

## Plataforma giroscópica mejorada para la práctica docente en Ingeniería de control

Nájera S., Zambrano F.A., Rico R., Rico-Azagra J., Gil-Martínez M.

*Grupo de Ingeniería de Control, Departamento de Ingeniería Eléctrica, Universidad de La Rioja,  
Edificio Departamental - C/San José de Calasanz, 31, 26004 Logroño, La Rioja, España.*

**To cite this article:** Nájera S., Zambrano F.A., Rico R., Rico-Azagra J., Gil-Martínez M., 2023. Improved gyroscopic platform for control engineering labs. XLIV Jornadas de Automática, 259-264. <https://doi.org/10.17979/spudc.9788497498609.259>

### Resumen

Los vehículos aéreos no tripulados (*UAV*) han tenido una importante evolución en todos los sectores. Para el correcto desarrollo de sus capacidades ha sido necesario su adecuado modelado, desarrollo de sistemas de control, implementación de los mismos y evaluaciones en campo. Este último punto es complejo desde el punto de vista docente, ya que las pruebas en exterior son impracticables. Para ello se han desarrollado plataformas que facilitan los experimentos de modelado y evaluación de las capacidades del *UAV*. Un trabajo reciente recoge el desarrollo de una plataforma giroscópica para el control de actitud y orientación de *UAVs*, que integra tanto elementos mecánicos y de comunicación, como un sistema software para la carga y prueba de controladores en el *UAV*. Dicha plataforma ha sido utilizada para diversos propósitos, como concursos educativos de Ingeniería de Control por sus prestaciones y facilidad de uso (compatibilidad con *Simulink*). Sin embargo, a pesar de la facilidad y la versatilidad que aporta, ha presentado algunas carencias a lo largo de su uso; rozamientos asimétricos, centro de gravedad desplazado, controladora de vuelo con capacidad de cómputo limitada, capa baja de control sin supervisión, y motores con capacidad limitada, entre otros. Este trabajo presenta las mejoras realizadas sobre dicha plataforma para la corrección de estas carencias, mediante el diseño de una nueva estructura de *UAV*, el empleo de un nuevo diseño de controladora de vuelo y la introducción de nuevos sistemas de propulsión.

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

### Improved gyroscopic platform for control engineering labs

#### Abstract

Unmanned Aerial Vehicles (*UAV*) have undergone an important evolution in all sectors. In order to properly develop their capabilities, it has been necessary to adequately model them, develop control systems, implement them, and experimentally evaluate them. This last point is complex from a training point of view, since outdoor tests are impractical. To this end, platforms have been developed to facilitate modelling experiments and evaluation of *UAV* capabilities. Recent work includes the development of a gyroscopic platform for attitude and orientation control of *UAVs*, which integrates both mechanical and communication elements, as well as a software system for loading and testing controllers in the *UAV*. Due to its performance and ease of use (*Simulink* compatibility), this platform has been used for various purposes, such as control engineering educational competitions. However, despite the simplicity and versatility it offers, the platform has shown some shortcomings throughout its use: asymmetric friction, displaced centre of gravity, flight controller with limited computational capacity, low control layer without supervision, motors with limited capacity, among others. This work presents the improvements made to this platform to correct these shortcomings, through the design of a new *UAV* structure, the use of a new controller design and the introduction of new propulsion systems.

*Keywords:* Unmanned Aerial Vehicle (*UAV*), attitude control, control education, simulator, test bed.

## 1. Introducción

En los últimos años, la popularidad de los vehículos aéreos no tripulados (*UAV*) de tipo multirrotor ha aumentado debido a su facilidad de uso, y sus capacidades para mantener una posición fija y realizar despegues y aterrizajes verticales (Madridano *et al.*, 2020; Shakhtrah *et al.*, 2019). Desde los primeros dispositivos creados en la primera década del siglo XXI hasta la actualidad, ha habido un desarrollo significativo en las capacidades de vuelo de este tipo de aeronaves (Bigazzi, L., *et al.* 2021), además de una reducción significativa en los costes (Lim *et al.*, 2012; Ebeid *et al.*, 2018).

En las escuelas técnicas de ingeniería, el interés de los estudiantes por los *UAVs* ha sido notable (Blasco *et al.*, 2012). En los últimos años se han realizado tesis doctorales, proyectos y trabajos de grado y máster relacionados con este tema, lo que es una evidencia de ello (Khan *et al.*, 2017) (Gil-Martínez *et al.*, 2015) (González-Vargas *et al.*, 2019).

El gobierno de un *UAV* aúna un gran número de disciplinas, de entre las que destacan la ingeniería de control, los sistemas de estimación, las comunicaciones, el procesado de señal o los sistemas embebidos. Por lo tanto, son una excelente opción para su empleo en docencia e innovación, permitiendo llevar a la práctica los conceptos teóricos estudiados en multitud de asignaturas, mejorando la comprensión del apartado teórico. Este tipo de actuaciones poseen un gran atractivo entre los estudiantes, aspecto fundamental para garantizar la motivación y mejorar los resultados del aprendizaje.

Pese a ello, también existen multitud de barreras que impiden su empleo en prácticas de laboratorio. Entre sus principales problemas destacan: la complejidad para su configuración/programación, la necesidad de grandes espacios para la realización de las pruebas de vuelo, su fragilidad ya que son muy propensos a presentar daños cuando sufren una colisión, o el riesgo para los usuarios cuando se emplean equipos de cierta envergadura. En respuesta a estos problemas existen en el mercado plataformas didácticas. Es frecuente encontrar bancos de pruebas para aplicación de estrategias de control (Sánchez-Fontes *et al.*, 2020; Hancer *et al.*, 2018; Chávez-Gudiño *et al.*, 2023), que tratan de preservar la integridad del equipo *UAV* y de los usuarios antes de afrontar un vuelo libre.

La plataforma desarrollada en (Rico-Azagra *et al.*, 2016a; Nájera *et al.*, 2019) y posteriormente utilizada como *benchmark* de control en (Rico-Azagra, *et al.*, 2021), permite el giro libre de un cuatrirrotor según sus tres ejes de rotación principales, restringe 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, permite una alimentación ininterrumpida y la emulación controlada de diferentes niveles de carga de las baterías. Esta plataforma permite, por tanto, ensayar diferentes puntos de operación del sistema de propulsión. El sistema electro-mecánico se completa con una plataforma hardware-software adecuada. En particular, integra una controladora de vuelo basada en tecnología Arduino®.

Dicha plataforma ha sido empleada entre otros logros, en el Concurso de Ingeniería de Control (CIC2022) (Gallarta-Sáenz,

*et al.* 2023), que fue organizado por el Grupo de Investigación en Ingeniería de Control (ICON) de la Universidad de La Rioja en colaboración con el Grupo de Ingeniería de Control del Comité Español de Automática (CEA). En otras ediciones de este concurso, se han presentado problemas de control diversos (Bejarano *et al.* 2019; Morilla *et al.*, 2017). Este concurso pretende motivar y mejorar el aprendizaje del control automático mientras se aborda un problema real, así como dar visibilidad a la disciplina de Ingeniería de Control, tanto en el ámbito académico como en la sociedad.



Figura 1: Plataforma para la orientación de un multirrotor.

No obstante, y a pesar de la flexibilidad y versatilidad que aporta esta plataforma, durante su empleo en procesos de modelado y evaluación de controladores, se han apreciado diferentes problemas y carencias en la misma, que provocan limitaciones en su uso.

En este trabajo se realiza la revisión de dicha plataforma y se muestran los trabajos realizados para paliar algunas de las carencias detectadas, y por ende mejorar el rendimiento de la misma, su usabilidad y aplicabilidad en cualquier propósito de modelado y evaluación de controladores para dispositivos *UAV*.

El desarrollo de este trabajo se organiza como sigue. La Sección 2 describe la plataforma citada y las carencias detectadas. La Sección 3 detalla las modificaciones y mejoras realizadas, destacando los principales avances. Finalmente, la Sección 4 realiza un resumen de las ventajas obtenidas como conclusión final del trabajo.

## 2. Plataforma giroscópica *UAV*

### 2.1. 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* ( $\psi$ ) y *pitch* ( $\theta$ ). Luego, una varilla que gira acoplada a 90° del eje de giro del aro interno, permite la orientación deseada en *roll* ( $\phi$ ); siendo ( $\phi$ ;  $\theta$ ;  $\psi$ ) los ángulos de Euler. Un sistema mecánico de bloqueo impide opcionalmente el giro individualmente en cada uno de los tres ejes de giro físicos, los cuales se cortan en lo que se denominaría 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.

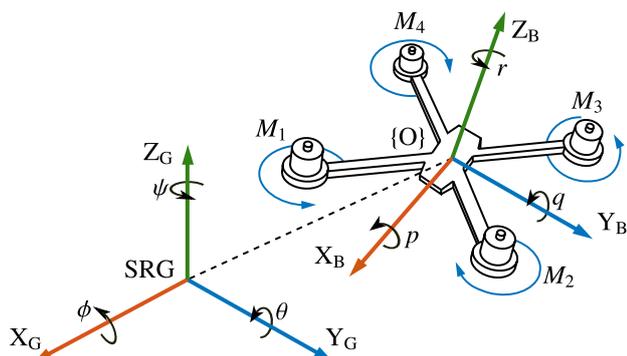


Figura 2: Sistemas de referencia y variables principales.

El esquema también muestra los brazos del cuadricóptero, 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  $(\phi; \theta; \psi)$ . Otra consideración importante para el modelo matemático es que el cuadricóptero 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 cuadricóptero 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 permite emular y ensayar diferentes niveles de tensión de carga  $v_{bat}$ , que afectarían 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). La propulsión es ejercida por hélices tri-pala de tipo 5051 movidas por motores de corriente continua sin escobillas (BLDC). Su controlador electrónico de velocidad (ESC) responde a señales  $M_{i=1,2,3,4}$  según el protocolo radio control de modulación por anchura de pulso (PWM RC), que pueden actualizarse cada 0,02 s dentro del rango  $[1000; 2000]$   $\mu$ 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. 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  $u_\phi$ ,  $u_\theta$  y  $u_\psi$  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.

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 en *raw* de estos sensores de bajo coste se fusionan convenientemente en el sistema de navegación implementado en el microcontrolador. Por simplicidad, se utilizan los giróscopos y acelerómetros para estimar las velocidades de rotación en el SRB  $(p; q; r)$  y la actitud en el SRG  $(\phi; \theta)$ , mientras que el ángulo de *yaw*  $(\psi)$  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). 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 microcontrolador 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 multirrotor. Las dos primeras etapas recogen un simulador no lineal, suficientemente representativo del sistema real antes descrito, 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.

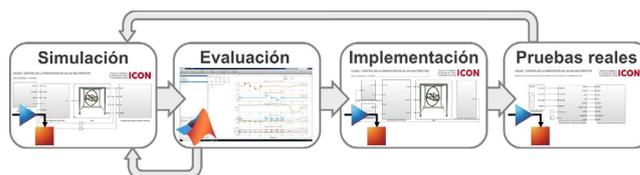


Figura 3: Desarrollo del sistema de control de orientación. *Carencias detectadas*

Durante el tiempo de funcionamiento de esta plataforma, se han detectado las siguientes anomalías o carencias en la misma:

- Rozamientos asimétricos en los 3 ejes que limitan las zonas de usabilidad para la experimentación. Especialmente el problema se complica en el eje  $Z_G$  ya que se combina con una fuerza muy limitada en los sistemas de propulsión utilizados.
- Centro de masas del *UAV* desplazado respecto al centro de giro  $\{O\}$  (por debajo del mismo). Además, el centro de masas del *UAV* no mantiene simetría en la práctica por lo que nunca se obtiene un correcto trimado en la orientación de cada eje.
- Controladora de vuelo (basada en Arduino con microcontrolador ATMEGA2560 de 8 bits) con capacidad de cómputo limitada, lo que restringe el uso y la implementación de controladores avanzados o estimadores excesivamente complejos.
- Excesiva abstracción de las capas inferiores de programación (el sistema utiliza *Simulink* para facilitar la programación) que no permite la supervisión de tiempo real de ejecución y no da garantías de un correcto funcionamiento para cualquier tipo de controlador empleado.
- Controladora con sensores básicos, limitados y obsoletos. Las señales obtenidas pueden ser insuficientes por tiempos de refresco, precisión, ruidos, etc. Y al no existir redundancia de sensores imposibilita el uso de estrategias de fusión sensorial para la mejora del comportamiento.
- Motores con capacidad de empuje limitada, sobre todo en el eje *yaw*. Las fricciones del sistema sobre todo en el eje *yaw* son excesivas para la capacidad de los motores, por lo que en ocasiones ni siquiera pueden ser superadas por éstos.

### 3. Modificaciones realizadas

Se han realizado mejoras en el diseño del *frame UAV*, se ha seleccionado otra controladora de vuelo con mayores prestaciones y se han elegido nuevos sistemas de propulsión con mayores prestaciones. Las mejoras efectuadas en cada uno de estos apartados se desarrollan a continuación.

#### 3.1. Frame UAV

Para facilitar el correcto trimado del *UAV* al comienzo de las simulaciones, se pretende realizar un *frame* que posibilite mantener centrado en los 3 ejes el centro de gravedad del aparato.

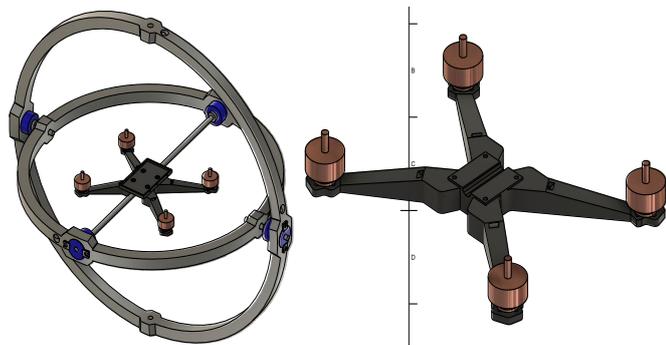


Figura 4: Descomposición de diseño de *frame UAV*

Se diseña una nueva estructura de 250mm de envergadura con un sistema de fijación diferente, que permite ser atravesado por la barra que representa al eje  $X_B$ . De esta forma los nuevos elementos del *UAV* quedan centrados tanto por la cara superior (controladora) como por la cara inferior (*ESCs*). Asimismo, se consigue llevar el centro de masas lo más cerca posible del centro de giro de la estructura tal como se observa en la Figura 4. El diseño finalmente se fabrica mediante impresión 3D aditiva en *PETG*. Al disponer del modelo del *frame* junto con la plataforma, se puede obtener con precisión mediante simulación CAD-CAM la inercia generada por el movimiento del cuerpo en conjunto con los anillos que lo sostienen.

#### 3.2. Controladora

El diseño del hardware es crucial en un sistema de control de vuelo profesional. La figura 5 muestra el sistema utilizado denominado *URPilot* (Rico, R. et al., 2022).

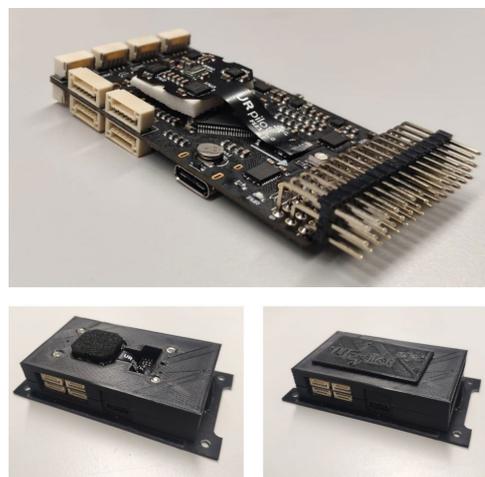


Figura 5: Controladora *URPilot* encapsulada con sistema antivibraciones.

Este dispositivo ha sido completamente desarrollado para ser utilizado en *UAVs* multi-rotor teniendo en cuenta trabajos previos, aunque se puede utilizar también en otros dispositivos.

La controladora de vuelo consta de dos unidades funcionales interconectadas para trabajar juntas. La unidad principal maneja el procesamiento de datos y alberga un conjunto de sensores. La unidad sensorial, también conocida como unidad *flex*, integra sensores redundantes para mejorar la estimación del estado del *UAV*. El uso de dos PCBs separadas proporciona un desacoplamiento mecánico de la unidad de sensores redundantes, para que las vibraciones generadas por los rotores en el cuerpo principal del *UAV* no afectan las mediciones de los sensores. Además, la carcasa permite que las dos unidades se fijen en su posición correcta sin conexiones rígidas entre ellas.

Tabla 1: Comparación entre diferentes plataformas de vuelo

Plataforma	MCU	Interfases	Sensores	Dimensiones	Peso
URPilot	STM32f767	s,i,u,us,c	im,b,m	80x41x10	63.8
Pixhawk 4	STM32f767	s,i,u,us,c	im,b,m	84x44x12	38.8
CUAV v5+	STM32f767	s,i,u,us,c	im,b,m	85.5x42x33	91
ErleBrain 3	Raspberry Pi	i,u,us,c	im,b,m	95x70x23.8	100

Interfases: s=SPI, i=I2C, u=UART, us=USB, c=CAN  
 Sensores: im=IMU, b=barómetro, m=magnetómetro

La Tabla 1 muestra una comparación de varias controladoras de vuelo en términos de tipo de microcontrolador utilizado, interfaces, sensores *built-in*, dimensiones y peso. El hardware de esta controladora de vuelo se encuentra entre los mejores del mercado, estando formado por un microcontrolador superior que es más pequeño que en otras plataformas. El hardware de esta controladora proporciona la seguridad necesaria para cualquier aplicación. Por un lado, la fuente de alimentación de entrada y salida está protegida contra fallas y, por otro lado, el sistema tiene redundancia en los sensores, que proporciona mejores medidas para la estimación de la orientación, abre el camino a estrategias de control tolerantes a fallos, a la fusión sensorial (Shraim *et al.*, 2018), y además se comporta mejor frente a vibraciones mecánicas generadas en el vuelo. El sistema operativo utilizado en esta controladora es un sistema específico con gestión en tiempo real (RTOS) (Kangunde *et al.*, 2018) lo que proporciona un aumento en la velocidad de ejecución de tareas, minimizando la latencia y facilitando la programación.

### 3.3. Sistema de propulsión mejorado

El sistema de propulsión ha sido modificado para proporcionar mayores prestaciones, gracias a una eficiencia y eficacia mejoradas del conjunto ESC-motor y hélice.

Se han empleado ESC modelo F45A V2 4en1 6S de la marca T motor. Sus características son las siguientes:

- Microcontrolador de 32 bits y hasta 48MHz
- Firmware BLHeli32
- Soporta protocolo *PWM*, *OneShot*, *DSHOT*, *Multishot*.

Se han empleado propulsores basados en motores Emax Eco II Series 2207 2400KV cuyas características son las siguientes:

- Marco: 12N14P
- Longitud: 32.6mm
- Diámetro: 27.45mm
- N° de celdas: rango 3-4s
- Hélice tripala: T5046-C
- Peso: 31.5 g (sin cable)

Se han realizado ensayos experimentales (Rico *et al.*, 2015) sobre el motor, 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 siendo el rango de tensión del sistema de propulsión antiguo de 9V a 12V simulando una batería LiPo de 3 celdas (11,1V Nominal) mientras que por la capacidad de los nuevos actuadores, se puede emplear niveles de una batería de 4 celdas (14,8V Nominal). Para estos datos se ajustan curvas de regresión

$$\Gamma_i(u_i, v_{bat}) = u_i^2 k_{\Gamma^2}(v_{bat}) + u_i k_{\Gamma^1}(v_{bat}) \quad (5)$$

$$\delta_i(u_i, v_{bat}) = u_i^2 k_{\delta^2}(v_{bat}) + u_i k_{\delta^1}(v_{bat}) \quad (6)$$

$$\omega_i(u_i, v_{bat}) = u_i k_{\omega^1}(v_{bat}) + k_{\omega^0}(v_{bat}) \quad (7)$$

cuyos coeficientes se muestran en la Tabla 2 para los motores anteriormente utilizados y en la Tabla 3 para los nuevos motores.

En la Figura 6 se muestra en la columna izquierda las diferentes características de los motores utilizados anteriormente y en la derecha los actuales. Se muestran fuerzas

de empuje (*thrust*)  $\Gamma_i$ , momentos de arrastre (*drag*)  $\delta_i$  y velocidades unificadas  $\omega_i$ .

Tabla 2: Coeficientes en las curvas de regresión propulsores anteriores

	9V	10V	11V	12V
$k_{\Gamma^2}$	1.7796	1.2082	2.0105	2.0593
$k_{\Gamma^1}$	0.9554	1.1179	1.5707	1.9021
$k_{\delta^2}$	0.0238	0.0239	0.0318	0.0326
$k_{\delta^1}$	0.0202	0.0227	0.0266	0.0298
$k_{\omega^1}$	1445.8	1592.4	1762.9	1921.5
$k_{\omega^0}$	63.472	70.505	75.907	84.729

Tabla 3: Coeficientes en las curvas de regresión nuevos propulsores

	12,5V	13,5V	14,5V	15,5V	16,5V
$k_{\Gamma^2}$	4.4219	4.2931	4.3589	4.1210	4.1446
$k_{\Gamma^1}$	3.5503	4.7368	5.7646	7.0515	8.0342
$k_{\delta^2}$	0.0427	0.0336	0.0480	0.0519	0.0640
$k_{\delta^1}$	0.0021	0.0155	0.0032	0.0077	0.0015
$k_{\omega^1}$	2687.8	2741.4	3090.0	3231.8	3309.1
$k_{\omega^0}$	75.917	104.87	93.411	110.06	125.16

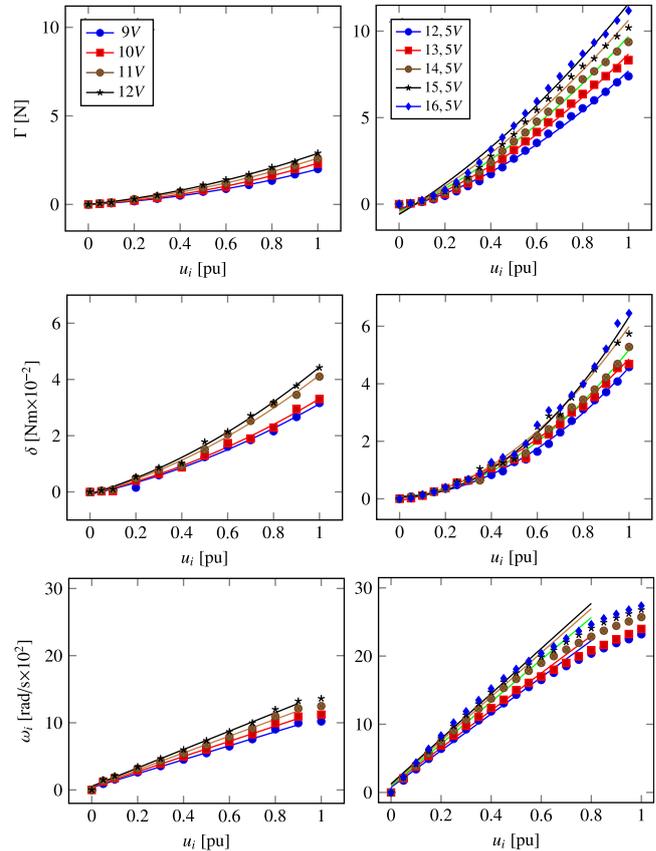


Figura 6: Identificación experimental del sistema de propulsión antiguo (columna izquierda) y nuevo (columna derecha).

En la Figura 6 se aprecia una mejora considerable del actuador en cuanto a la fuerza de empuje, siendo ésta 4 veces mayor con el nuevo sistema de propulsión para una acción de control del 50% en los rangos de tensión nominales para las respectivas baterías de los motores. Esto permite contrarrestar los efectos de rozamiento presentes en la estructura que se dan sobre todo en el eje *yaw*, además de posibilitar la inclusión de nuevas estrategias de control más agresivas para gobernar el

multirrotor. El par de arrastre se mantiene en rangos constantes hasta el 70% de la acción de control; superado este rango se obtiene un mayor *drag* en el nuevo motor, diferencia que es debida al grado de inclinación de las hélices entre actuadores, siendo en las antiguas 5 grados mayor. La no linealidad de la curva estática de la velocidad se acentúa considerablemente en el nuevo sistema de propulsión que alcanza los 2700 rad/s a una tensión máxima.

#### 4. Conclusiones

Las medidas de mejora implementadas en la plataforma giroscópica existente permiten eliminar aspectos problemáticos en la utilización de la misma.

El nuevo *frame* desarrollado permite la coincidencia con mayor exactitud del centro de masas del *UAV* con el centro de giro {O} de la estructura, así como un ajuste preciso del centro de masas en todos los ejes, además de posibilitar la obtención del tensor de inercias mediante simulación CAM de toda la estructura, el cual será de mucha importancia en la realización del modelo de control. La controladora de vuelo avanzada *URPilot* utilizada mejora la capacidad de cómputo para el desarrollo de controles más complejos y permite una ejecución garantizadas en tiempo real de los controladores y estimadores más sofisticados. Dicha controladora de vuelo fue diseñada en respuesta a las últimas necesidades que han surgido en el mercado del dron profesional, aportando al sistema tolerancia a fallos mediante redundancia sensorial, desacoplo vibracional y protecciones especiales en la fuente de alimentación y un incremento en la velocidad de ejecución de tareas, minimizando la latencia y facilitando el uso del programador. Los conjuntos de nuevos propulsores empleados permiten obtener un sistema con mayor rendimiento y empuje en los 3 ejes, lo que facilita un mejor comportamiento ante las asimetrías de rozamientos que puede presentar la estructura. Ello posibilita la experimentación e implementación de nuevas estructuras de control que no eran viables con los antiguos actuadores.

#### Agradecimientos

Este trabajo ha sido realizado gracias a la Unión Europea (ERDF Operational Programme for La Rioja 2014-2020) y la Agencia de Desarrollo Económico para La Rioja (ADER) a través de la ayuda 2017-I-IDD-00035, y también gracias a la Universidad de La Rioja a través de la ayuda REGI 22/40.

#### 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., García-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
- Chávez-Gudiño, M. A., Concha-Sánchez, A., Maciel-Barboza, F. M., Gadí, S. K., Thenozhi, S., Jiménez Betancourt, R., 2023. Development and control of a low cost 2 DOF laboratory helicopter. *Revista Iberoamericana de*

- Automática e Informática Industrial*, InPress. DOI: 10.4995/riai.2023.18942
- Ebeid, E., Skriver, M., Terkildsen, 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
- Gallarta-Sáenz, D., Rico-Azagra, J., Gil-Martínez, M., 2023. Learning Enhancement of Control Engineering: A Competition-Based Case. *IEEE Access*, 11, 38240–38250. DOI: 10.1109/ACCESS.2023.3267966
- 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 lowcost, 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., Bayezit, 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., Jaery, 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: Opensource projects on unmanned aerial vehicles. *IEEE Robotics and Automation Magazine* 19 (3), 33–45. DOI: 10.1109/MRA.2012.2205629
- Madridano, A., Campos, S., Al-Ka, 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
- 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
- Rico, R., Maisterra, P., Gil-Martínez, M., Rico-Azagra, J., Nájera, S., 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, R., Rico-Azagra, J., Gil-Martínez, M., 2022. Hardware and RTOS Designo f a Flight Controller for Professional Applications. *IEEE Access*, 10, 134870–134883. DOI: 10.1109/ACCESS.2022.3232749
- 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., 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.
- Rico-Azagra, J., Gil-Martínez, M., Rico, R., Nájera, S., Elvira, C., 2021. Benchmark de control de la orientación de un multirrotor en una estructura de rotación con tres grados de libertad. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial*, 18 (3), 265–276. DOI: 10.4995/riai.2021.14356
- 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
- Sánchez-Fontes, E., Vilchis, J. A., Vilchis-González, A., Saldivar, B., Jacinto-Villegas, J., Martínez-Mendez, R., 2020. Nuevo vehículo aéreo autónomo estable por construcción: configuración y modelo dinámico. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática industrial* 17 (3), 264–275. DOI: 10.4995/riai.2020.1