puede ver como el seguimiento del ángulo de guiñada se comprende en un intervalo de $\pm 10^\circ$, esto es debido a que se le ha dado menor prioridad a este controlador para no producir perturbaciones excesivas en los otros dos.

Figura 32. Control de actitud ante referencias trapezoidales

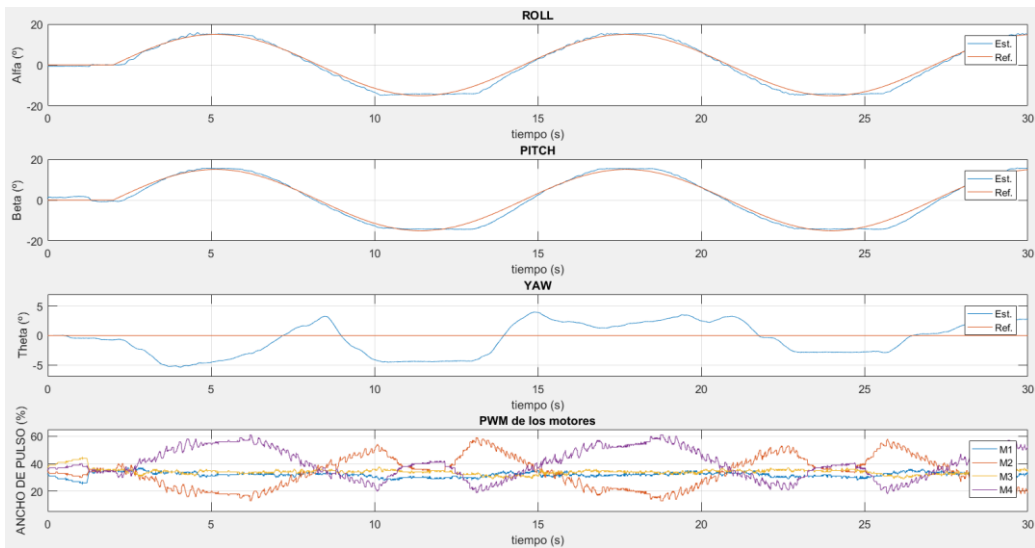


- El error cuadrático medio del ensayo es: Roll = 1.3712 ; Pitch = 1.6564; Yaw = 4.8464

2) Referencias senoidales de cabeceo y alabeo

En este ensayo se utilizaron las mismas referencias que en el de estabilización, pero al añadir el control de guiñada se puede comparar si este afecta negativamente al sistema. En este caso se mantiene la referencia constante en 0 grados y se puede ver como el cambio es despreciable.

Figura 33. Control de actitud ante referencias senoidales 1

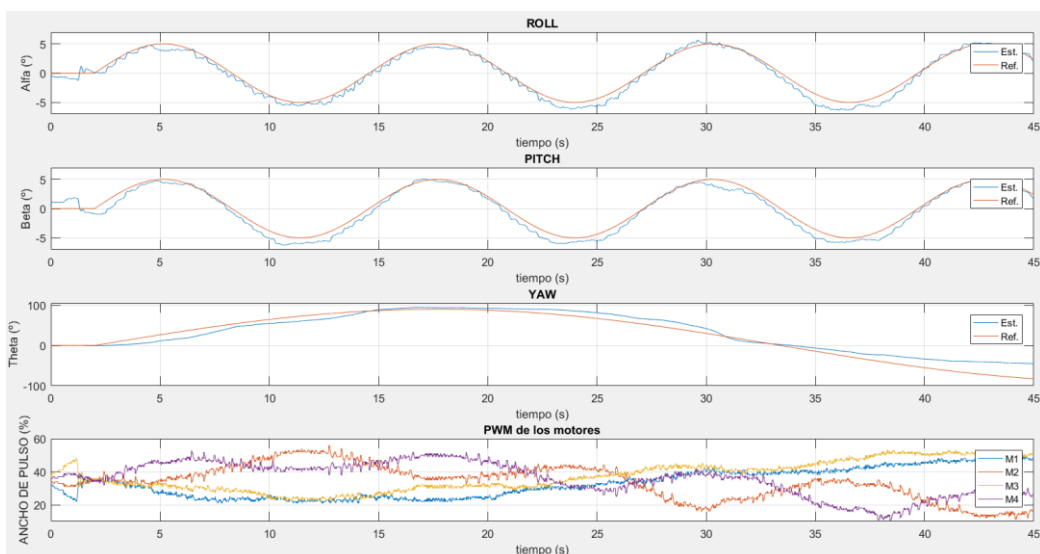


- El error cuadrático medio del ensayo es: Roll = 1.7758 ; Pitch = 2.3208; Yaw = 8.1518

3) Referencias senoidales de cabeceo, alabeo y guiñada

Similar al anterior, pero en este caso la referencia de guiñada varía en el tiempo. Debido a que se están controlando los tres ángulos al mismo tiempo, se ha optado por utilizar amplitudes reducidas para los ángulos de cabeceo y alabeo, así como un giro lento de guiñada.

Figura 34. Control de actitud ante referencias senoidales 2

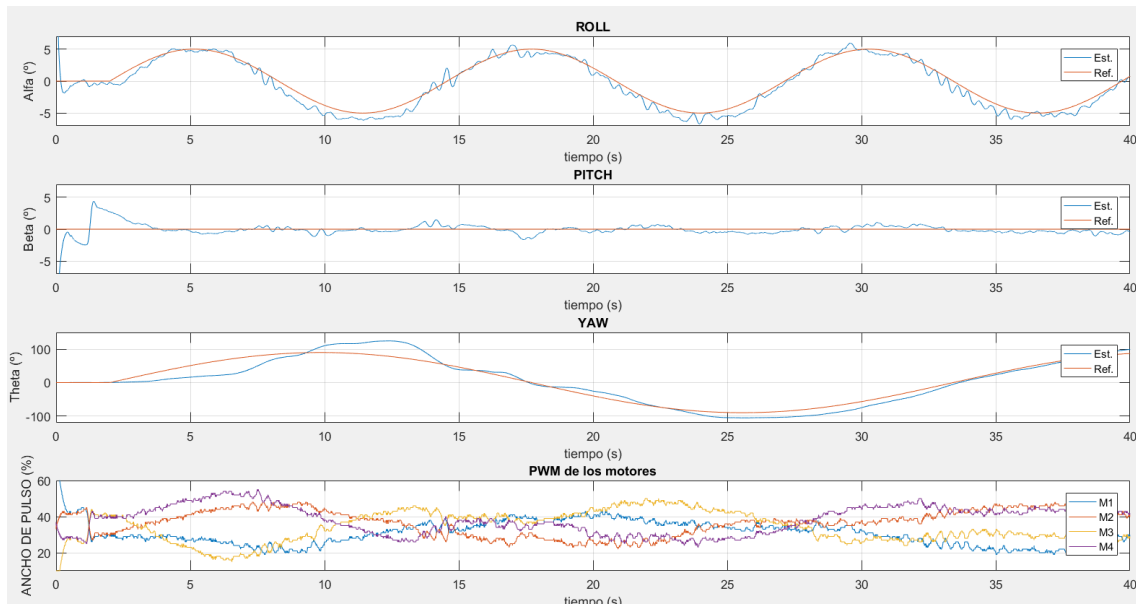


- El error cuadrático medio del ensayo es: Roll = 0.5163 ; Pitch = 0.7059; Yaw = 207.95

Capítulo 6 – Anexo

En este otro caso, se realiza un cambio más brusco de guiñada mientras se sigue un movimiento de alabeo. Las perturbaciones en el ángulo de alabeo son notables, pero tiene un buen seguimiento de la referencia de guiñada.

Figura 35. Control de actitud ante referencias senoidales 3

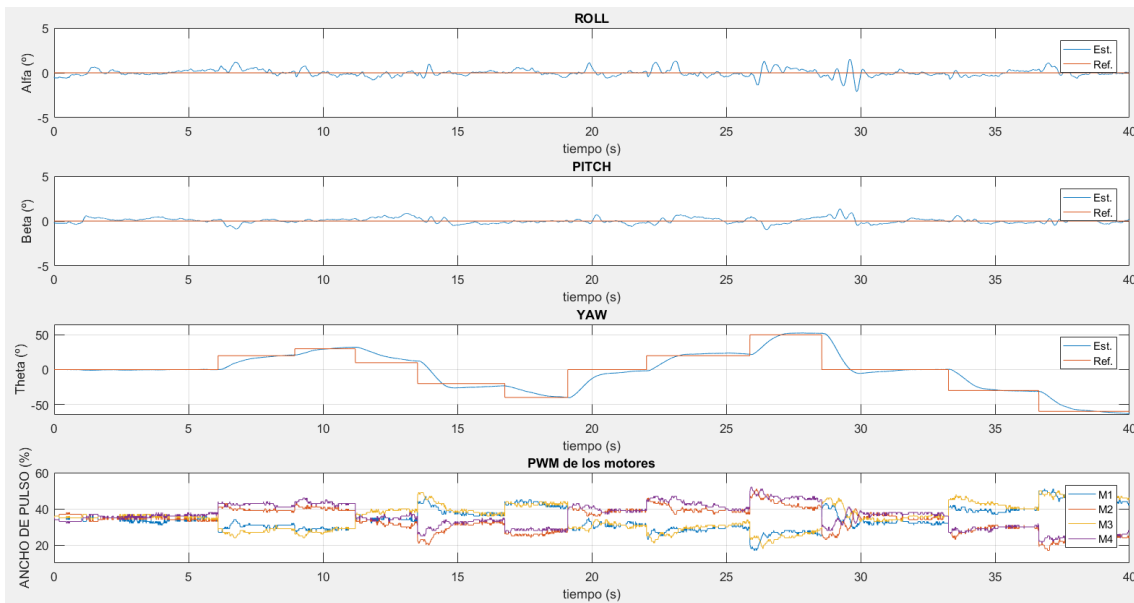


- El error cuadrático medio del ensayo es: Roll = 1.7117 ; Pitch = 1.6892; Yaw = 372,49

4) Estabilización y referencias en escalón de guiñada

Para finalizar, en este ensayo se mantiene las referencias de cabeceo y alabeo nulas. El control de guiñada se realiza con escalones para determinar el tiempo de estabilización y la sobreoscilación de este controlador.

Figura 36. Control de actitud con escalones de guiñada



- El error cuadrático medio del ensayo es: Roll = 0,1569 ; Pitch = 0,0991; Yaw = 118,00

Resumen de los ensayos de estabilización y del control de actitud

Tabla 6. Resumen del ECM en los ensayos realizados con el control de orientación

Ensayo	Roll	Pitch	Yaw
Estabilización con senoidal solo de pitch	0,6828	3,5936	-
Estabilización con senoidal solo de roll	3,4606	0,2790	-
Estabilización con senoidales de roll y pitch	3,7313	4,1867	-
Estabilización con escalones	5,5657	2,9508	-
Control de actitud con trapezoidales	1,3712	1,6564	4,8464
Control de actitud con senoidales 1	1,7758	2,3208	8,1518
Control de actitud con senoidales 2	0,5163	0,7059	207,95
Control de actitud con senoidales 3	1,7117	1,6892	372,49
Control de actitud con escalones de guiñada	0,1569	0,0991	118,00

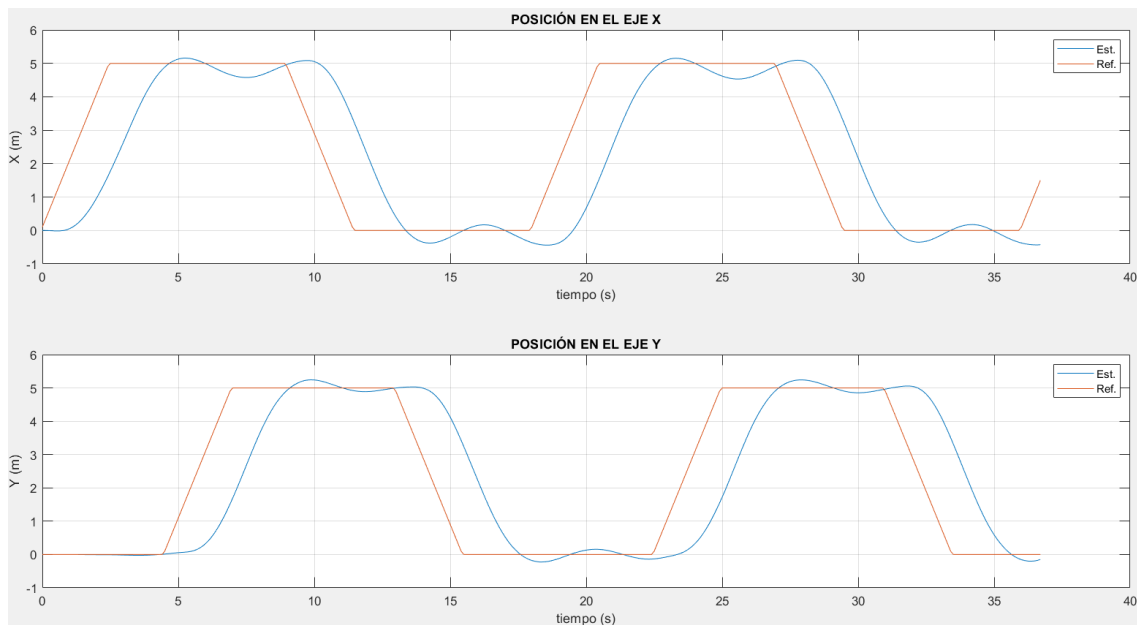
6.2.3. Ensayos del control de trayectoria

Al principio, los ensayos del control de trayectoria primero fueron realizados sin controlador de altitud, es decir, simulando que el dron sobrevuela una altura fija y controlando su posición en los ejes X e Y. Posteriormente, se liberó la restricción del eje Z y se realizaron más ensayos. Las gráficas que se presentan a continuación incluyen las respuestas temporales de la posición y con respecto a los ejes de interés.

1) Trayectoria cuadrada

En este ensayo se siguió una trayectoria cuadrada en los ejes XY con un lado de 5 metros. La forma de las señales de referencia es trapezoidal debido a la limitación de pendiente, para evitar que se produzcan escalones. Cabe destacar que en este ensayo se utiliza un regulador PD para las coordenadas X e Y, nos sirve para comparar el efecto de la acción integral.

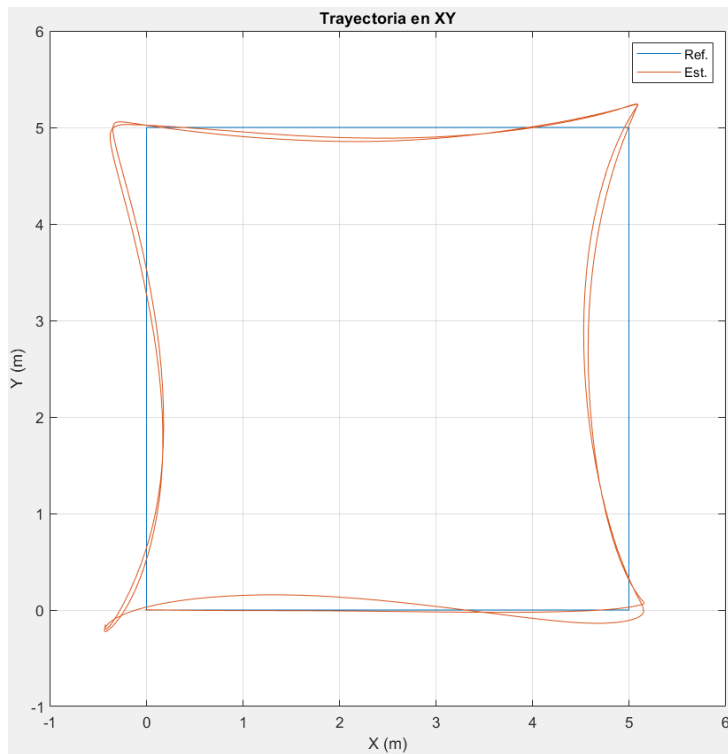
Figura 37. Control de trayectoria cuadrada, señales temporales



- El error cuadrático medio del ensayo es: $X = 2,3947$; $Y = 2,2863$

Capítulo 6 – Anexo

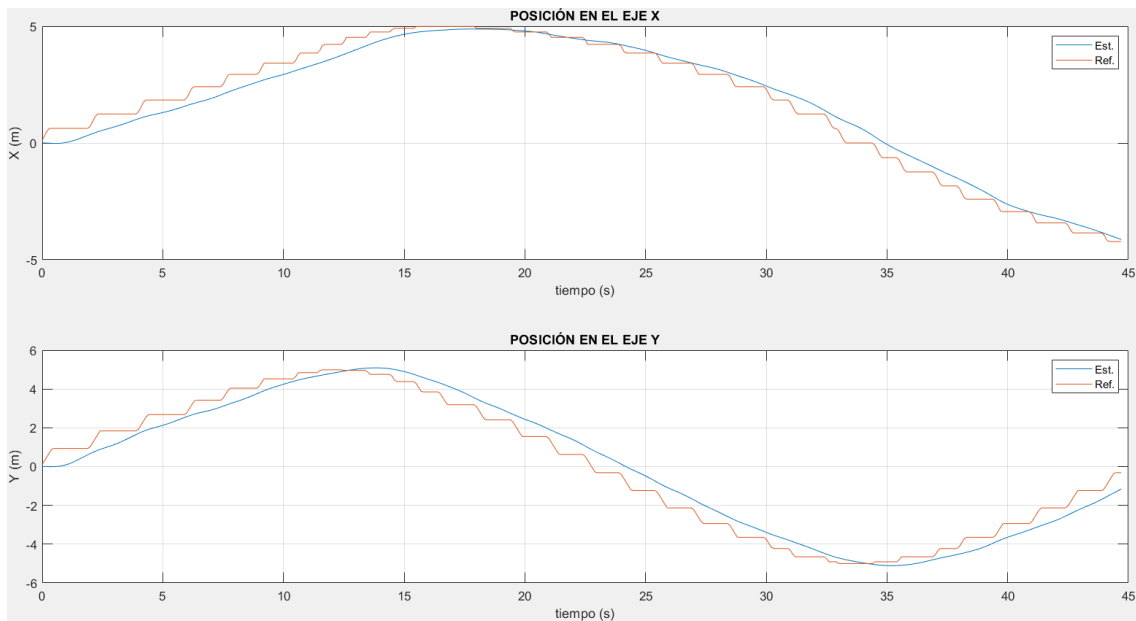
Figura 38. Control de trayectoria cuadrada, gráfica en XY



2) Trayectoria curva 1

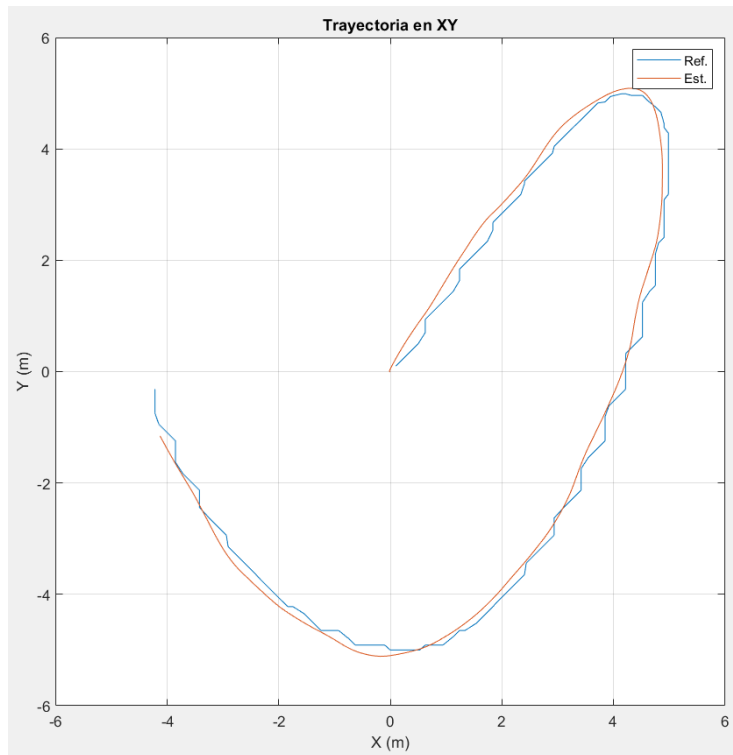
En este ensayo se siguió una trayectoria a partir de una curva de Lissajous, donde se utilizan señales senoidales de distintas amplitudes y frecuencias para obtener las referencias.

Figura 39. Control de trayectoria curva 1, señales temporales



- El error cuadrático medio del ensayo es: $X = 0,1675$ y $Y = 0,3475$

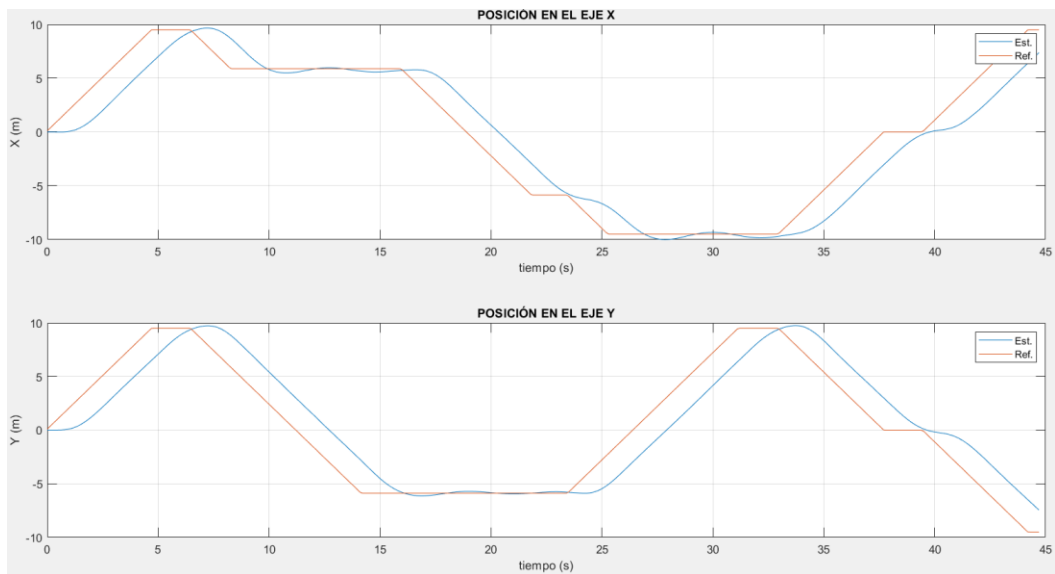
Figura 40. Control de trayectoria curva 1, gráfica en XY



3) Trayectoria curva 2

En este ensayo se siguió otra trayectoria a partir de una curva de Lissajous. Aunque el aspecto senoidal se ha perdido con los cambios, nos sirve como una buena referencia para mostrar el seguimiento de trayectoria por puntos.

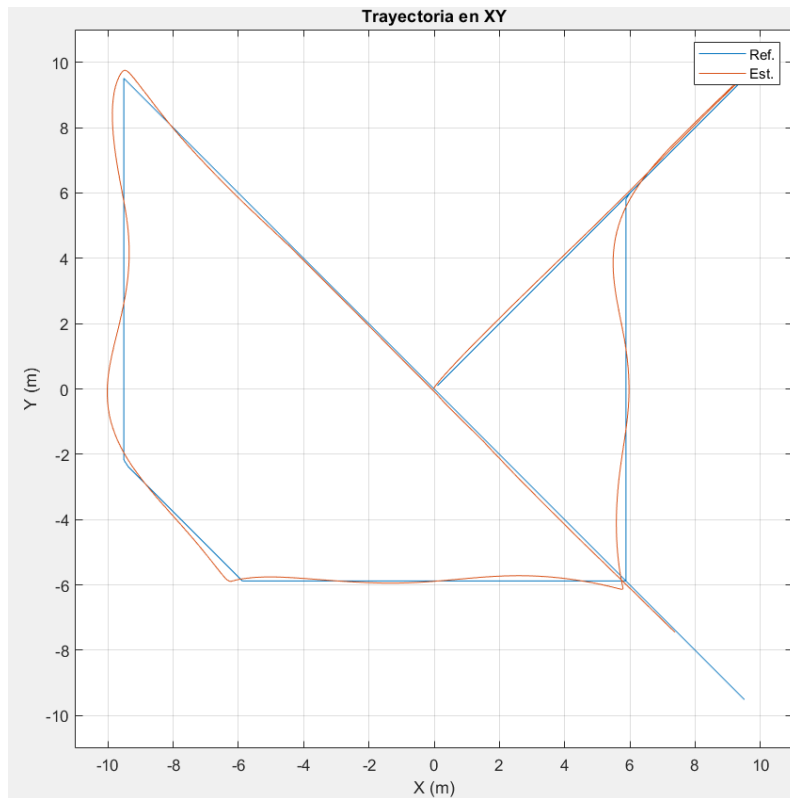
Figura 41. Control de trayectoria curva 2, señales temporales



- El error cuadrático medio del ensayo es: $X = 3,9441$; $Y = 5,3367$

Capítulo 6 – Anexo

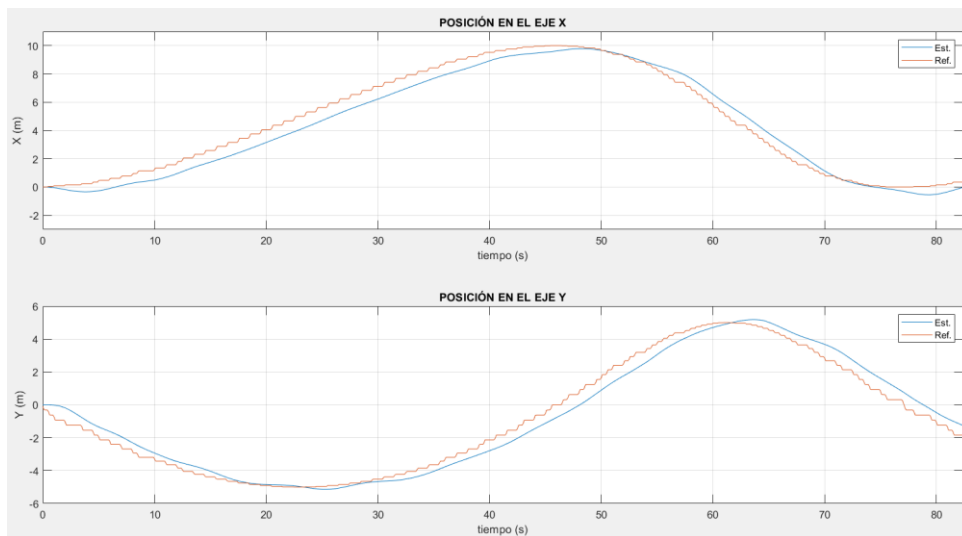
Figura 42. Control de trayectoria curva 2, gráfica en XY



4) Trayectoria circular

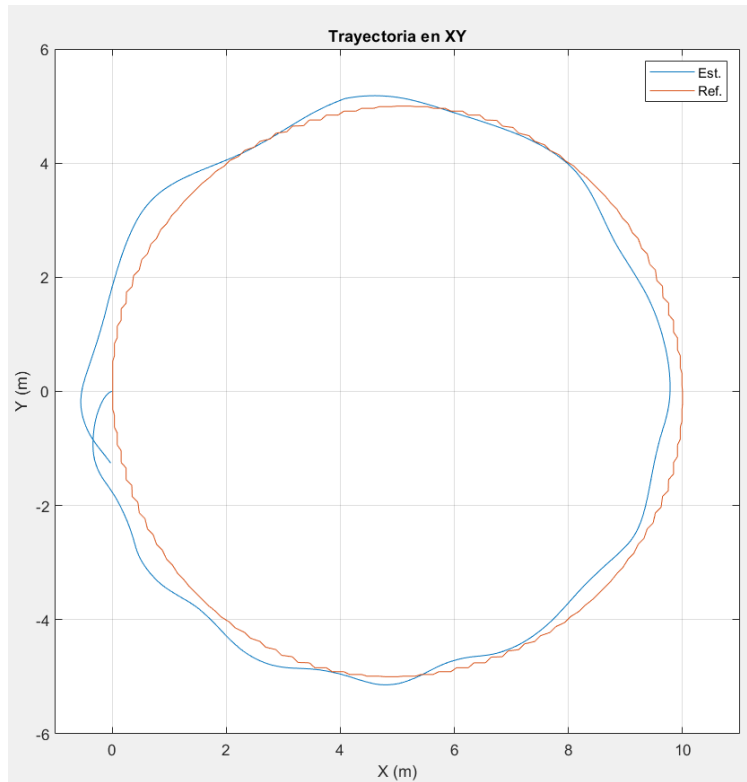
En este ensayo se siguió una trayectoria circular con una radio de 5 metros. Hay que destacar que se realizaron mejoras para el seguimiento de trayectorias circulares posteriormente, introducidas en el punto 8 de este subapartado.

Figura 43. Control de trayectoria circular, señales temporales



- El error cuadrático medio del ensayo es: $X = 0,4319$; $Y = 0,3169$

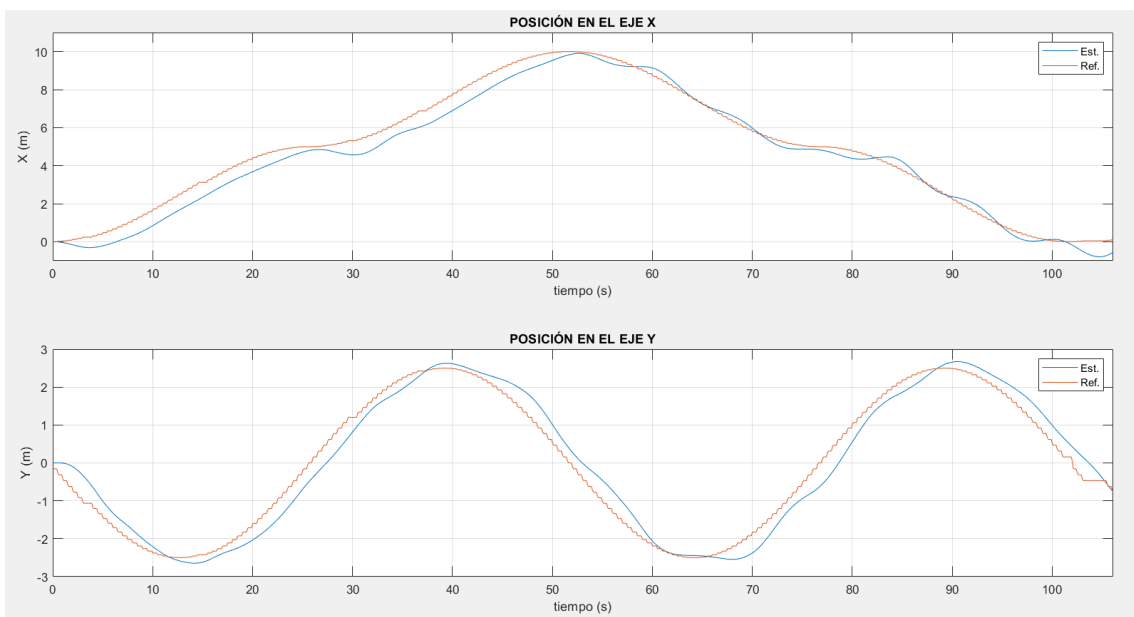
Figura 44. Control de trayectoria circular, gráfica en XY



5) Trayectoria en ocho

En este ensayo se siguió una trayectoria con dos círculos de 2,5 metros de radio, el recorrido hace una forma de ocho hasta volver a la posición inicial (0,0).

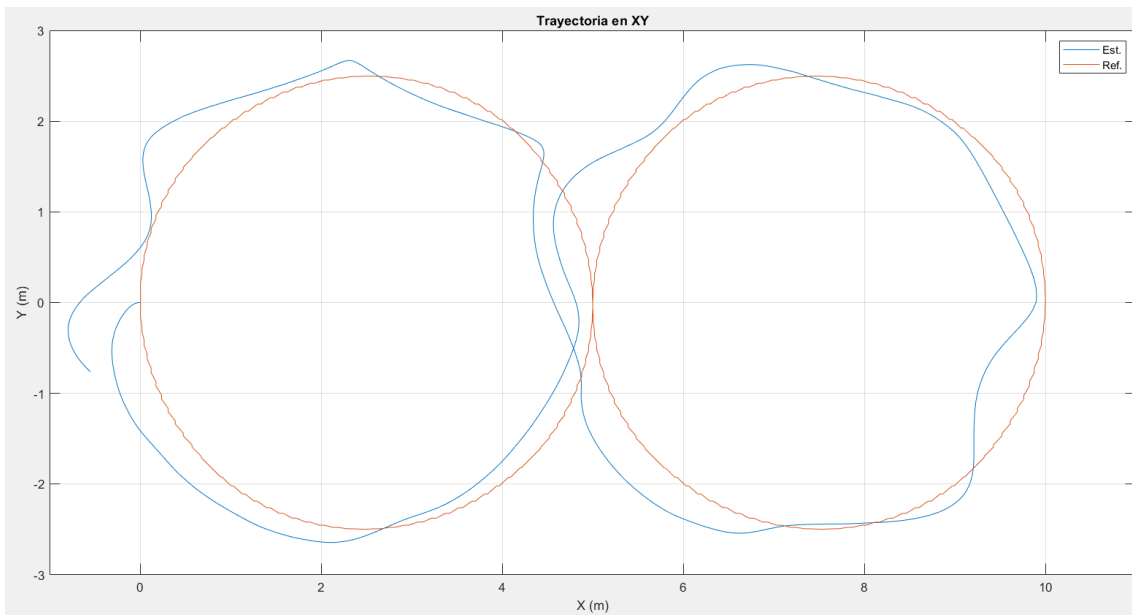
Figura 45. Control de trayectoria en ocho, señales temporales



- El error cuadrático medio del ensayo es: $X = 0,2610$; $Y = 0,1317$

Capítulo 6 – Anexo

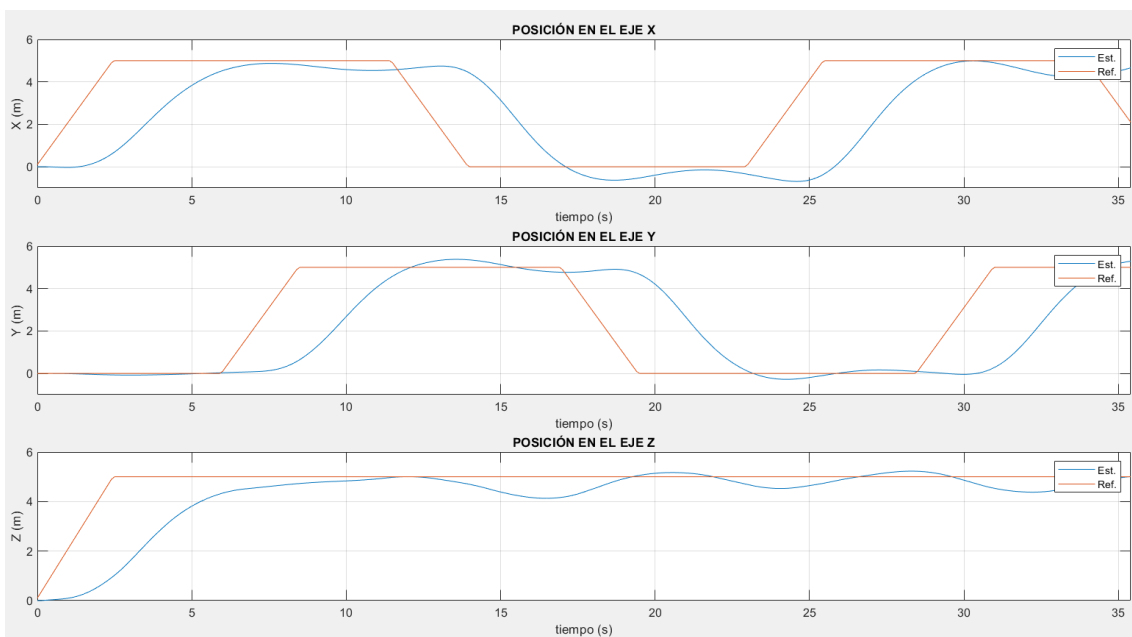
Figura 46. Control de trayectoria en ocho, gráfica en XY



6) Trayectoria cuadrada con control de altitud

En este ensayo se emplea la misma trayectoria cuadrada que en el punto 1, pero en este caso se le añade el controlador de altitud para que siga una referencia constante de 5 metros. Las oscilaciones del controlador de altitud se solucionaron en el punto 8.

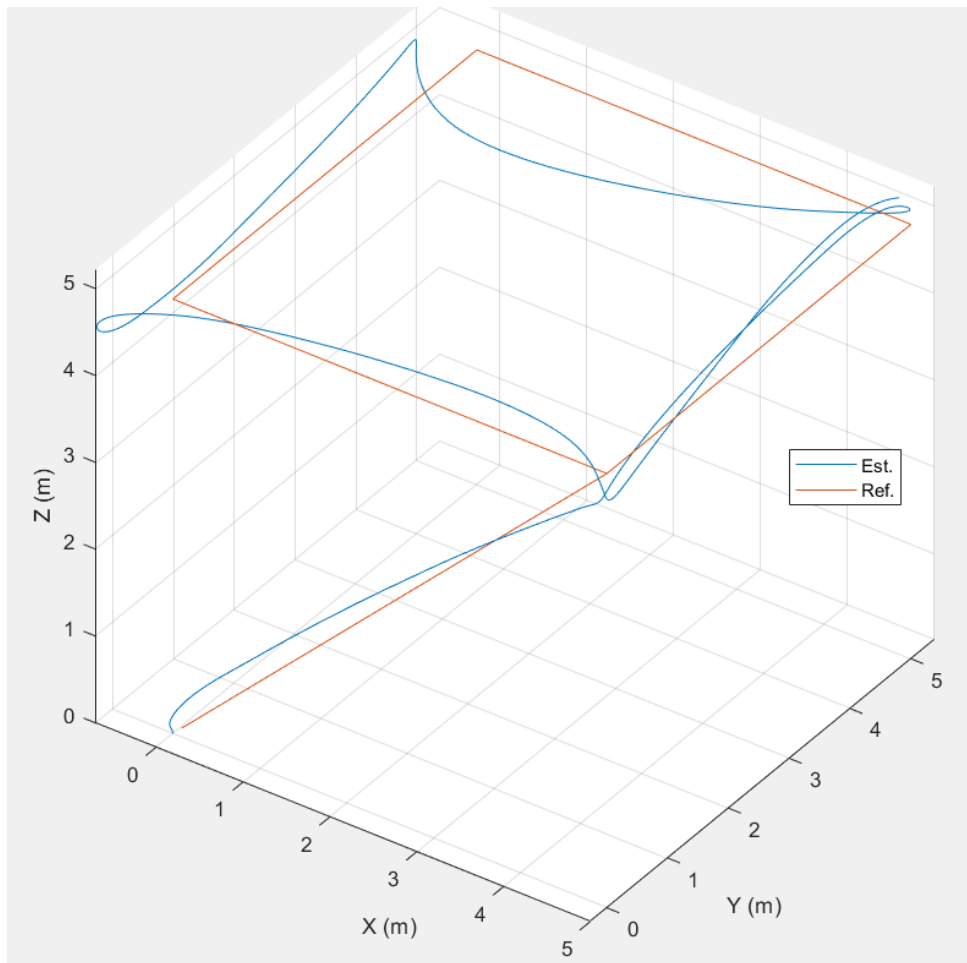
Figura 47. Control de trayectoria cuadrada con altitud, señales temporales



- El error cuadrático medio del ensayo es: $X = 4,2144$; $Y = 3,7801$; $Z = 1,1016$

Capítulo 6 – Anexo

Figura 48. Control de trayectoria cuadrada con altitud, gráfica en XYZ

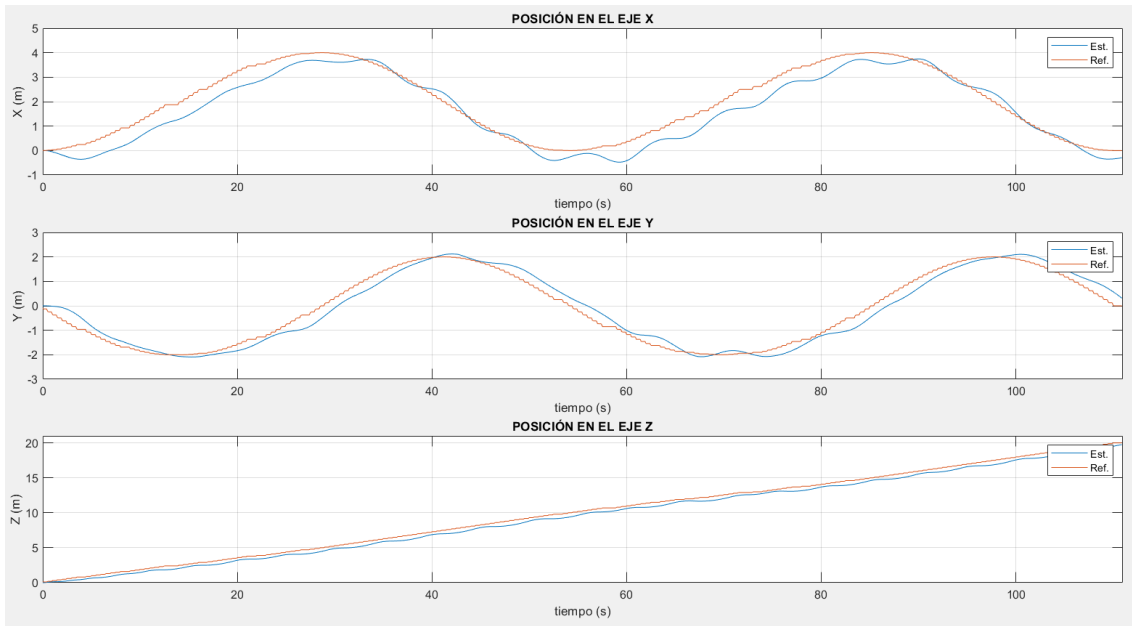


7) Trayectoria en espiral

Al igual que en el ensayo anterior, en este se ha probado el comportamiento del controlador completo, pero en este caso con una trayectoria en espiral de 2 metros de radio. Debido a que se percibieron ciertas oscilaciones del cuadricóptero durante el ensayo, se decidió repetir esta misma trayectoria con las modificaciones oportunas para mejorar el control y comportamiento del sistema.

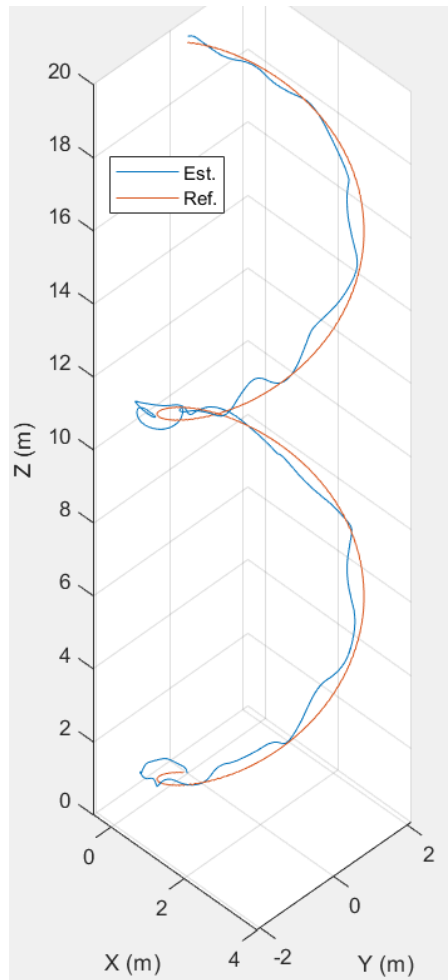
Capítulo 6 – Anexo

Figura 49. Control de trayectoria en espiral, señales temporales



- El error cuadrático medio del ensayo es: $X = 0,2049$; $Y = 0,0916$; $Z = 0,2291$

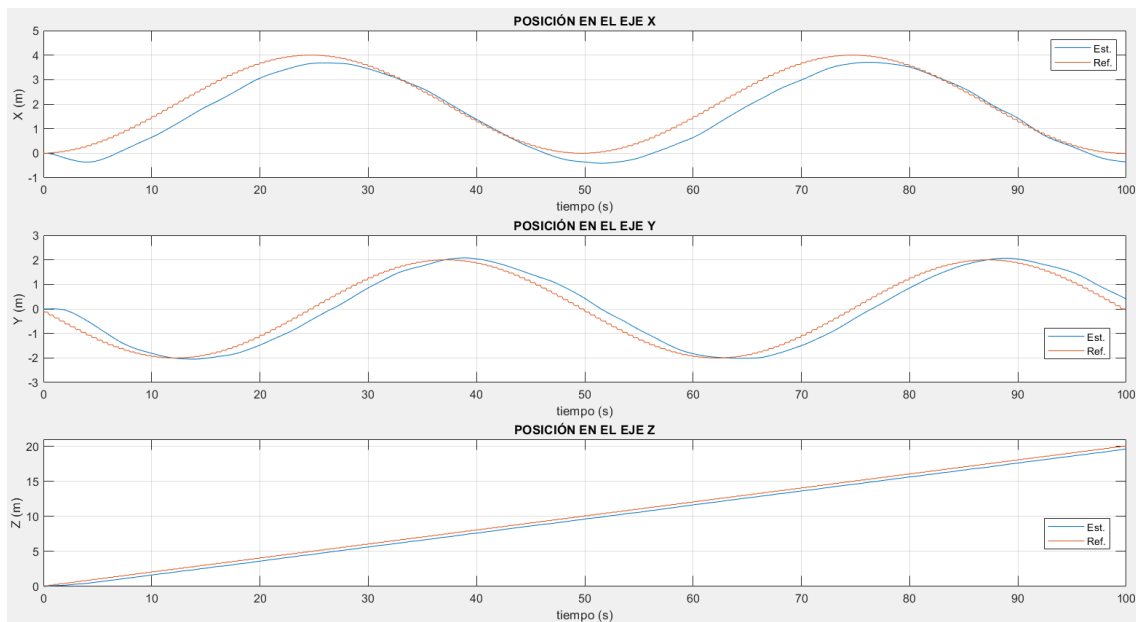
Figura 50. Control de trayectoria en espiral, gráfica en XYZ



8) Trayectoria en espiral suavizada

En el ensayo anterior y en los que se trabajó con trayectorias circulares en un plano, se detectó que el controlador respondía con ligeras oscilaciones. Para solucionarlo, se redujo la distancia marcada en el generador de trayectoria (d_{\min}) y se recalculó los parámetros del controlador. Con estos cambios, se consiguió reducir el tiempo del ensayo en 10 s (un 10 % más rápido) sin perjudicar a la precisión del seguimiento. Otra ventaja, es que el movimiento que describe el cuadricóptero ha sido suavizado notablemente, lo que aumenta la robustez frente a perturbaciones.

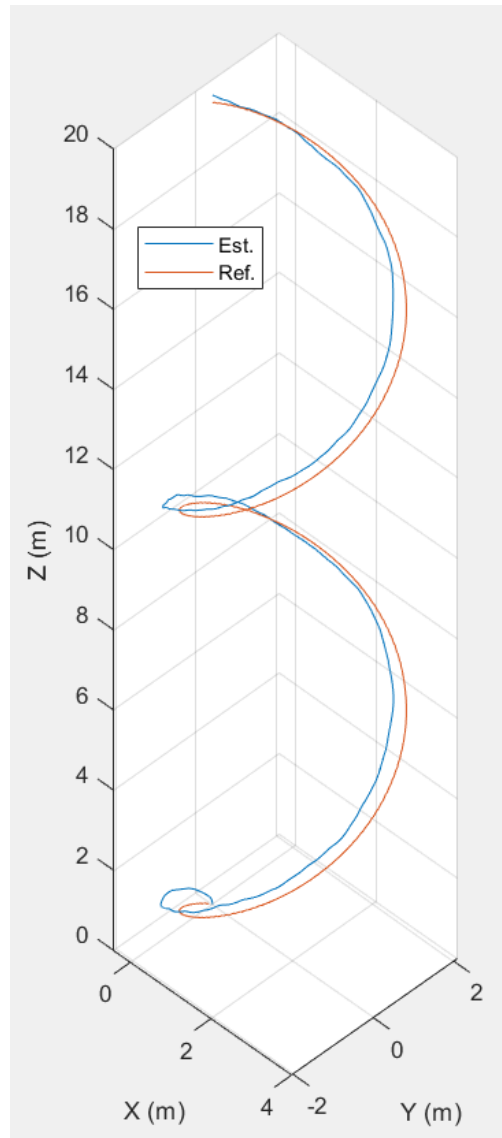
Figura 51. Control de trayectoria en espiral 2, señales temporales



- El error cuadrático medio del ensayo es: $X = 0,2312$; $Y = 0,1084$; $Z = 0,1888$

Capítulo 6 – Anexo

Figura 52. Control de trayectoria en espiral 2, gráfica en XYZ



Resumen de los ensayos con el control de trayectoria

Tabla 7. Resumen del ECM en los ensayos realizados con el control de trayectoria

Trayectorias realizadas	X	Y	Z
Cuadrada de 5 metros de lado con PD	2,3947	2,2863	-
Cuadrada de 5 metros de lado con PID	2	2	-
Curva de Lissajous 1	0,1675	0,3475	-
Curva de Lissajous 2	3,9441	5,3367	-
Circulo de 5 metros de radio	0,4319	0,3169	-
Ocho con círculos de 2,5 metros de radio	0,2610	0,1317	-
Cuadrada con control de altitud	4,2144	3,7801	1,1016
Espiral de 2 metros de radio	0,2049	0,0916	0,2291
Espiral de 2 metros de radio suavizada	0,2312	0,1084	0,1888

Referencias

- [1] K. Guye, "Development of an Indoor Multirotor Testbed for Experimentation on Autonomous Guidance Strategies," 2018.
- [2] J. Mauri, "Disseny d'un controlador per l'AR.Drone 2.0," 2014.
- [3] J. Martínez, "Diseño de estrategias de control basadas en observadores de estados para el seguimiento de trayectorias en vehículos aéreos no tripulados tipo quadricóptero," 2020.
- [4] T. S. Kim, K. Stol, and V. Kecman, "Control of 3 DOF quadrotor model," *Lect. Notes Control Inf. Sci.*, vol. 360, pp. 29–38, 2007, doi: 10.1007/978-1-84628-974-3_2.
- [5] D. Maravall, J. De Lope, and J. P. Fuentes, "Navigation and self-semantic location of drones in indoor environments by combining the visual bug algorithm and entropy-based vision," *Front. Neurobot.*, vol. 11, no. August, pp. 1–10, 2017, doi: 10.3389/fnbot.2017.00046.
- [6] O. Tremblay and L. A. Dessaint, "Experimental validation of a battery dynamic model for EV applications," *24th Int. Batter. Hybrid Fuel Cell Electr. Veh. Symp. Exhib. 2009, EVS 24*, vol. 2, pp. 930–939, 2009.
- [7] M. Athans, "Kalman filtering," *Control Syst. Handb. Control Syst. Adv. Methods, Second Ed.*, no. June, pp. 295–306, 2010, doi: 10.1201/b10384.
- [8] W. Liang, "Attitude Estimation of Quadcopter through Extended Kalman Filter," *Lehigh Univ.*, no. May, pp. 1–42, 2017.
- [9] K. M. Thu and A. I. Gavrilo, "Designing and Modeling of Quadcopter Control System Using L1 Adaptive Control," *Procedia Comput. Sci.*, vol. 103, no. October 2016, pp. 528–535, 2017, doi: 10.1016/j.procs.2017.01.046.
- [10] D. Lee, "AR.Drone 2.0 Support from Embedded Coder." [Online]. Available: <https://github.com/darenlee/SimulinkARDroneTarget>
- [11] S. Piskorski, N. Brulez, P. Eline, and F. D'Haeyer, "AR.Drone Developer Guide," p. 133, 2012.
- [12] R. Krishnan, *Electric motor drives : modeling, analysis, and control*. 2001.
- [13] N. L. M. Jeurgens, "Identification and Control Implementation of an AR . Drone 2 . 0," p. 83, 2017.

Pliego de condiciones

El presente Pliego de Condiciones establece las condiciones (técnicas, económicas, administrativas y legales) que deben existir en el contrato entre contratista y propiedad en la ejecución del proyecto desarrollado en este TFM.

En este trabajo se ha generado un programa que permite simular el control de trayectoria de un cuadricóptero a partir de un modelo real, el cual se complementa con la implementación del control de actitud sobre este. Los programas desarrollados están diseñados para funcionar simultáneamente en tiempo real con el AR.Drone 2.0.

La regulación que se utiliza este TFM se corresponde con las condiciones de uso de la plataforma Riunet. El contenido que ha sido creado durante el desarrollo de este proyecto se corresponde con (sin incluir la memoria):

- Programa en Simulink para la implementación del control de actitud en el cuadricóptero.
- Simulador en Simscape/Simulink para el control de trayectoria del dron, este actúa enviando referencias de orientación al modelo real y puede recibir información de este para el cálculo de trayectorias.

Este trabajo se plantea con un uso principalmente para la docencia, donde es posible utilizar una licencia de estudiante de Matlab y Simulink. En cualquier otro caso es necesario disponer de una licencia individual.

Presupuesto

El siguiente apartado contiene el presupuesto del proyecto, en el cual se realiza un desglose en cuatro subapartados con: costes materiales, costes de los programas, costes de la mano de obra y costes complementarios directos. En el caso de los costes materiales y de licencias, se emplea el coste proporcional a la duración del trabajo (300 h) en función de la vida útil de cada concepto.

1) Costes materiales

El principal coste material del proyecto es el ordenador empleado, teniendo en cuenta sus periféricos. Las especificaciones del PC utilizado son: CPU i7-7700 3.6 GHz, GPU AMD Radeon R5 M435 y 8 GB de RAM. Se recomienda utilizar estas especificaciones como mínimo, teniendo en cuenta que el principal coste computacional y gráfico son las simulaciones de Simulink.

Por otro lado, hay que añadir los costes que se atribuyen al cuadricóptero y los sistemas que se utilizan de apoyo. Si bien el programa desarrollado está pensado para el estudio de cuadricópteros en general, gran parte del código en la implementación del control depende del modelo utilizado. Por consiguiente, se recomienda utilizar el modelo de AR.Drone 2.0. El importe proporcional se ha calculado con una previsión a 5 años de vida útil de los materiales.

Tabla 8. Costes materiales del proyecto

Nº	Concepto	Importe	Importe proporcional
1	Torre PC de gama media	1.500 €	30,82 €
2	Periféricos del PC (ratón, teclado, pantalla)	200 €	4,11 €
3	Gamepad compatible con XInput	20 €	0,41 €
4	Cuadricóptero (ARDrone 2.0 o similar)	300 €	6,16 €
5	Base para el cuadricóptero	15 €	0,31 €
6	Fuente de alimentación de 12 V	10 €	0,21 €

Presupuesto

2) Costes de los programas

El único programa utilizado para el proyecto que necesita licencia para usos profesionales es Matlab y Simulink, se puede estimar como un coste de 2000 € fijo o 800 €/año. El importe proporcional a la duración del trabajo es de 82,2 € (precio anual).

3) Costes de la mano de obra

Este proyecto tiene una duración aproximada de 300 horas, en base a 12 créditos ECTS. El coste total de la mano de obra, a cargo de un ingeniero mecánico recién titulado, alcanza los 5.400 € (18 €/h).

4) Costes directos complementarios

Estos se estiman como el 3 % de la suma de los costes materiales y de *software*, que incluye el coste del pequeño material y de la energía.

Resumen del presupuesto

Tabla 9. Resumen del presupuesto del proyecto

Nº	Descripción	Importe (€)
1	Costes materiales	42,02
2	Costes de los programas (licencias)	82,20
3	Coste de la mano de obra	5.400,00
4	Costes directos complementarios (3 %)	3,73
TOTAL PRESUPUESTO DE EJECUCION MATERIAL		5.527,95

El presupuesto de ejecución material de este proyecto asciende a la expresada cantidad de CINCO MIL QUINIENTOS VEINTISIETE EUROS CON NOVENTA Y CINCO CENTIMOS (5.527,95 €).