

Benchmark de control de la orientación de un multirrotor en una estructura de rotación con tres grados de libertad

Rico-Azagra, J. *, Gil-Martínez, M., Rico, R., Nájera, S., Elvira, C.

Grupo de Ingeniería de Control, Departamento de Ingeniería Eléctrica, Universidad de la Rioja, Logroño, España.

To cite this article: Rico-Azagra, J. , Gil-Martínez, M., Rico, R., Nájera, S., Elvira, C. 2021 A benchmark for orientation control of a multirrotor in a three degrees-of-freedom rotation structure. Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial 18, 265-276. <https://doi.org/10.4995/riai.2021.14356>

Resumen

Un cuatrirrotor con todo el equipamiento de vuelo se encuentra fijado a una estructura que permite la rotación en el espacio sin desplazamiento. Además, un conjunto de herramientas *software* desarrolladas con MATLAB-Simulink® ejecutan la programación de su controladora y gestionan la transmisión en tiempo real de consignas y estados del vuelo pilotado remotamente. Para este banco de pruebas se ofrece un simulador que reproduce fielmente el comportamiento del sistema real con el fin de plantear un *benchmark* de Ingeniería de Control. El problema propuesto es controlar la orientación del multirrotor definida por los ángulos de Euler. Para ello, deben generarse las tres acciones de control que atacan al sistema de propulsión, considerando las velocidades y ángulos que estima el sistema de navegación y las consignas angulares. Para lograr un mayor realismo, en las pruebas de comportamiento se pueden modificar la tensión de alimentación, que simula el nivel de carga de la batería, y una acción de control que emula el control de la altura, lo que da lugar a diferentes puntos de operación. El simulador permite configurar experimentos en lazo abierto o cerrado, para tareas de identificación o para analizar el comportamiento de los controladores en diferentes puntos de operación y ante diferentes entradas. El objetivo final es incorporar una ley de control que mejore el comportamiento dado como referencia para cierto experimento. Tras una simulación, una función de evaluación cuantifica las diferencias en el error de seguimiento y en la acción de control entre el control actual y el de referencia para cada grado de libertad. El principal desafío es optimizar el reducido ancho de banda disponible para controlar un sistema dinámico complejo.

Palabras clave: Vehículo aéreo no tripulado (UAV), control de actitud, educación en control, simulador, banco de pruebas

A benchmark for orientation control of a multirrotor in a three degrees-of-freedom rotation structure

Abstract

A fully equipped quadrotor is attached to a structure that allows free rotation without translation. Additionally, a set of MATLAB-Simulink® tools execute the flight controller programming and manage the real-time transmission of commands and flight states for the remote pilot. For this test bench a simulator is offered. It faithfully reproduces the behaviour of the real system in order to propose a benchmark on Control Engineering. This aims to control the quadrotor orientation described using the Euler angles. Thus the three control actions that attack the propulsion system must be generated taking into account the rotation speeds and angles that are estimated by the navigation system and the angle set points. During the performance tests, a modifiable supply voltage replaces the battery charge level and a control action emulates the height control, resulting in different operating points of the system as in a real flight. The simulator allows free setup of closed and open loop experiments for model identification tasks or analysing the control performance for different inputs and operating points. The final objective is to incorporate a control law that improves the behaviour given as a reference for a certain experiment. After a simulation, an evaluation function quantifies the differences in tracking error and control action between the current control and the reference control for each degree of freedom. The main challenge is a narrow control bandwidth to govern a complex three-variable system.

Keywords: Unmanned aerial vehicle (UAV), attitude control, control education, simulator, testbed

*Autor para correspondencia: javier.rico@unirioja.es

1. Introducción

El aprendizaje del control automático resulta complejo desde el punto de vista conceptual, matemático, y por su carácter multidisciplinar. Como respuesta fortalecedora, el Grupo Temático en Ingeniería de Control del Comité Español de Automática (CEA) propone anualmente concursos tipo *benchmark* donde se plantean problemas de identificación y control como herramientas de trabajo dentro del marco educativo universitario y de iniciación a la investigación. Entre los problemas planteados están: el control del ángulo de cabeceo de un helicóptero (García-Sanz and Elso, 2007), algoritmos de ajuste de PIDs (Romero and Sanchis, 2011), el control del seguimiento de trayectorias por cuatrirrotores (Blasco et al., 2012), el control de una caldera de vapor (Morilla and Rodríguez, 2017; Mercader et al., 2019) y el control de una planta de refrigeración por compresión de vapor (Bejarano et al., 2019).

La propuesta de *benchmark* recogida en este trabajo trata de aprovechar la innegable popularidad de los vehículos aéreos no tripulados (UAVs). Su potencial aplicación en innumerables campos ha propiciado su uso generalizado y nuevos desafíos (Shakhatreh et al., 2019). Asimismo, la madurez tecnológica del sector ha permitido que, a un moderado coste, sea posible configurar *ad hoc* un equipo UAV (Madridano et al., 2020; Kangunde et al., 2021; Bigazzi et al., 2021), lo que ha favorecido su uso en actividades formativas y de investigación. Desde un punto de vista científico-técnico, los UAVs son sistemas multidisciplinares de especial interés en ingeniería y, específicamente, para la práctica de la Ingeniería de Control (Khan et al., 2017; González-Vargas et al., 2019). En particular, el problema de control de un UAV de tipo multirrotor es no-lineal, de seis grados de libertad (6-DOF) y subactuado cuando los propulsores no son reorientables (Zhang et al., 2014; Shraim et al., 2018). Por ello, el control se lleva a cabo tradicionalmente en una estructura jerárquica, donde las capas superiores se ocupan del posicionamiento y las inferiores de la orientación (Nascimento and Saska, 2019). A su vez, un adecuado control de la posición (Gil-Martínez and Rico-Azagra, 2015) hace posible el seguimiento adecuado de trayectorias (Rubí et al., 2020). Sin embargo, el éxito del posicionamiento está supeditado a un adecuado control de la orientación (Lotufo et al., 2019; Chen et al., 2019), y esto último será el objeto del presente *benchmark*.

Es frecuente encontrar bancos de pruebas de estrategias de control (Sánchez-Fontes et al., 2020; Hancer et al., 2018), que tratan de preservar la integridad del equipo UAV y de los usuarios antes de afrontar un vuelo libre. De manera análoga, este *benchmark* se fundamentará en una estructura (Rico-Azagra et al., 2016a; Nájera et al., 2019) que, permitiendo el giro libre de un cuatrirrotor según sus tres ejes de rotación principales, evita su desplazamiento pero posibilita alcanzar la orientación angular deseada en el sistema inercial terrestre (Figura 1). Además, un sistema de alimentación externa, que atraviesa la estructura utilizando anillos rozantes, permitirá una alimentación ininterrumpida y la emulación controlada de diferentes niveles de carga en las baterías y, por tanto, ensayar diferentes puntos de operación del sistema de propulsión.



Figura 1: Plataforma para el control de la orientación de un multirrotor.

El sistema electro-mecánico anterior se completará con una plataforma *hardware-software* adecuada. Ebeid et al. (2018) es la recopilación más reciente de plataformas *hardware*, *software* y de simulación de código abierto, característica, esta última, que ofrece accesibilidad y flexibilidad de adaptación a cualquier proyecto. En particular, las controladoras de vuelo basadas en tecnología Arduino®, como la de esta propuesta, han contado en la década pasada con un gran número de usuarios y desarrolladores de código, debido a su bajo coste. Sus moderadas prestaciones aportarán a este *benchmark* ciertos retos a tener en cuenta en el diseño de controladores que han de ser llevados a la práctica, como son: una capacidad limitada tanto para el cómputo -en cuanto a resolución y tiempo- como para el almacenamiento -soportando una complejidad limitada de los algoritmos de control-. Por otro lado, MATLAB-Simulink®, siendo un *software* comercial de uso científico muy extendido en ingeniería y en especial en el marco universitario, será utilizado como lenguaje de programación para desarrollar y portar el *firmware* a la controladora, así como para proveer un entorno de simulación y evaluación. Cabe destacar la flexibilidad para complementar estas herramientas *ad hoc* al *benchmark* con las librerías propietarias (*toolboxes*), por ejemplo, para la identificación de modelos o el análisis y diseño de sistemas de control.

Con este conjunto (cuatrirrotor fijado a estructura, plataforma *hardware* y entorno *software*), se plantea el *benchmark* de control de la orientación del multirrotor, que propone el seguimiento de referencias angulares según dos niveles de dificultad (categorías¹) y en distintas condiciones de actuación-propulsión. Para independizar el problema de control del sistema físico, se ofrece un simulador representativo de este. A nivel de usuario contiene: un generador de referencias, el sistema de control de libre configuración y el sistema a controlar, que encripta el modelo de rotación del cuatrirrotor, su actuación y estimación del estado. Pueden realizarse diferentes experimentos, en lazo abierto o cerrado, modificándose el punto de operación, las entradas y las estructuras de control, y visualizarse el comportamiento. De cara a establecer un *benchmark* de evaluación concreto, para cierto experimento se dispone del

¹En el contexto del concurso de Ingeniería de Control de CEA, las dos categorías están orientadas a diferenciar la competición para estudiantes con diferente nivel formativo: grado, por un lado, y máster o doctorado, por otro.

comportamiento de un sistema de control de referencia a batir. En tal caso, unas funciones cuantifican las diferencias en el error de seguimiento y la acción de control para cada eje entre el control actual y el de referencia.

La descripción completa del *benchmark* de control en este documento se organiza como sigue. La Sección 2 describe el banco de pruebas real. La Sección 3 detalla el simulador y la evaluación, destacando los principales retos de control. El Apéndice A comenta los archivos MATLAB-Simulink®. Finalmente, el Apéndice B profundiza en el modelo de simulación.

2. Descripción de la plataforma

La estructura de la Figura 1 permite la rotación de un cuatrirrotor de 250 mm de envergadura según tres grados de libertad (Rico-Azagra et al., 2016a; Nájera et al., 2019). Consiste en un marco fijo y dos aros concéntricos (externo e interno) que giran sobre ejes enfrentados 90° entre sí permitiendo la orientación deseada en *yaw* (ψ) y *pitch* (θ). Luego, una varilla que gira acoplada a 90° del eje de giro del aro interno permite la orientación deseada en *roll* (ϕ); siendo (ϕ, θ, ψ) los ángulos de Euler². Un sistema mecánico de bloqueo impide opcionalmente el giro en ψ . Los tres ejes de giro físicos se cortan en lo que se denominará el centro de giro {O}, que en la descripción matemática del movimiento rotacional coincide con el centro de coordenadas del sistema de referencia dextrógiro del cuerpo (SRB). Sus ejes (X_B, Y_B, Z_B) y los ejes (X_G, Y_G, Z_G) del sistema de referencia inercial terrestre (SRG) se representan en la Figura 2. El esquema también muestra los brazos del cuatrirrotor, dispuestos en modo aspa sobre la varilla interna (que coincide con el eje X_B), y el sentido de giro de los rotores en los extremos de los brazos. Así se puede inferir el sentido de las fuerzas de propulsión y de los pares de arrastre ejercidos por las hélices que, a su vez, provocan los momentos principales que hacen girar el SRB con una velocidad (p, q, r) y variar su orientación absoluta expresada en el SRG mediante (ϕ, θ, ψ). Otra consideración importante para el modelo matemático es que el cuatrirrotor con todo el equipamiento a bordo (sistema UAV) presenta un centro de masas que se ubica por debajo de {O} para que, sin alimentación en los motores, el cuatrirrotor se mantenga boca-arriba.

En los acoplamientos mecánicos de giro se emplean rodamientos dentro de anillos colectores (*slip-rings*). Estos últimos permiten, por un lado, el intercambio cableado de datos con el exterior (estación de tierra) y, por otro, la alimentación ininterrumpida de los motores mediante una fuente de tensión regulable que sustituye a las baterías. Esto permitirá emular y ensayar diferentes niveles de tensión de carga v_{bat} , que afectarán al sistema de propulsión. El valor de v_{bat} se obtiene mediante un sensor de tensión en el sistema de alimentación y se contempla un rango de [9; 12,6] V.

El sistema UAV integra los elementos necesarios para un vuelo libre (Nájera et al., 2019), describiéndose a continuación los de mayor interés para esta propuesta. La propulsión es ejercida por hélices tri-pala movidas por motores de corriente continua sin escobillas (BLDC). Su controlador electrónico de velocidad (ESC) responde a señales $M_{i=1,\dots,4}$ según el

protocolo radio control de modulación por anchura de pulso (PWM RC), que pueden actualizarse cada 0,02 s dentro del rango [1000, 2000] μ s. La señal de mando M_i y la tensión de alimentación v_{bat} condicionan la velocidad de giro del motor, de la que dependen la fuerza propulsión y el par de arrastre ejercidos por la hélice (véase el Apéndice B.2). Para el control de la orientación, y considerando la disposición y el sentido de giro de los rotores en la Figura 2, la señal de mando a cada motor es

$$M_1 = u_z - u_\phi - u_\theta - u_\psi \quad (1)$$

$$M_2 = u_z + u_\phi - u_\theta + u_\psi \quad (2)$$

$$M_3 = u_z + u_\phi + u_\theta - u_\psi \quad (3)$$

$$M_4 = u_z - u_\phi + u_\theta + u_\psi \quad (4)$$

donde u_ϕ, u_θ y u_ψ representan las acciones de control para el giro en cada eje principal, y u_z representa la acción de control para mantener la altura si el UAV estuviera en un vuelo libre. Un valor de $u_z=1500 \mu$ s en la mitad del rango admisible habilita el máximo rango simétrico para el control de la orientación.

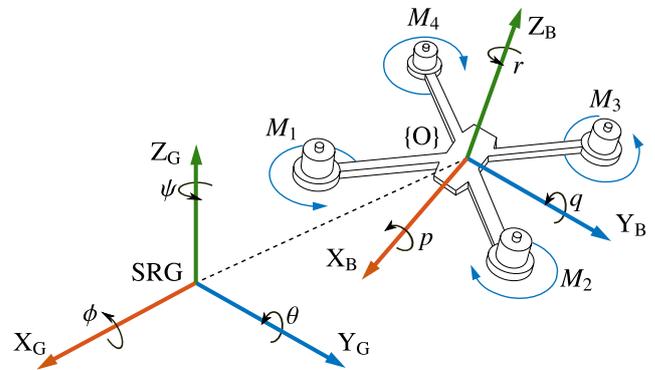


Figura 2: Sistemas de referencia y variables principales.

A bordo también se ubica la controladora de vuelo de bajo coste ArduPilot Mega - APM 3.1 Pro-, que contiene un microcontrolador ATMEGA2560 de 8 bits. Su *firmware* se ha desarrollado para trabajar con un tiempo de muestreo de 0,01 s. El *hardware* APM integra una unidad de medida inercial (IMU) de seis ejes, un magnetómetro de tres ejes y un barómetro. Las medidas *raw* de estos sensores de bajo coste se fusionan convenientemente en el sistema de navegación implementado en el microcontrolador. Por simplicidad, en este *benchmark* se utilizan los giróscopos y acelerómetros para estimar las velocidades de rotación en el SRB (p, q, r) y la actitud en el SRG (ϕ, θ), mientras que el ángulo de *yaw* (ψ) se obtiene mediante un potenciómetro situado en el eje de giro Z_G de la estructura. De esta forma, se evitan las interferencias que producen las corrientes eléctricas en el magnetómetro y la necesidad de calibrar este cuando se cambia la ubicación del equipo. Todas las estimaciones se actualizan cada 0,01 s.

El UAV puede operarse en modo RPAS mediante una emisora radio control, o desde la estación de tierra (PC) gracias al enlace USB que atraviesa la estructura; por cualquiera de estas vías es posible enviar las consignas cada 0,02 s. Con esta misma cadencia se recogen los datos del estado del UAV en la estación de tierra (telemetría).

²Se utiliza la designación inglesa de alabeo (*roll*), cabeceo (*pitch*) y guiñada (*yaw*) debido a su uso generalizado.

El *firmware* implementado en la controladora de vuelo gestiona el sistema radio control, el sistema de navegación, el sistema de control y actuación, y el sistema de comunicaciones. Fuera de línea y desde la estación de tierra se realiza la programación del micro-controlador a través de la conexión USB.

Todo lo anterior se engarza y completa con una plataforma *software* desarrollada íntegramente en MATLAB-Simulink®. Comprende varias herramientas cuya utilidad se describe en la Figura 3 como etapas en el desarrollo del sistema de control de la orientación del multirroto. Las dos primeras etapas recogen la propuesta de este *benchmark*, en tanto en cuanto el entorno de trabajo es en simulación y no precisa de la maqueta física. Se trata de un simulador no lineal, suficientemente representativo del sistema real antes descrito (véase el Apéndice B), que permite experimentar y evaluar estructuras/algoritmos de control, los cuales deberán ser después funcionales en el sistema físico. La tercera etapa representa el *firmware* con el que se programa la controladora APM. Finalmente, la cuarta etapa muestra la comunicación en tiempo real entre la estación de trabajo (PC) y el UAV durante un experimento.

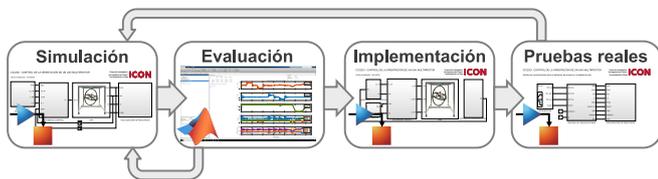


Figura 3: Desarrollo del sistema de control de orientación.

3. Benchmark de control

Se plantea controlar la orientación del cuatrirroto, descrita por los ángulos de Euler, de acuerdo a dos categorías con diferente grado de complejidad:

- En la categoría 1 se bloquea físicamente el giro en el eje Z_G ($\psi = 0$), siendo el objetivo alcanzar y mantener los ángulos ϕ y θ de acuerdo a las referencias que respectivamente se establezcan, r_ϕ y r_θ . Para ello, los algoritmos propuestos deben generar las acciones de control pertinentes u_ϕ y u_θ , mientras que u_ψ se fuerza a cero.
- En la categoría 2 se han de controlar los tres ángulos, ϕ , θ y ψ , de acuerdo a sus respectivas referencias, r_ϕ , r_θ y r_ψ . Para ello, los algoritmos de control propuestos deben generar las acciones de control u_ϕ , u_θ y u_ψ .

Además de las referencias angulares, también se pueden modificar la acción de control u_z y la tensión de alimentación v_{bat} , que modifican el punto de operación del sistema.

El diagrama de bloques Simulink® de la Figura 4 muestra el simulador para el *benchmark*. Utilizando en este un sistema de control no desvelado, la Figura 5 muestra el comportamiento a batir y el experimento de evaluación, que ha utilizado $u_z = 1500 \mu s$ y $v_{bat} = 11$ V. La ventana total de 65 segundos se corresponde con la categoría 2, mientras que los 45 primeros segundos corresponden a la categoría 1. En este último caso se deben obviar ψ y u_ψ , que realmente se mantienen a cero durante una simulación bajo esta categoría. Una función desarrollada

en MATLAB® permitirá evaluar los sistemas de control propuestos respecto del patrón. A continuación, se describen los bloques que integran el simulador y la función de evaluación. La Tabla 1 resume las etiquetas utilizadas para designar todas las variables en Simulink®. El tipo de dato y el tiempo entre muestras de cada variable son acordes a los empleados en la plataforma real.

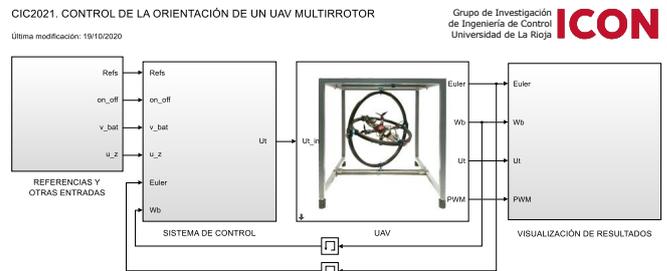


Figura 4: Simulador para el *benchmark*.

3.1. Sistema de control

El objetivo del *benchmark* es programar adecuadamente el bloque SISTEMA DE CONTROL. A éste llega la siguiente información, que se genera y envía desde el bloque REFERENCIAS Y OTRAS ENTRADAS y desde el bloque UAV:

- Las referencias para los tres ángulos de Euler (r_ϕ, r_θ, r_ψ), expresadas en grados $\times 10$ y unificadas en la variable $Refs$ 3×1 con datos de tipo *single* que se actualizan cada 0,02 s. En la plataforma real estas señales se generan y envían desde la estación de tierra.
- La variable lógica *on_off*, que informa sobre la desactivación (1) o activación (0) de los motores, y contiene un dato de tipo *int16* que se actualiza cada 0,02 s. Por motivos de seguridad el arranque de los motores se realiza siempre desde la emisora radio-control, indicándose el estado a través de esta variable.
- La tensión de alimentación (o nivel simulado de la carga en la batería) v_{bat} , expresada en voltios y que llega en la variable *v_bat*, con un dato de tipo *single* que se actualiza cada 0,01 s. En el sistema real esta información es canalizada por la controladora.
- La acción de control simulada para el control de altura u_z , expresada en micro-segundos y que se recibe en la variable *u_z* con un dato de tipo *single* que se actualiza cada 0,02 s. En la plataforma física esta variable se genera en la estación de tierra.
- Los ángulos de orientación en el SRG (ϕ, θ, ψ), expresados en grados $\times 10$ y unificados en la variable $Euler$ 3×1 con datos de tipo *single* que se actualizan cada 0,01 s. En el sistema físico, los algoritmos de estimación del estado se implementan en la controladora de vuelo.
- Las velocidades de rotación en el SRB (p, q, r), expresadas en grados $\times 10$ /s y unificadas en la variable Wb 3×1 con datos de tipo *single* que se actualizan cada 0,01 s. Como la variable anterior, son estimaciones del estado realizadas en la controladora de vuelo.

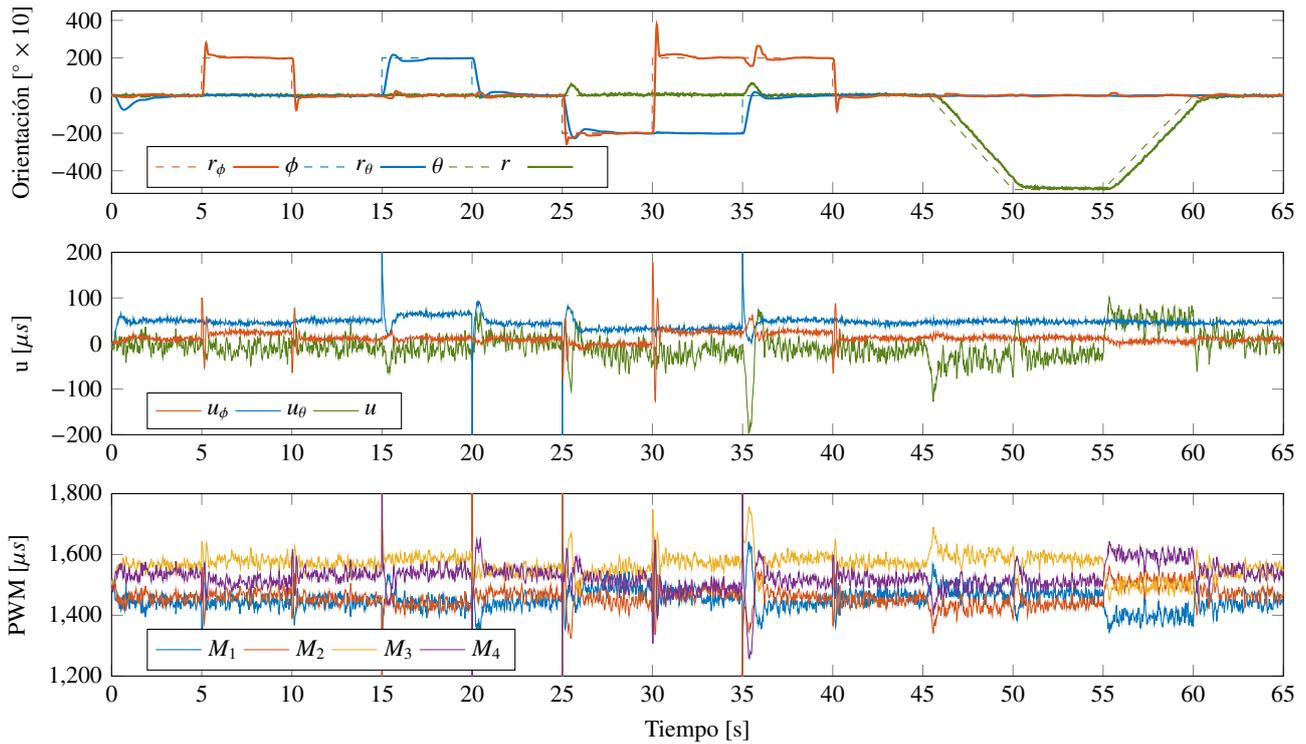


Figura 5: Experimento patrón en la evaluación.

Tabla 1: Variables en el diagrama de bloques Simulink®.

Etiqueta	Significado
r_roll	Referencia externa para el ángulo de <i>roll</i>
r_pitch	Referencia externa para el ángulo de <i>pitch</i>
r_yaw	Referencia externa para el ángulo de <i>yaw</i>
Refs	Vector de referencias para ángulos de Euler
roll	Ángulo de <i>roll</i>
pitch	Ángulo de <i>pitch</i>
yaw	Ángulo de <i>yaw</i>
Euler	Vector de ángulos de Euler
p	Velocidad de rotación en eje X del cuerpo
q	Velocidad de rotación en eje Y del cuerpo
r	Velocidad de rotación en eje Z del cuerpo
Wb	Vector de velocidades de rotación en SRB
u_roll	Acción de control en <i>roll</i>
u_pitch	Acción de control en <i>pitch</i>
u_yaw	Acción de control en <i>yaw</i>
u_z	Acción de control de la altura (simulada)
Ut	Vector de acciones de control
PWM	Vector de señales de control en los ESC
v_bat	Tensión de alimentación del UAV
on_off	Desactivación / activación de motores
Ts	Tiempo de muestreo del sistema
Ts_com	Tiempo de muestreo de las comunicaciones

Las señales que debe proporcionar el bloque SISTEMA DE CONTROL son las acciones de control necesarias para el movimiento en cada eje (u_ϕ, u_θ, u_ψ) y la acción simulada para el hipotético control de la altura en un vuelo libre (u_z). El conjunto ($u_\phi, u_\theta, u_\psi, u_z$), cuyas unidades son micro-segundos, se unifica en la variable de salida $U_t \times 4$, con datos de tipo *single* que

se actualizan cada 0,01 s tal como ocurre en la controladora de vuelo. Nótese que el valor de u_z se generaba en el bloque REFERENCIAS Y OTRAS ENTRADAS cada 0,02 s y ahora es remuestreado a 0,01 s. Esto es debido a que en el sistema real u_z proviene de la estación de tierra. En resumen, en la categoría 2 se deben generar (u_ϕ, u_θ, u_ψ) y en la categoría 1 solo (u_ϕ, u_θ). En este último caso, el valor u_ψ generado por el bloque SISTEMA DE CONTROL se fuerza a cero en el bloque UAV.

Los algoritmos o funciones que se pueden implementar dentro del bloque SISTEMA DE CONTROL son libres, sin perder de vista que la finalidad última es su compilación y programación en la controladora de vuelo, aunque esto quede fuera del alcance de este *benchmark*. Por tanto, el bloque debe incluir todas las funciones que permitirían su compilación. Además, dicha controladora tiene una capacidad de almacenamiento limitada y un micro-controlador de 8 bits. Así, las operaciones planteadas por los algoritmos deberán poder ser ejecutadas de acuerdo a los formatos de datos y tiempos que se han restringido en el *benchmark*, para asegurar el control en tiempo real y la estabilidad del sistema en unas hipotéticas pruebas reales. En concreto, en simulación se trabaja con un *solver* de ejecución de paso fijo, con un tiempo de muestreo de $T_s=0,01$ s, que coincide con la velocidad a la que trabaja el micro-controlador de la controladora de vuelo y, por tanto, es el tiempo para los cálculos de control y la estimación de las variables del estado del sistema. Se trabaja también con otro tiempo entre muestras $T_{s_com}=0,02$ s, que en la plataforma real obedece a los protocolos de comunicación tanto con los ESC de los motores, como con la emisora y la estación de tierra. Esto se ha tenido en cuenta en el entorno de simulación modificándose los tiempos de muestra pertinentes dentro del bloque REFERENCIAS Y OTRAS ENTRADAS, del bloque UAV y del bloque VISUALIZACIÓN DE RESULTADOS.

3.2. Sistema a controlar

Este se encuentra encriptado en el bloque UAV, desde cuya máscara se elige la categoría del concurso, la cual condiciona los datos de entrada y salida del experimento (dos o tres ejes). El bloque alberga un modelo no-lineal representativo del sistema real, que se describe de forma exhaustiva en el Apéndice B y comprende: el sistema de propulsión, la rotación del cuerpo y el estimador del estado empleado en el sistema de navegación.

Desde el bloque SISTEMA DE CONTROL y en la variable $U_{\tau} 4 \times 1$ llegan las acciones de control $(u_{\phi}, u_{\theta}, u_{\psi}, u_z)$, que empleando (1)-(4) configuran la señal de actuación $M_{i=1,\dots,4}$ para cada ESC y cuyo rango se establece en $[1000, 2000] \mu s$. Ya que la comunicación entre controladora y ESCs en el sistema físico es de tipo PWM RC, la actualización solo se hace efectiva cada 0,02 s, por lo que en el modelo de simulación las señales M_i son remuestreadas a esta frecuencia. Finalmente, teniendo en cuenta también la tensión de alimentación de los motores v_{bat} (remuestreada cada 0,02 s en v_{bat}), el modelo dinámico del sistema de propulsión calcula las velocidades ω_i , las fuerzas de propulsión Γ_i y los pares de arrastre δ_i en cada rotor i , constituyendo todos ellos las actuaciones responsables de la rotación del cuerpo. La relación actuación $(\omega_i, \Gamma_i, \delta_i)$ - señal de mando (M_i) se ha modelado para cada rotor, incluyéndose las diferencias observadas empíricamente entre ellos.

Después, se incorporan las ecuaciones del movimiento del cuerpo como sólido rígido. A las aceleraciones angulares en el SRB según los tres grados de libertad de giro (p, q, r) contribuyen: momentos principales debidos a Γ_i y δ_i , momentos giroscópicos debidos a masas en rotación, momentos debidos a fuerzas de fricción viscosa y estática, y momentos debidos a que la fuerza peso se aplica en un punto diferente de $\{O\}$. Integrándose las aceleraciones angulares, se obtiene la velocidad de rotación en el SRB (p, q, r) y empleando cuaternios (Shuster, 1993) se calcula la orientación en el SRG (ϕ, θ, ψ) .

A continuación, dichas variables, que representan el movimiento 'real', se transforman en las variables que medirían los sensores. Así, se deduce la aceleración medida por el acelerómetro (a_x, a_y, a_z) , que, dado que el multirrotor no puede desplazarse, se reduce al vector gravedad rotado al SRB una vez conocidos (ϕ, θ, ψ) . Por otro lado, (p, q, r) se corresponden con lo que captura el giróscopo. Una vez incorporados ruidos característicos, limitaciones de rango y efectos de resolución o muestreo, se incluye un filtro complementario explícito (Rico-Azagra et al., 2016b, 2015) que fusiona la información del acelerómetro y del giróscopo para estimar (ϕ, θ) . También en ψ se añaden ruidos y limitaciones del *hardware* que caracterizan la adquisición de la medida del potenciómetro.

Finalmente, el bloque UAV de la Figura 4 entrega a su salida las variables significativas para el *benchmark*: Euler = $[\phi, \theta, \psi]^T$, Wb = $[p, q, r]^T$, Ut = $[u_{\phi}, u_{\theta}, u_{\psi}, u_z]^T$, PWM = $[M_1, M_2, M_3, M_4]^T$, con datos de tipo *single* que se actualizan cada 0,01s ya que todas estas señales son procesadas o calculadas por funciones en el *firmware* de la controladora de vuelo.

3.3. Evaluación del comportamiento

El bloque REFERENCIAS Y OTRAS ENTRADAS determina el experimento de control. Para el experimento planteado como *benchmark* se ha archivado el comportamiento (Figura 5) de un sistema de control patrón, de estructura y valores no desvelados,

que se utilizará para establecer comparativas con el sistema de control a evaluar.

Durante una simulación, que difiere si se selecciona categoría 1 o categoría 2 en la máscara del bloque UAV, se canaliza toda la información de interés a bloques gráficos dentro del bloque VISUALIZACIÓN DE RESULTADOS. La cadencia de actualización y almacenamiento es de $T_{s_com}=0,02$ segundos, ya que este es el tiempo con el que se reciben los datos en la estación de tierra en el sistema real. Las gráficas muestran: el desempeño en cada eje (*scopes* Roll, Pitch, Yaw) y en el conjunto de ejes (*scope* Orientación), las señales de mando a los motores (*scope* Rotores), y la tensión de alimentación de los motores y la acción de control simulada para el control de altura (*scope* v_bat y u_z); todas estas señales para el sistema de control actual y para el sistema de control de referencia.

Al finalizar la simulación, se genera en el espacio de trabajo (*workspace*) de MATLAB® la variable Datos con los resultados del comportamiento del sistema de control actual. Se trata de una variable de tipo estructura (*struct*) con tiempo, que registra cada 0,02 segundos, las muestras de las variables de interés. Para ello se emplean 21 columnas según el siguiente orden: Refs(3), Euler(3), Wb(3), Ut(4), PWM(4), on_off(1), v_bat(1), categoria(1), tiempo(1). Para el caso del sistema de control de referencia, los datos de comportamiento están disponibles en el fichero DatosCref.mat, que al descargarse en el espacio de trabajo genera las variables de tipo estructura DatosCrefC1 y DatosCrefC2, con los datos del experimento de referencia para la categoría 1 y la categoría 2, respectivamente; los valores se ordenan igual que en la variable Datos.

El desempeño del sistema de control se evalúa cuantitativamente para cada ángulo $\# = \{\phi, \theta, \psi\}$ con los siguientes índices:

- Integral del Error Absoluto (IAE),

$$IAE_{\#} = \int_{t_0}^{t_f} |r_{\#}(t) - \#(t)| dt, \quad (5)$$

donde t_0 y t_f son el tiempo inicial y final del experimento.

- Integral del Error Absoluto ponderado a lo largo del Tiempo (ITAE),

$$ITAE_{\#} = \sum_{i_{\#}=0}^{nT_{\#}-1} \left(\int_{t_{0_{\#}+i_{\#}\Delta t_{\#}}^{t_{0_{\#}+(i_{\#}+1)\Delta t_{\#}}} |r_{\#}(t) - \#(t)| (t - t_{0_{\#}} - i_{\#}\Delta t_{\#}) dt \right). \quad (6)$$

En cada ángulo $\#$ se evalúa un cierto número de tramos $nT_{\#}$, que son recorridos a través del índice $i_{\#}$. El intervalo temporal evaluado en cada tramo $\Delta t_{\#}$ arranca en el instante de cambio de una señal externa $t_{0_{\#}} + i_{\#}\Delta t_{\#}$.

- Integral de la Variación de la Acción de Control Absoluta (IAVU),

$$IAVU_{\#} = \int_{t_0}^{t_f} \left| \frac{du_{\#}(\tau)}{d\tau} \right| dt, \quad (7)$$

donde t_0 y t_f son el tiempo inicial y final del experimento.

Para cada índice, se calcula la ratio entre los valores obtenidos por el sistema de control actual (SC) y el sistema de control de referencia (SC_o), designándose $RIAE_{\#}$, $RITAE_{\#}$ y $RIAVU_{\#}$, respectivamente. Alcanzan el valor uno, cuando SC se comporta como SC_o ; un valor menor que uno, cuando SC mejora a

SC_o ; y un valor mayor que uno, cuando SC empeora respecto a SC_o . Finalmente, un índice de evaluación global combina ponderadamente los índices anteriores

$$I = w_1 RIAE_\phi + w_2 RIAE_\theta + w_3 RIAE_\psi + w_4 RITAE_\phi + w_5 RITAE_\theta + w_6 RITAE_\psi + w_7 RIAVU_\phi + w_8 RIAVU_\theta + w_9 RIAVU_\psi. \quad (8)$$

Los factores de ponderación $w_{i=1,\dots,9}$ no son accesibles. Para la categoría 1 se cumple: $w_3 = w_6 = w_9 = 0$ y $\sum_{i \neq 3,6,9} w_i = 1$. Y para la categoría 2 se cumple: $w_i \neq 0$ y $\sum_{i=1}^9 w_i = 1$.

Para el experimento del *benchmark*, tanto el índice global como los índices-ratio de cada ángulo se obtienen mediante la función `CIC2021_Evaluador.p`, cuya forma de uso se detalla en el Apéndice A. En la categoría 1, para calcular los índices IAE (5) e IAVU (7) en los ángulos $\# = \{\phi, \theta\}$, se consideran $t_0 = 0$ y $t_f = 45$. Y para calcular ITAE (6) se consideran $nT_\# = 8$ tramos de duración $\Delta t_\# = 5$ s; cada tramo comienza en el instante de tiempo de cambio de cualquiera de las señales de referencia r_ϕ o r_θ . Paralelamente, si se selecciona la categoría 2, para calcular los índices IAE (5) e IAVU (7) de $\# = \{\phi, \theta, \psi\}$ se consideran $t_0 = 0$ y $t_f = 65$. Y para calcular ITAE (6) se evalúan $nT_\# = 12$ tramos de duración $\Delta t_\# = 5$ s, que comienzan cuando cambia cualquiera de las referencias $r_\#$.

3.4. Retos de control

Para lograr un buen diseño de control es de gran utilidad familiarizarse con el proceso a controlar, no sólo analizando su comportamiento teórico (Apéndice B), sino también mediante la experimentación. A este respecto, el simulador es fácilmente adaptable tanto al empleo de otras señales de excitación, por ejemplo, las pseudoaleatorias u otra combinación de escalones y rampas, como a que los experimentos se realicen en lazo abierto o cerrado. De esta forma, también es posible la identificación experimental de modelos dinámicos simplificados o probar estrategias de control bajo diversas condiciones.

En el simulador aparece pre-cargada una estructura de control de doble lazo en cada eje: en el lazo interno se realimenta la velocidad de giro en el SRB y en el lazo externo el ángulo girado en el SRG, como suele ser habitual en las controladoras comerciales (Lim et al., 2012). Estas normalmente emplean estructuras de tipo PID, ya que son fácilmente escalables en función de las dimensiones y el peso soportado por el UAV, y también por la facilidad de ajuste de sus parámetros incluso en ausencia de un modelo (Bo et al., 2016; Wang et al., 2016). En el simulador facilitado, con el único fin de obtener un comportamiento estable, aparecen meras ganancias proporcionales en la cadena directa de ambos lazos, que evidentemente no consiguen un buen desempeño respecto al sistema de control de referencia (véase el resultado del evaluador en el Apéndice A).

Si se añaden integradores de control, presenta cierta complejidad el desarrollo de mecanismos *anti-wind-up*, que son imprescindibles en la práctica. La dificultad reside en que las acciones de control (u_ϕ, u_θ, u_ψ) no son las señales de mando $M_{i=1,\dots,4}$, siendo estas últimas las que tienen limitado su rango.

En cuanto al sistema a controlar, es importante puntualizar que la dinámica del movimiento rotacional no se corresponde exactamente con la de un vuelo libre. Principalmente se debe a: (i) las fuerzas de rozamiento en los acoplamientos mecánicos

de los aros y la varilla; (ii) la desviación del centro de masas respecto al de giro; (iii) el anidamiento tridimensional de los ejes de giro. A este respecto, nótese en la Figura 1 cómo el giro en el eje X_B (rotación de la varilla) solo se ve afectado por la inercia del cuerpo del multirrotor, mientras que el giro en el eje Y_B debe vencer la inercia del conjunto aro interno y multirrotor, y finalmente al giro en Z_B se opone la mayor inercia de todas debida a los dos aros y al multirrotor. Esta diferencia en la inercia en cada grado de libertad produce que la acción de control u_ψ durante el transitorio sea mayor que u_θ y esta mayor que u_ϕ para lograr el mismo comportamiento, lo que condiciona la agresividad del controlador en cada eje para que M_i se mantenga dentro del rango admitido. Esto puede comprobarse en la Figura 5 cuando se aplica el mismo cambio escalón en los ejes ϕ y θ (por ejemplo, en los instantes $t = 5$ s y $t = 15$ s, respectivamente) y se registran picos mayores en u_θ que en u_ϕ , pese a ser un control más agresivo el de ϕ que el de θ . También, el acoplamiento debido a las diferencias entre los rotores tiene una repercusión diferente en cada eje; la pauta es que a menor inercia el acoplamiento es más visible. Así, en la Figura 5 puede observarse como los cambios no simultáneos y de la misma amplitud de ϕ y θ , provocan en el eje opuesto desviaciones momentáneas que son claramente más visibles en ϕ que en θ . Por otro lado, al igual que en un vuelo libre, la acción de arrastre δ_i , que suele predominar en el control de ψ , es mucho menor que la acción de empuje Γ_i (véase el Apéndice B). Considerando todo lo anterior, la inclusión del control del tercer grado de libertad ψ añade complejidad al problema. Adicionalmente, para ψ se propone el seguimiento de rampas, es decir, se fija una velocidad de rotación hasta llegar al ángulo deseado, como es común en la operación de multirrotores. Desde el punto de vista de control, esta diversidad en cuanto al tipo de señal de referencia supone un reto al plantearse índices que penalizan el error de seguimiento (5)-(6).

Es de interés que los diseños de control tengan un buen desempeño en otros puntos de operación, que se pueden modificar con v_{bat} y u_z . La reducción de la tensión de alimentación (v_{bat}) produce que, para la misma señal de mando (M_i), el efecto aerodinámico de los rotores (Γ_i, δ_i) disminuya. Por tanto, si se quiere mantener la misma agresividad de respuesta dinámica, se reduce el rango disponible para el control de la orientación. Por otro lado, originalmente se plantea un valor para la señal u_z en el punto medio del rango, lo que maximiza el rango disponible para maniobrar dinámicamente con u_ϕ, u_θ y u_ψ . No obstante, cabe destacar que la diferencia en el rendimiento de los rotores hace que estas acciones evolucionen a valores distintos de cero para mantener $\phi = \theta = \psi = 0$ según se muestra en la Figura 5.

En resumen, es posible elegir puntos de operación, o combinaciones de amplitud o simultaneidad en los cambios en las referencias, que pueden desembocar en condiciones de saturación, complicar el diseño de control o justificar el empleo de técnicas de diseño avanzadas que combatan el acoplamiento.

Finalmente, uno de los retos más importantes es la gestión del ancho de banda disponible. El sistema a controlar presenta dinámicas poco amortiguadas, y la constante de tiempo más rápida, que corresponde a la respuesta de los motores, es muy próxima al intervalo de muestreo más desfavorable. Por todo ello, el empleo de técnicas en el dominio discreto puede resultar ventajoso para aprovechar al máximo el ancho de banda.

4. Conclusiones

El *benchmark* de control propuesto se apoya en un simulador que responde a un banco de pruebas real. A su vez, el campo de los UAVs resulta motivador para la práctica de la Ingeniería de Control. Como problema de control conjuga muchos aspectos de esta disciplina. Por un lado, el modelado teórico mediante ecuaciones diferenciales se combina con aspectos no lineales del sistema controlado o del sistema de adquisición y el procesamiento digital, configurando finalmente un modelo de simulación realista. Paralelamente, se recomienda la identificación experimental mediante señales clásicas o pseudoaleatorias para obtener modelos simplificados de control, como tres sistemas de simple-entrada/simple-salida, o modelos multivariantes más complejos. Se plantean problemas de seguimiento de referencias escalón y rampa, y a su vez problemas de regulación o rechazo, en tanto en cuanto en cada eje se debe minimizar la influencia de los otros dos. Las estructuras de control pueden abordar lazos en cascada, incluir desacopladores o controladores multivariantes. Son importantes las limitaciones del rango de actuación y del ancho de banda. Diseños de control en el dominio continuo, pueden mejorarse en el dominio discreto. Finalmente, el cambio en las condiciones de operación exige robustez en los controladores.

Agradecimientos

Los autores agradecen la ayuda prestada por el Gobierno de La Rioja a través del proyecto de I+D ADER 2017-I-IDD-00035, y por la Universidad de La Rioja a través de la Ayuda para la realización de Proyectos de Innovación Docente 2020 PID N° 36 y la Ayuda a Grupos de Investigación REGI2020/23.

Referencias

- Bejarano, G., Alfaya, J., Rodríguez, D., Ortega, M., Morilla, F., 2019. Control de un sistema de refrigeración. Visitado 27.03.2021. URL: <http://www.dia.uned.es/~fmorilla/CIC2019/>
- Bigazzi, L., Gherardini, S., Innocenti, G., Basso, M., 2021. Development of non expensive technologies for precise maneuvering of completely autonomous unmanned aerial vehicles. *Sensors (Switzerland)* 21 (2), 1–24. DOI: 10.3390/s21020391
- Blasco, X., Garcia-Nieto, S., Reynoso-Meza, G., 2012. Control autónomo del seguimiento de trayectorias de un vehículo cuatrirrotor. Simulación y evaluación de propuestas. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial* 9 (2), 194–199. DOI: 10.1016/j.riai.2012.01.001
- Bo, G., Xin, L., Hui, Z., Ling, W., 2016. Quadrotor helicopter attitude control using cascade PID. In: *Proceedings of the 28th Chinese Control and Decision Conference, CCDC 2016*. pp. 5158–5163. DOI: 10.1109/CCDC.2016.7531919
- Chen, Y., Zhang, G., Zhuang, Y., Hu, H., 2019. Autonomous flight control for multi-rotor UAVs flying at low altitude. *IEEE Access* 7, 42614–42625. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2908205
- Ebeid, E., Skriver, M., Tærkildsen, K. H., Jensen, K., Schultz, U. P., 2018. A survey of open-source UAV flight controllers and flight simulators. *Microprocessors and Microsystems* 61, 11–20. DOI: 10.1016/j.micpro.2018.05.002
- García-Sanz, M., Elso, J., 2007. Resultados del benchmark de diseño de controladores para el cabeceo de un helicóptero. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial* 4 (4), 117–120. DOI: 10.1016/S1697-7912(07)70251-0
- Gil-Martínez, M., Rico-Azagra, J., 2015. Multi-rotor robust trajectory tracking. In: *2015 23rd Mediterranean Conference on Control and Automation, MED 2015 - Conference Proceedings*. pp. 865–870. DOI: 10.1109/MED.2015.7158854
- González-Vargas, A., Serna-Ramírez, J., Fory-Aguirre, C., Ojeda-Misses, A., Cardona-Ordoñez, J., Tombé-Andrade, J., Soria-López, A., 2019. A low-cost, free-software platform with hard real-time performance for control engineering education. *Computer Applications in Engineering Education* 27 (2), 406–418. DOI: 10.1002/cae.22084
- Hancer, M., Bitirgen, R., Bayazit, I., 2018. Designing 3-DOF hardware-in-the-loop test platform controlling multirotor vehicles. *IFAC-PapersOnLine* 51 (4), 119–124. DOI: 10.1016/j.ifacol.2018.06.058
- Kangunde, V., Jamisola, R.S., J., Theophilus, E., 2021. A review on drones controlled in real-time. *International Journal of Dynamics and Control*. DOI: 10.1007/s40435-020-00737-5
- Khan, S., Jaffery, M. H., Hanif, A., Asif, M. R., 2017. Teaching tool for a control systems laboratory using a quadrotor as a plant in MATLAB. *IEEE Transactions on Education* 60 (4), 249–256. DOI: 10.1109/TE.2017.2653762
- Lim, H., Park, J., Lee, D., Kim, H., 2012. Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles. *IEEE Robotics and Automation Magazine* 19 (3), 33–45. DOI: 10.1109/MRA.2012.2205629
- Lotufo, M., Colangelo, L., Perez-Montenegro, C., Canuto, E., Novara, C., 2019. UAV quadrotor attitude control: An ADRC-EMC combined approach. *Control Engineering Practice* 84, 13–22. DOI: 10.1016/j.conengprac.2018.11.002
- Madridano, A., Campos, S., Al-Kaff, A., García, F., Martín, D., Escalera, A., 2020. Vehículo aéreo no tripulado para vigilancia y monitorización de incendios. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática industrial* 17 (3), 254–263. DOI: 10.4995/riai.2020.11806
- Mercader, P., Cánovas, C. D., Baños, A., 2019. Control PID multivariable de una caldera de vapor. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial* 16 (1), 15–25. DOI: 10.4995/riai.2018.9034
- Morilla, F., Rodríguez, C., 2017. Control de una caldera de vapor. Visitado 27.03.2021. URL: <http://www.dia.uned.es/~fmorilla/CIC2017/>
- Nájera, S., Rico-Azagra, J., Elvira, C., Gil-Martínez, M., 2019. Plataforma giroscópica realizada mediante impresión 3D para el control de actitud y orientación de UAVs multi-rotor. In: *Actas de las XL Jornadas de Automática, Comité Español de Automática de la IFAC*. pp. 317–323. DOI: 10.17979/spudc.9788497497169.317
- Nascimento, T. P., Saska, M., 2019. Position and attitude control of multi-rotor aerial vehicles: A survey. *Annual Reviews in Control* 48, 129 – 146. DOI: 10.1016/j.arcontrol.2019.08.004
- Rico, R., Maisterra, P., Gil-Martínez, M., Rico-Azagra, J., S., N., 2015. Identificación experimental de los parámetros de un cuatrirrotor. In: *Actas de las XXXVI Jornadas de Automática, Comité Español de Automática de la IFAC*. pp. 973–982.
- Rico-Azagra, J., Gil-Martínez, M., Rico, R., Maisterra, P., 2016a. Plataforma didáctica de bajo coste para el control de actitud y orientación de UAVs multi-rotor. In: *Actas de las XXXVII Jornadas de Automática, Comité Español de Automática de la IFAC*. pp. 989–997.
- Rico-Azagra, J., Gil-Martínez, M., Rico-Azagra, R., Maisterra, P., 2016b. Low-cost attitude estimation for a ground vehicle. *Advances in Intelligent Systems and Computing* 417, 121–132. DOI: 10.1007/978-3-319-27146-0_10
- Rico-Azagra, J., Rico, R., Maisterra, P., Gil-Martínez, M., 2015. Comparación de algoritmos de estimación de actitud. In: *Actas de las XXXVI Jornadas de Automática, Comité Español de Automática de la IFAC*. pp. 911–920.
- Romero, J. A., Sanchis, R., 2011. Benchmark para la evaluación de algoritmos de auto-ajuste de controladores PID. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial* 8 (1), 112–117. DOI: 10.4995/RIAI.2011.01.13
- Rubí, B., Pérez, R., Morcego, B., 2020. A survey of path following control strategies for UAVs focused on quadrotors. *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications* 98 (2), 241–265. DOI: 10.1007/s10846-019-01085-z
- Shakhatreh, H., Sawalmeh, A. H., Al-Fuqaha, A., Dou, Z., Almaita, E., Khalil, I., Othman, N. S., Khreishah, A., Guizani, M., 2019. Unmanned aerial vehicles (UAVs): A survey on civil applications and key research challenges. *IEEE Access* 7, 48572–48634. DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2909530
- Shraim, H., Awada, A., Youness, R., 2018. A survey on quadrotors: Configurations, modeling and identification, control, collision avoidance, fault diagnosis and tolerant control. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine* 33 (7), 14–33. DOI: 10.1109/MAES.2018.160246
- Shuster, M. D., 1993. Survey of attitude representations. *Journal of the Astronautical Sciences* 41 (4), 439–517.
- Sánchez-Fontes, E., Vilchis, J. A., Vilchis-González, A., Saldívar, B., Jacinto-Villegas, J., Martínez-Mendez, R., 2020. Nuevo vehículo aéreo autónomo estable por construcción: configuración y modelo dinámico. *Revista Ibero-*

americana de Automática e Informática industrial 17 (3), 264–275. DOI: 10.4995/riai.2020.11603
 SolidWorks, 2018. Versión 2018. Dassault Systèmes S.A., Vélizy-Villacoublay, Francia.
 Wang, P., Man, Z., Cao, Z., Zheng, J., Zhao, Y., 2016. Dynamics modelling and linear control of quadcopter. In: International Conference on Advanced Mechatronic Systems, ICAMechS. Vol. 0. pp. 498–503. DOI: 10.1109/ICAMechS.2016.7813499
 Zhang, X., Li, X., Wang, K., Lu, Y., 2014. A survey of modelling and identification of quadrotor robot. Abstract and Applied Analysis 2014, Article ID 320526, 16 pages. DOI: 10.1155/2014/320526

Apéndice A. Archivos MATLAB-Simulink®

En <https://github.com/jarico/control-orientacion-UAV> se ha creado un repositorio donde, además de los archivos creados originalmente con la versión 2018b de MATLAB-Simulink® para el sistema operativo Windows de 64 bits, se encuentran disponibles los ficheros para otras versiones y sistemas operativos. En cada paquete se encuentran las siguientes herramientas:

- **Simulador_CIC2021.slx.** Fichero Simulink® que contiene el entorno de la Figura 4. Los algoritmos/estructuras de control a evaluar se deben integrar en el bloque SISTEMA DE CONTROL. Éste, inicialmente, contiene una estructura de control que permite ejecutar una simulación. Además, se debe seleccionar la categoría dentro de la máscara del bloque UAV, ya que esta condiciona el tipo de experimento. La ejecución de Simulador_CIC2021.slx genera en el espacio de trabajo la variable Datos de tipo struct que almacena el comportamiento del sistema de control actual.
- **UAV_sf.mexw64, UAV_sf.c, UAV_sf.h y UAV.png.** Ficheros auxiliares para el modelo Simulink®.
- **DatosCref.mat.** Fichero de datos MATLAB® que contiene el comportamiento de los sistemas de control de referencia para los experimentos de cada categoría.
- **CIC2021_Evaluador.p.** Función de evaluación cuyo uso se muestra a través de un ejemplo. Tras ejecutar Simulador_CIC2021.slx, con el sistema de control de partida y seleccionada la categoría 2, se genera la variable Datos en el espacio de trabajo. Esta se pasa como argumento de entrada en la llamada a la función de evaluación desde la línea de comandos del entorno MATLAB®: `>> CIC2021_Evaluador(Datos)`. Y la función devuelve en la línea de comandos:

Categoría 2: Resultados de la evaluación				
	IAE	ITAE	IAVU	Total
Roll	6.6382	18.185	0.15926	9.9612
Pitch	14.482	31.02	0.17473	18.236
Yaw	2.2059	1.7964	0.088131	1.6186
Resultado total de la ley de control: 9.9385				

que muestra el valor de los índices-ratio³ $RIA E_{\#}$, $RITAE_{\#}$ y $RIAVU_{\#}$ para cada ángulo $\# = \phi, \theta, \psi$, y el

índice global. Además, se generan automáticamente cuatro figuras: Categoría 2: Roll, con la evolución temporal de $(r_{\phi}, \phi, p, u_{\phi})$ para el sistema de control actual y el de referencia; Categoría 2: Pitch, con la evolución temporal de $(r_{\theta}, \theta, q, u_{\theta})$ para el sistema de control actual y el de referencia; Categoría 2: Yaw, con la evolución temporal de $(r_{\psi}, \psi, q, u_{\psi})$ para el sistema de control actual y el de referencia; y Categoría 2: Orientación, que resume el comportamiento del controlador actual $(r_{\phi}, \phi, r_{\theta}, \theta, r_{\psi}, \psi, u_{\phi}, u_{\theta}, u_{\psi}, M_1, M_2, M_3, M_4)$.

Apéndice B. Modelo de simulación

A continuación, se amplía la información de la Sección 3.2 sobre el modelo encriptado en el bloque UAV de la Figura 4. En particular, la Figura B.6 muestra el modelo no lineal implementado, que se subdivide en tres grandes bloques. El central contiene la dinámica de rotación del sólido rígido confinado en la estructura, siendo precedido por su sistema de propulsión y seguido de su sistema de medida y estimación del movimiento. La constitución de cada uno de estos bloques se detalla a continuación, y finalmente se verifica la correspondencia entre las respuestas del modelo de simulación y el sistema real para cierto experimento.

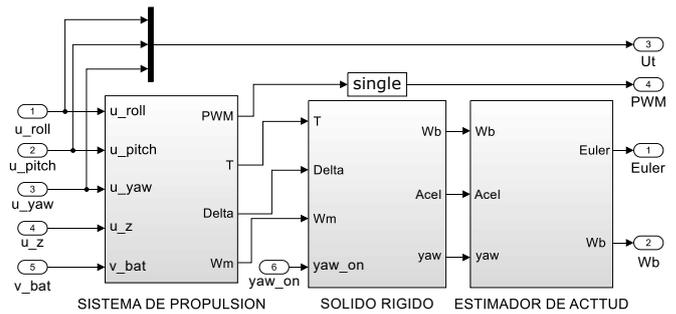


Figura B.6: Estructura del modelo no-lineal del sistema.

Apéndice B.1. Modelo de rotación del sólido rígido

En el sistema de referencia no inercial (SRB) de tipo dextrógiro -Figura 2-, el vector de momentos $[M_x \ M_y \ M_z]^T$ sobre el cuerpo producen la aceleración angular

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_x} (M_x - (I_z - I_y) q r) \\ \frac{1}{I_y} (M_y - (I_x - I_z) r p) \\ \frac{1}{I_z} (M_z - (I_y - I_x) p q) \end{bmatrix}, \quad (B.1)$$

que asume constante y diagonal la matriz del tensor de inercias, $diag(\mathbf{I}) = [I_x \ I_y \ I_z]^T$. El momento total en cada eje del SRB se debe a varias componentes, que se describen a continuación.

Por un lado, los pares principales

$$\begin{bmatrix} M_{\Gamma_x} \\ M_{\Gamma_y} \\ M_{\delta_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{l}{2\sqrt{2}} (-\Gamma_1 + \Gamma_2 + \Gamma_3 - \Gamma_4) \\ \frac{l}{2\sqrt{2}} (-\Gamma_1 - \Gamma_2 + \Gamma_3 + \Gamma_4) \\ (-\delta_1 + \delta_2 - \delta_3 + \delta_4) \end{bmatrix} \quad (B.2)$$

se obtienen gracias a las fuerzas y pares aerodinámicos ejercidos por las hélices de los rotores. La configuración que los

³En la cabecera de las columnas se imprime la designación genérica del índice para una identificación más intuitiva.

soporta es en \times , resultando una distancia total l entre rotores opuestos (brazo de longitud $l/2$). Cada rotor gira en el sentido indicado en la Figura 2 a una velocidad $\omega_{i=1,\dots,4}$. Los pares de giro alrededor de X_B e Y_B , es decir M_{Γ_x} y M_{Γ_y} , son debidos a la combinación algebraica de los momentos producidos por las fuerzas de empuje (*thrust*) Γ_i , mientras que el par M_{δ_z} de giro alrededor de Z_B se debe a la combinación algebraica de los momentos de arrastre (*drag*) δ_i .

Además, cada conjunto motor-hélice (rotor) representa una masa en rotación que ejercerá un par giroscópico en el UAV. Cada rotor i gira en un eje paralelo a Z_B , por lo que su vector velocidad es $[0 \ 0 \ \omega_i]^T$ y presenta una inercia $[0 \ 0 \ I_r]^T$, que se asume igual para todos los rotores. Aplicando la ley de conservación del momento angular, el momento resultante ejercido por un rotor i en el cuerpo principal es

$$\begin{bmatrix} M_{r_x}^i \\ M_{r_y}^i \\ M_{r_z}^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_r \omega_i q \\ -I_r \omega_i p \\ I_r \dot{\omega}_i \end{bmatrix}. \quad (B.3)$$

Definiendo la cantidad de movimiento del conjunto de rotores en un eje del cuerpo principal como

$$L_r = I_r (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4), \quad (B.4)$$

el par giroscópico que ejercen todos los rotores en el cuerpo del UAV se calcula según

$$\begin{bmatrix} M_{r_x} \\ M_{r_y} \\ M_{r_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_r q \\ -L_r p \\ \dot{L}_r \end{bmatrix}. \quad (B.5)$$

Por otro lado, en un vuelo libre es habitual despreciar los pares debidos a las fuerzas de fricción viscosa. No así en el caso del multirrotor en la estructura de giro sin desplazamiento, donde adicionalmente aparecen fuerzas significativas de fricción estática debidas a los acoplamientos mecánicos de los ejes de giro. El conjunto de pares de fricción se modela según

$$\begin{bmatrix} M_{\mu_x} \\ M_{\mu_y} \\ M_{\mu_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\mu_{C_x} \frac{p}{|p|} - \mu_x p \\ -\mu_{C_y} \frac{q}{|q|} - \mu_y q \\ -\mu_{C_z} \frac{r}{|r|} - \mu_z r \end{bmatrix}, \quad (B.6)$$

siendo: μ_{C_x} , μ_{C_y} , μ_{C_z} los coeficientes de fricción de Coulomb, y μ_x , μ_y , μ_z los coeficientes de fricción viscosa.

El cuatrirrotor y su equipamiento se sujetan a la varilla interna de la estructura de giro de modo que en reposo el conjunto descansa boca-arriba (hélices orientadas para empuje), con el fin de facilitar la inicialización ($\phi = \theta = \psi = 0^\circ$) al comienzo de un experimento. Para ello, el centro de gravedad del UAV se sitúa a una distancia d por debajo del centro de giro $\{O\}$ y, despreciando otros desequilibrios, Z_B se encuentra inicialmente alineado con Z_G . Entonces, el vector peso de módulo mg (siendo g la gravedad y m la masa) produce unos pares en SRB

$$\begin{bmatrix} M_{g_x} \\ M_{g_y} \\ M_{g_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mgd \sin(\phi) \cos(\theta) \\ -mgd \sin(\theta) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (B.7)$$

que dependen de la actitud del UAV en SRG, es decir, de los ángulos de Euler: *roll* ϕ y *pitch* θ .

Las contribuciones de todos los momentos anteriores (B.2)-(B.7) conforman el vector de momentos global

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{\Gamma_x} + M_{r_x} + M_{\mu_x} + M_{g_x} \\ M_{\Gamma_y} + M_{r_y} + M_{\mu_y} + M_{g_y} \\ M_{\delta_z} + M_{r_z} + M_{\mu_z} + M_{g_z} \end{bmatrix}, \quad (B.8)$$

que sustituido en (B.1) determina la aceleración angular en el SRB. La integración de esta aceleración arroja la velocidad angular en SRB $[p \ q \ r]^T$.

Para la transformación de las variables al sistema de referencia terrestre (SRG) existen diversas alternativas, optando aquí por el empleo de cuaternios (Shuster, 1993). La velocidad de rotación expresada en cuaternios en el SRB responde a

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_2 & -q_3 & -q_4 \\ q_1 & -q_4 & q_3 \\ q_4 & q_1 & -q_2 \\ -q_3 & q_2 & q_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \quad (B.9)$$

que integrada permite obtener $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T$, cuaternión que expresa la orientación de SRG en SRB. En dichas integraciones el cuaternión \mathbf{q} debe ser normalizado, $\mathbf{q} = \mathbf{q}/|\mathbf{q}|$, para que el cuaternión conjugado $\mathbf{Q} = [Q_1 \ Q_2 \ Q_3 \ Q_4]^T = [q_1 \ -q_2 \ -q_3 \ -q_4]^T = \bar{\mathbf{q}}$ coincida con el cuaternión inverso \mathbf{q}^{-1} . A partir de \mathbf{Q} , cuaternión que expresa la orientación de SRB respecto a SRG, se calculan los ángulos de Euler como

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{atan2}(2Q_1Q_2 + 2Q_3Q_4, 1 - 2Q_2^2 + 2Q_3^2) \\ \text{asin}(2Q_1Q_3 - 2Q_2Q_4) \\ \text{atan2}(2Q_1Q_4 + 2Q_2Q_3, 1 - 2Q_3^2 + 2Q_4^2) \end{bmatrix}. \quad (B.10)$$

A través de mediciones, diversas pruebas experimentales (Rico et al., 2015), y modelos CAD (SolidWorks, 2018), se identifican los parámetros de las ecuaciones anteriores para la plataforma real. Sus valores se resumen en la Tabla B.2.

Tabla B.2: Parámetros del modelo.

	Valor		Uds.	
	Valor	Uds.	Valor	Uds.
l	0,25	m	μ_{C_x}	0,006 N · m/rad
d	0,015	m	μ_{C_y}	0,006 N · m/rad
m	0,375	kg	μ_{C_z}	0,004 N · m/rad
I_x	0,00135	kg · m ²	μ_x	0,0015 N · m · s/rad
I_y	0,018	kg · m ²	μ_y	0,0015 N · m · s/rad
I_z	0,04	kg · m ²	μ_z	0,05 N · m · s/rad
I_r	$1,05 \times 10^{-6}$	kg · m ²		

Las ecuaciones anteriores describen de forma general la rotación del sólido rígido que se implementa en el bloque central de la Figura B.6. Desde el bloque SISTEMA DE PROPULSION se reciben las fuerzas de empuje Γ_i , pares de arrastre δ_i y velocidades $\omega_{i=1,\dots,4}$, unificadas, respectivamente, en las variables Simulink®: T, Delta y Wm, de dimensión 4×1 . Siguiendo el procedimiento antes indicado, se obtienen las velocidades angulares en SRB (p, q, r), unificadas en la variable Wb 3×1 , que se genera como salida del bloque SOLIDO RIGIDO. Nótese cómo para calcular los momentos de (B.8) se precisan los ángulos de Euler en (B.7). Estos ángulos son obtenidos a partir de (B.10) y realimentados a la entrada del modelo que implementa la dinámica del UAV.

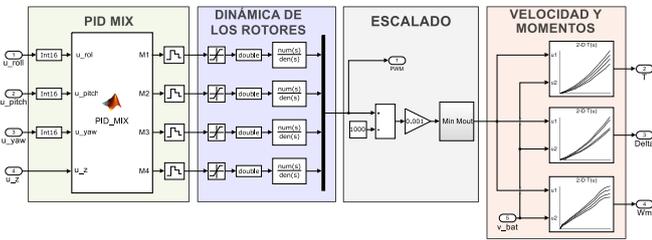
La variable W_b ingresa después en el bloque ESTIMADOR DE ACTITUD, para poder modelar la señal que será medida por el giróscopo de la IMU. Por otro lado, y dado que el cuatrirrotor no puede desplazarse, el acelerómetro de la IMU solo detectará la aceleración de la gravedad g rotada desde SRG a SRB

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\theta s_\psi & -s_\theta \\ -c_\phi s_\psi + s_\phi s_\theta c_\psi & c_\phi c_\psi + s_\phi s_\theta s_\psi & s_\phi c_\theta \\ s_\phi s_\psi + c_\phi s_\theta c_\psi & -s_\phi c_\psi + c_\phi s_\theta s_\psi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (B.11)$$

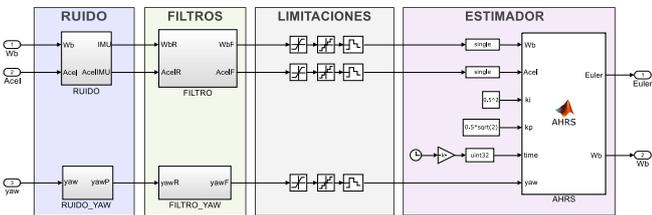
donde $c_\phi = \cos \phi$, $c_\theta = \cos \theta$, $c_\psi = \cos \psi$, $s_\phi = \sin \phi$, $s_\theta = \sin \theta$, $s_\psi = \sin \psi$ se obtienen a partir de los resultados en (B.10). El vector aceleración se agrupa en la variable Simulink® *Ace1* de dimensión 3×1 , que es otra de las salidas del bloque SOLIDO RIGIDO. La última variable de salida de este bloque, *yaw* de dimensión 1×1 , contiene el ángulo ψ en (B.10), que será el captado por el potenciómetro situado en el eje Z_G .

Apéndice B.2. Modelo del sistema de propulsión

El sistema de propulsión genera las fuerzas de empuje Γ_i y pares de arrastre δ_i que originan los momentos principales (B.2), que obviamente dependen de la velocidad de rotación ω_i ; siendo $i = 1, \dots, 4$. Además, las rotaciones ω_i producen momentos giroscópicos (B.4)-(B.5). En último término, ω_i depende de la señal de mando M_i en el controlador electrónico de velocidad del motor; señal que a su vez depende de la distribución de las acciones de control ($u_\phi, u_\theta, u_\psi, u_z$). Adicionalmente, todo esto se ve afectado por el nivel de carga de la batería v_{bat} , que durante el vuelo reduce su tensión, lo que se simula en la plataforma con la fuente de alimentación regulable.



(a) Modelo del sistema de propulsión.



(b) Modelo del sistema de estimación.

Figura B.7: Modelos de los sistemas de propulsión y estimación.

La Figura B.7(a) muestra el modelo Simulink® que recoge todos los aspectos anteriores. Sus etiquetas de entrada *u_roll*, *u_pitch*, *u_yaw* y *u_z* representan las acciones de control u_ϕ, u_θ, u_ψ y u_z , respectivamente, que llegan agrupadas en *U_t* desde el bloque SISTEMA DE CONTROL. Sus etiquetas de salida *T*, *Delta*, *Wm*, representan vectores que agrupan las variables $\Gamma_{i=1,\dots,4}$, $\delta_{i=1,\dots,4}$, $\omega_{i=1,\dots,4}$, respectivamente.

El primer subconjunto de bloques transforma las acciones de control como tipo de dato *single* al tipo *uint16* con el que trabaja la controladora de vuelo. Después, retenedores de orden cero con un tiempo de muestra de 0,02 s simulan el tiempo de actualización de los ESC que gobiernan los motores. Finalmente, las acciones de control se distribuyen a cada motor M_i según la función PID MIX (1)-(4). Estas expresiones tienen en cuenta la ubicación de los rotores sobre el SRB, los criterios de signo adoptados para las rotaciones y el sentido de giro de las hélices.

En el siguiente subconjunto de bloques, saturadores de señal restringen las señales de mando M_i al rango $[1000, 2000] \mu s$, y después se convierte el dato al formato *double* con el que se simulan las señales analógicas del sistema físico. El comportamiento dinámico de los motores se aproxima por un sistema de primer orden con una constante de tiempo de $\tau = 0,05$ s. Su identificación se ha realizado empleando el procedimiento propuesto en (Rico et al., 2015).

En el tercer subconjunto de bloques se realiza la transformación de la señal M_i en

$$u_i = \frac{(M_i - 1000)}{1000} k_i, \quad (B.12)$$

que representa la señal de control efectiva en cada motor en valores por unidad (pu). Ensayos experimentales sobre el UAV demuestran que todos los rotores no son iguales, alcanzándose desequilibrios de hasta un 20 %. Así, los coeficientes de minoraición k_i para cada motor son: $k_1 = k_2 = 1,00$; $k_3 = 0,80$; y $k_4 = 0,86$. Estos modulan las curvas representativas de un rotor tipo que se implementa en el siguiente bloque.

El último subconjunto de bloques genera finalmente las variables necesarias para enlazar con el movimiento del sólido rígido. Se han realizado ensayos experimentales (Rico et al., 2015) sobre el rotor que genera mayor fuerza de sustentación, con el fin de obtener datos de $\Gamma_i, \delta_i, \omega_i$, para distintas acciones u_i y diferentes tensiones de alimentación v_{bat} , en los rangos propios del sistema físico, y cuyos resultados se muestran en la Figura B.8. Para estos datos se ajustan curvas de regresión

$$\Gamma_i(u_i, v_{bat}) = u_i^2 k_{\Gamma^2}(v_{bat}) + u_i k_{\Gamma^1}(v_{bat}), \quad (B.13)$$

$$\delta_i(u_i, v_{bat}) = u_i^2 k_{\delta^2}(v_{bat}) + u_i k_{\delta^1}(v_{bat}), \quad (B.14)$$

$$\omega_i(u_i, v_{bat}) = u_i k_{\omega^1}(v_{bat}) + k_{\omega^0}(v_{bat}), \quad (B.15)$$

cuyos coeficientes se muestran en la Tabla B.3, y se incorporan al modelo en tablas *look-up* de dos dimensiones.

Tabla B.3: Coeficientes en las curvas de regresión (B.13),(B.14),(B.15).

	9V	10V	11V	12V
k_{Γ^2}	1,7796	1,2082	2,0105	2,0593
k_{Γ^1}	0,9554	1,1179	1,5707	1,9021
k_{δ^2}	0,0238	0,0239	0,0318	0,0326
k_{δ^1}	0,0202	0,0227	0,0266	0,0298
k_{ω^1}	1445,8	1592,4	1762,9	1921,5
k_{ω^0}	63,472	70,505	75,907	84,729

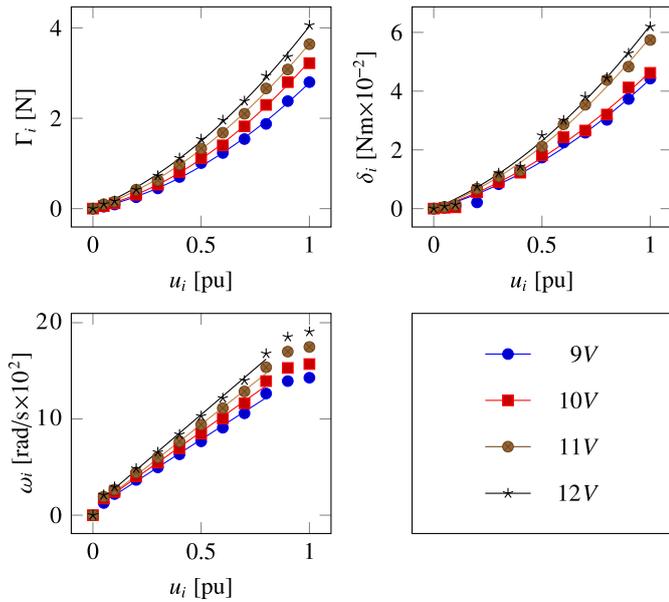


Figura B.8: Identificación experimental del rotor que genera mayor empuje.

Apéndice B.3. Modelo del sistema de estimación

Las ecuaciones del movimiento del cuerpo en el Apéndice B.1 aportan los valores ‘reales’ de: la velocidad (p, q, r) y la aceleración (a_x, a_y, a_z) en el SRB, y el ángulo de yaw ψ , que se corresponden con las variables Simulink® Gyr 3×1 , Ace1 3×1 y yaw 1×1 , respectivamente. Tal y como se refleja en la Figura B.7(b), a estas variables primero se les incorporan los ruidos característicos de cada tipo de sensor; la densidad de potencia espectral de estos ruidos se ha obtenido experimentalmente.

Después se simulan los filtros de las medidas *raw*. Por un lado, la IMU MPU 600 incorpora un filtrado digital de estructura desconocida en el que es posible seleccionar la frecuencia de corte. En el modelo del *benchmark* se utiliza un filtro digital paso bajo de tercer orden y frecuencia de corte 20Hz para giróscopo y acelerómetro. Por otro lado, el filtro aplicado a las medidas del potenciómetro consiste en un filtro de media móvil de longitud 8 que se implementa en la controladora de vuelo, y que también se incluye en el modelo.

A continuación, se modelan algunas limitaciones características de los sensores y el sistema de adquisición como: el rango de medida mediante saturadores, la resolución de los conversores analógico/digitales mediante cuantizadores, y el tiempo de actualización mediante retenedores.

Por último, se incorpora el algoritmo de fusión sensorial para estimar velocidades (p, q, r) y ángulos (ϕ, θ, ψ). Este es el que realmente se implementa en el sistema de estimación del *firmware* de la controladora, y sigue la estrategia descrita en (Rico-Azagra et al., 2016b, 2015).

Apéndice B.4. Verificación del modelo

Se pretende ilustrar cómo el *benchmark* de simulación responde a una propuesta realista. Para ello, la Figura B.9 muestra las respuestas del modelo y del sistema real para cierto experimento con $u_z = 1500 \mu s$ y $v_{bat} = 11 V$. Puede comprobarse

cómo las variables principales del modelo: ángulos, velocidades angulares y acciones de control, responden de forma similar al sistema real. Las diferencias entre las dos respuestas son las esperables en todo modelo teórico con respecto a un sistema real.

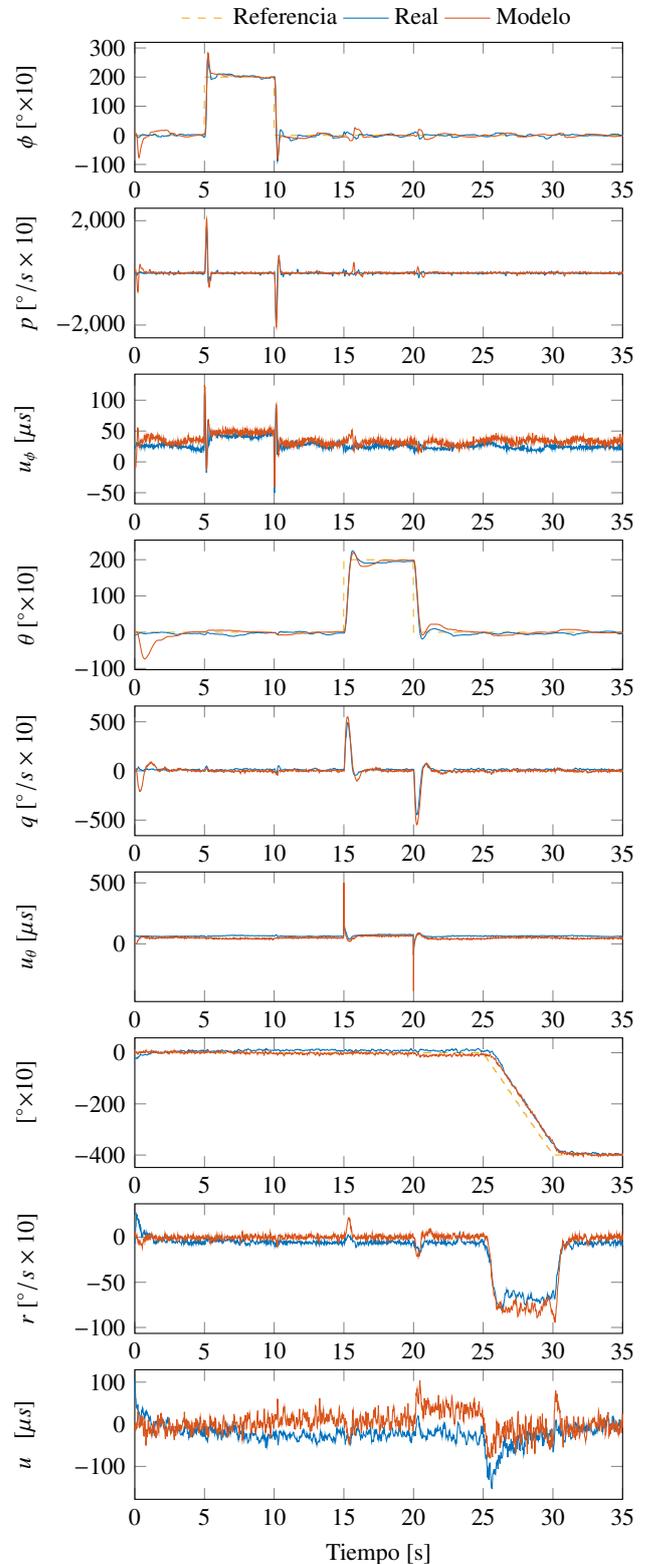


Figura B.9: Experimento de verificación del modelo del sistema.