



CEA
comité
español de
automática

Concurso en Ingeniería de Control 2022

Control de la orientación de un
multirrotor

Descripción del concurso

Organiza el Grupo Temático de
Ingeniería de Control de CEA

<https://www.ceautomatica.es/ingenieria-de-control/>



Organiza:

Grupo Temático en Ingeniería de Control de CEA



Javier Rico Azagra

Montserrat Gil Martínez

Silvano Nájera Canal

Carlos Elvira Izurategui

Ramón Rico Azagra

Grupo de Ingeniería de Control – Dpto. Ingeniería Eléctrica

Universidad de la Rioja

Patrocinan



Sección
Española



1. Introducción

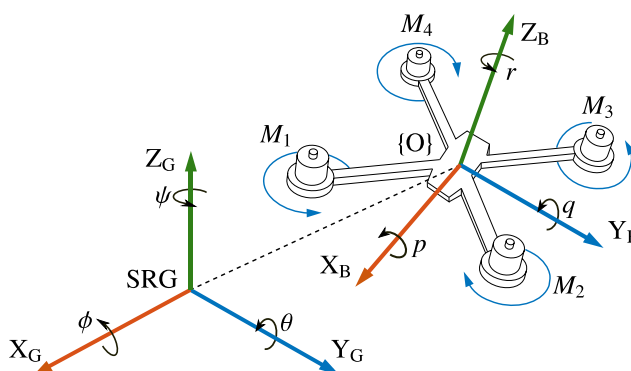
Este documento presenta la descripción técnica del Concurso que el Grupo Temático de Ingeniería de Control de CEA propone a estudiantes de grado, máster y posgrado en la edición 2022 (en adelante, CIC2022).

Aprovechando la popularidad de los vehículos aéreos no tripulados (UAVs) de tipo multirrotor, esta propuesta pretende ser motivadora para el aprendizaje del control automático, a la vez que aproximarse a un planteamiento real. Tanto en la operación del vuelo desde una emisora radio control (RPAS), como desde una estación de tierra (por ejemplo, en un guiado autónomo por coordenadas), la controladora de vuelo abordo es el cerebro encargado de que el UAV alcance el posicionamiento deseado. Para ello, se implementan algoritmos que responden a estructuras jerárquicas de control, donde el éxito de las capas superiores está supeditado a un correcto funcionamiento de las capas inferiores, que en último término controlan la orientación espacial del UAV. En este marco, el problema de control propuesto para el CIC2022 emula el control RPAS de la orientación de un cuatrirrotor, orientación que viene descrita por los ángulos de Euler¹: *roll*, *pitch* y *yaw*. Para ello, se emplea una plataforma (Figura 1a) desarrollada por el grupo de investigación en Ingeniería de Control de la Universidad de la Rioja.

La descripción del concurso en este documento se organiza como sigue. La Sección 2 describe el sistema físico, la Sección 3 define el problema de control, y la Sección 4 contiene la información específica de la fase clasificatoria (fase 1). De cara a la fase final (fase 2), podrá aportarse documentación complementaria si se considera necesario. Toda la información asociada al concurso estará accesible desde <https://www.unirioja.es/dptos/die/cic2022/>.



(a) Estructura con cuatrirrotor



(b) Sistemas de referencia

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

2. Descripción del sistema físico

Un cuatrirrotor de 250 mm envergadura se fija a una estructura que permite su rotación alrededor de sus tres ejes principales (X_B , Y_B , Z_B) en el sistema de referencia no inercial del

¹ Se utilizará la designación inglesa para los ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada debido a su uso generalizado.

cuerpo (SRB). Estas rotaciones, traducidas al sistema de referencia inercial terrestre (SRG) de ejes (X_G, Y_G, Z_G), definen la orientación según los ángulos de Euler: *roll* (ϕ), *pitch* (θ) y *yaw* (ψ). La estructura se muestra en la Figura 1a. Está formada por 2 aros concéntricos, que giran sobre ejes enfrentados 90° entre sí, y que permiten la orientación deseada en *yaw* y *pitch*. El aro exterior presenta un diámetro exterior de 580 mm y el aro interior un diámetro exterior de 470 mm. A 90° del eje de giro del aro interno, se acopla una varilla que permite la orientación deseada en *roll*. Sobre esta varilla se coloca el cuatrirrotor y su equipamiento tal que el centro de gravedad se sitúe por debajo del centro de giro. La disposición de los cuatro brazos es en modo aspa, quedando los sistemas de referencia dextrógiros SRG y SRB tal y como se indica en la Figura 1b. El eje de giro del aro exterior está sujeto a una estructura metálica que conforma un cubo. Las variables dinámicas proporcionadas para el concurso son: los ángulos de orientación en SRG, $[\phi, \theta, \psi]^T$ (objeto de control), y las velocidades de rotación en SRB, $[p, q, r]^T$. Las principales connotaciones de la plataforma son las siguientes:

- La estructura de sujeción que permite el giro sin desplazamiento del cuatrirrotor modifica el modelo dinámico respecto a un vuelo libre.
- Opcionalmente, un sistema de bloqueo de ejes permite que el control de actitud (*roll* y *pitch*) no se vea afectado por el acoplamiento del giro en *yaw*. Esto permite plantear objetivos independientes de control de la rotación en sólo dos ejes, o en los tres.
- En los acoplamientos de giro se emplean anillos colectores (*slip-rings*) que 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 permitiría emular y ensayar diferentes niveles de tensión de carga v_{bat} , que afectan al sistema de propulsión como ocurre en un vuelo libre.
- En el acoplamiento de giro del eje Z_G se aloja un potenciómetro.

El sistema cuatrirrotor integra los elementos detallados en la Figura 2, de entre los que resumiremos brevemente los imprescindibles para el concurso:

- El sistema de propulsión utiliza hélices tri-pala movidas por motores de corriente continua sin escobillas (BLDC). Su controlador electrónico de velocidad (ESC) responde a señales según el protocolo radio control de comunicaciones por modulación de anchura de pulso (PWM RC), que permite actualizar la señal de mando $M_{i=1,\dots,4}$ cada 0,02 s. Específicamente, la anchura del pulso de la señal de control se establece en el rango 1000 μ s a 2000 μ s, que se corresponde con potencias del 0% al 100%. Para maximizar el rango disponible para el control de orientación, el punto ideal de inicialización de la señal de control de los motores es 1500 μ s, que si todo estuviera equilibrado se correspondería con $\phi = 0^\circ$, $\theta = 0^\circ$ y $\psi = 0^\circ$. Entonces, para emular una variación de carga útil en un vuelo libre, se puede modificar este valor de inicialización, que por tanto podría interpretarse como la señal de control necesaria para mantener la altura u_z .
- La controladora de vuelo es una ArduPilot Mega - APM 3.1 Pro, que contiene un micro-controlador ATMEGA2560 de 8 bits. El *firmware* empleado está desarrollado para trabajar con un tiempo entre muestras aproximado de 0,01s. Para que esta frecuencia

se mantenga, es necesario que la ley de control sea adecuada a la capacidad de cálculo del micro-controlador. 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, que no serán accesibles a los concursantes, se fusionan convenientemente en el sistema de navegación implementado en el micro-controlador. Por simplicidad, en este *benchmark* se utilizan los giróscopos y acelerómetros de la IMU para estimar las velocidades de rotación en el SRB (p, q, r) y los ángulos de actitud en el SRG (ϕ, θ), mientras que el ángulo de apuntamiento (ψ) se obtiene mediante el potenciómetro situado en el eje 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.

- El UAV puede operarse en modo RPAS mediante una emisora radio control, como es habitual en un vuelo libre, o desde la estación de tierra (PC) gracias al enlace USB que atraviesa la estructura; por cualquiera de estas dos vías es posible enviar las consignas angulares cada 0,02 s. Con esta misma cadencia se recogen los datos del estado del UAV en la estación de tierra. Por motivos de seguridad, desde la emisora se conectan o desconectan los motores.
- El *firmware* de 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 empleando la conexión USB, se realiza la programación del microcontrolador. Se utilizan un conjunto de herramientas software que han sido desarrolladas íntegramente en el entorno MATLAB-Simulink® para poder portar el *firmware* a la controladora basada en Arduino®.

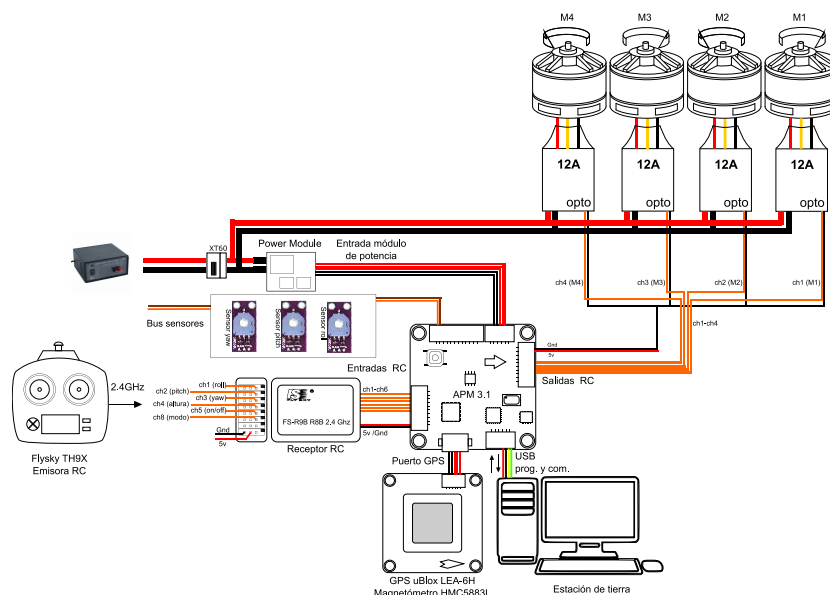


Figura 2: Sistema cuatrirrotor empleado en el concurso

La Figura 3 muestra las etapas de desarrollo de un sistema de control de la orientación. Las etapas de Simulación y Evaluación pertenecen a la **fase clasificatoria (fase 1)** del concurso, donde la identificación, el control y la evaluación se llevan a cabo en un entorno

de simulación representativo del sistema real. Las etapas de Implementación y Pruebas Reales forman parte de la **fase final (fase 2)** del concurso, donde las estrategias de control propuestas son portadas al microcontrolador y se evalúa el desempeño final sobre el sistema físico.

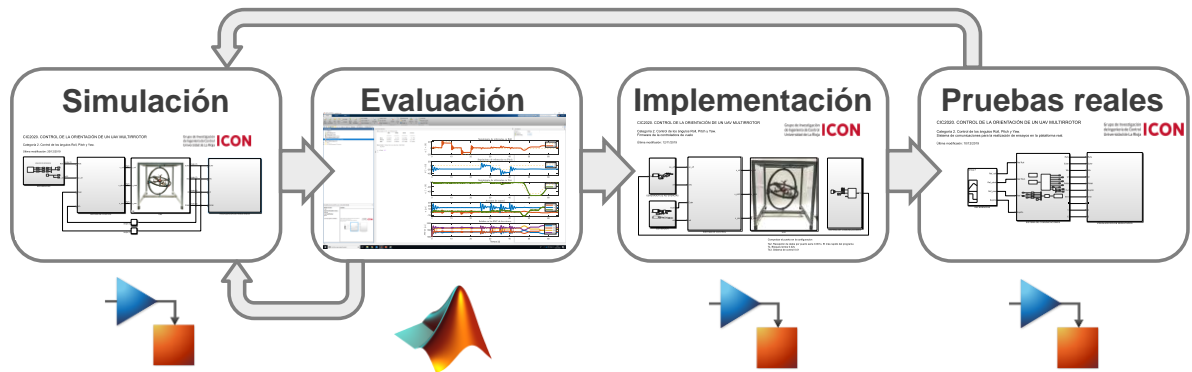


Figura 3: Desarrollo del sistema de control de la orientación con herramientas MATLAB-Simulink®

3.- El problema de control

Se pretende controlar la orientación del cuatrirrotor según los ángulos de Euler $[\phi, \theta, \psi]^T$:

- En la categoría 1 se bloquea físicamente el giro en el eje Z_G , siendo el objetivo del concurso 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 por los concursantes 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 controlan los tres ángulos de orientación, ϕ , θ y ψ , de acuerdo a sus respectivas referencias, r_ϕ , r_θ y r_ψ . Para ello, los algoritmos propuestos por los concursantes deben generar las acciones de control pertinentes, u_ϕ , u_θ y u_ψ .

Además de las referencias angulares, también se pueden modificar:

- La acción de control u_z , que simula el control de altura de un vuelo libre y se corresponde con el valor de inicialización en la señal de mando en los motores.
- La tensión de alimentación de los motores v_{bat} , para emular la descarga de las baterías durante un vuelo libre y que modifica las fuerzas y pares aerodinámicos ejercidos por las hélices.
- Los pares de perturbación ejercidos en cada eje, simulando perturbaciones externas no medibles, por ejemplo, ráfagas de viento o desequilibrios en la carga.

El entorno de trabajo en MATLAB-Simulink® que se facilita a los concursantes se muestra en el diagrama de bloques de la Figura 4. El objetivo del concurso es la programación del bloque SISTEMA DE CONTROL, que se tomará como punto de partida para describir las variables²

² Las etiquetas utilizadas vienen condicionadas por los símbolos permitidos en el software, por lo que varían ligeramente respecto a la notación científica.

Simulink® (Tabla 1) y el resto de bloques en los siguientes apartados. Se hará distinción entre la fase actual (fase 1), totalmente en simulación en una estación de tierra (ordenador), y la fase posterior (fase 2), que se realizará sobre el sistema físico y por tanto diferencia los subsistemas de la Figura 2.

CIC2022. CONTROL DE LA ORIENTACIÓN DE UN UAV MULTIRROTOR

Última modificación: 09/12/2022

Grupo de Investigación
de Ingeniería de Control
Universidad de La Rioja **ICON**

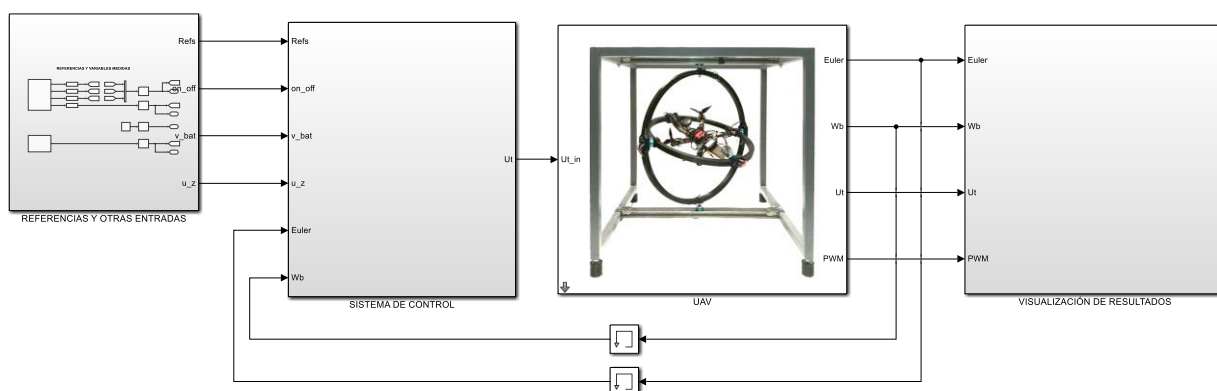


Figura 4: Entorno Simulink® para ambas categorías

3.1- El sistema de control

Al bloque SISTEMA DE CONTROL llega por un lado información que se genera y envía³ desde el bloque REFERENCIAS Y OTRAS ENTRADAS. Se trata de:

- Las referencias para los tres ángulos de Euler (r_ϕ, r_θ, r_ψ) expresadas en grados x10 y unificadas en la variable `Refs` 3x1 con datos de tipo *single*⁴ que se actualizan cada 0,02s. Estas referencias en la fase 2 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, es un dato de tipo *int16* que se actualiza cada 0,02 s. Su consideración es fundamental para evitar el posible *wind-up* de la acción de control calculada cuando esta no esté siendo efectiva porque los motores están desconectados. Téngase en cuenta que en el desarrollo de los experimentos hay siempre un intervalo de tiempo inicial en el que los motores están parados. En la fase 2, la señal `on_off` se genera y envía desde la emisora radio-control.
- La tensión de alimentación de los motores v_{bat} expresada en voltios en la variable `v_bat` con un dato de tipo *single* que se actualiza cada 0,01s. En la fase 2 esta señal proviene de un sensor de tensión incluido en el sistema de alimentación.

³ El tiempo entre muestras de cada señal en la fase 1 es el mismo que en la fase 2, es decir depende del subsistema físico, que se describió en la Sección 2.

⁴ El tipo de datos manejado en MATLAB-Simulink® es el mismo que el utilizado en el *firmware* desarrollado para la controladora hardware APM 3.1 Pro.

- La señal de control inicial en los motores (o acción de control simulada para el control de altura) u_z expresada en microsegundos en la variable u_z con un dato de tipo *single* que se actualiza cada 0,02 s. En la fase 2 esta señal se genera en la estación de tierra.

Tabla 1: Variables en el diagrama de bloques MATLAB-Simulink®

Etiqueta	Significado
r_{roll}	Referencia para el ángulo de <i>roll</i>
r_{pitch}	Referencia para el ángulo de <i>pitch</i>
r_{yaw}	Referencia para el ángulo de <i>yaw</i>
Refs	Referencias para los tres ángulos de <i>Euler</i>
$roll$	Ángulo de <i>roll</i>
$pitch$	Ángulo de <i>pitch</i>
yaw	Ángulo de <i>yaw</i>
Euler	Ángulos de Euler
$roll_o$	Ángulo de <i>roll</i> del sistema de control de referencia
$pitch_o$	Ángulo de <i>pitch</i> del sistema de control de referencia
yaw_o	Ángulo de <i>yaw</i> del sistema de control de referencia
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	Velocidades de rotación en los tres ejes del sistema de referencia del cuerpo
p_o	Velocidad de rotación en eje X del cuerpo del sistema de control de referencia
q_o	Velocidad de rotación en eje Y del cuerpo del sistema de control de referencia
r_o	Velocidad de rotación en eje Z del cuerpo del sistema de control de referencia
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 simulada para el control de altura
U_t	Acciones de control en los tres ejes más la simulada para el control de altura
u_{roll_o}	Acción de control en <i>roll</i> del sistema de control de referencia
u_{pitch_o}	Acción de control en <i>pitch</i> del sistema de control de referencia
u_{yaw_o}	Acción de control en <i>yaw</i> del sistema de control de referencia
u_{z_o}	Acción de control simulada para la altura del sistema de control de referencia
PWM	Señales de control en los ESC de los cuatro motores
PWM_o	Señales de control en los ESC de los cuatro motores del sistema de control de referencia
v_{bat}	Tensión de alimentación del UAV
v_{bat_o}	Tensión de alimentación del UAV en el experimento de referencia
on_off	Desactivación / activación de motores
Ts_{com}	Tiempo entre muestras en comunicaciones con ESC de motores, emisora y estación de tierra
Ts	Tiempo de muestreo del sistema

Por otro lado, desde el bloque UAV se genera y realimenta al bloque SISTEMA DE CONTROL la estimación del estado del movimiento cada 0,01 s. En la fase 2 el estimador se encuentra implementado en la controladora de vuelo. Se trata de:

- Los ángulos de orientación en el SRG (ϕ, θ, ψ) expresados en grados x10 y unificados en la variable `Euler` 3x1 con datos de tipo *single*.
- Las velocidades de rotación en el SRB (p, q, r) expresadas en grados x10/segundo y unificadas en la variable `Wb` 3x1 con datos de tipo *single*.

Las salidas del 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 altura en un vuelo libre (u_z). El conjunto ($u_\phi, u_\theta, u_\psi, u_z$), cuyas unidades son microsegundos, se unifica en la variable `U_t` 4x1 con datos de tipo *single* que se generan cada 0,01 s, en consonancia con que los cálculos de la ley de control se realizan en el micro de la controladora de vuelo en la fase 2. Nótese que el valor de u_z se generaba en el bloque REFERENCIAS Y OTRAS ENTRADAS cada 0,02 s porque provenía de la estación de tierra, siendo ahora remuestreado a 0,01 s. Por tanto, 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, u_ψ se fuerza a cero en el bloque UAV, independientemente de lo que se programe en el interior del bloque SISTEMA DE CONTROL. Como se indicará posteriormente, la selección de la categoría se realiza en la máscara del bloque UAV.

La estructura de control, algoritmos o funciones que el concursante puede implementar dentro del bloque SISTEMA DE CONTROL son libres, teniendo en cuenta las siguientes consideraciones:

- En la fase final (fase 2), el bloque se compilará y volcará en la controladora hardware APM 3.1 Pro. Por tanto, ya en la fase 1 el bloque deberá incluir embebidas todas las funciones que permitan su compilación. Además, dicha controladora tiene una capacidad de almacenamiento y cálculo limitada, por lo que la complejidad de la estructura de control debe ser adecuada para la misma. Se recomienda ajustar los tipos de datos empleados en cada variable y el número de operaciones requeridas por la ley de control para asegurar la ejecución en tiempo real. Como referencia, queda garantizado que el sistema es capaz de ejecutar en tiempo real estructuras de control en cascada en las que los controladores pertenecen a la familia PID.
- En la fase de simulación (fase 1), el *solver* de ejecución es de paso fijo, con un tiempo de muestreo $T_s=0,01$ s. Este coincide con la velocidad a la que trabaja el micro-controlador de la controladora de vuelo (fase 2) y, por tanto, es el tiempo para los cálculos de control y la estimación de las variables del estado del sistema.
- En la fase de simulación (fase 1) pueden emplearse leyes de control que empleen estados continuos, dado que la evaluación se realiza en simulación. En la fase final, se empleará por defecto el *solver* en modo *discrete*. En caso de emplear estados discretos este se configurará en el modo *Ode1 (Euler)*. Se recomienda no emplear estados continuos en la fase final del concurso para, de este modo, mantener un mayor control sobre la complejidad del código que se implementa en el sistema real.

- Se trabaja también con otro tiempo entre muestras $T_{s_com}=0,02$ s, que en la fase 2 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 VISUALIZACION DE RESULTADOS.

3.2- El sistema a controlar

Se engloba dentro del bloque UAV, desde cuya máscara se elige la categoría del concurso. Dicha categoría condiciona los datos de entrada y de salida del experimento.

En la fase clasificatoria (fase 1), dentro del bloque UAV se configura el modelo de la Figura 5. No siendo este accesible a los concursantes, se describirán sus principales características. Se trata de un modelo no-lineal representativo del sistema de actuación, del movimiento del cuerpo como sólido rígido, y del sistema de navegación.

El bloque SISTEMA DE PROPULSIÓN contiene en primer lugar la función de reparto de las acciones de control a cada motor. Específicamente, para la configuración en aspa de cuatro rotores de la Figura 1 es:

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

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

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

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

siendo M_i una señal PWM RC que debe estar entre $1000 \mu s$ y $2000 \mu s$. Como esta función de reparto (1)-(4) se implementará en la controladora de vuelo, se generan muestras cada $0,01$ s. Después, dentro del mismo bloque, se modelan los elementos característicos del sistema de propulsión. Retenedores modifican el tiempo de muestreo a $0,02$ s con el que se pueden actualizar los ESC, saturadores limitan los valores admisibles en éstos, y se incorpora también la dinámica de primer orden de respuesta de los rotores. Después, ciertas funciones ajustadas a datos experimentales permiten calcular paralelamente: velocidades de rotación, fuerzas de propulsión y pares de arrastre, de los rotores, para cada valor de señal de mando M_i . En concreto, se ajustan rectas para la velocidad y curvas cuadráticas para los pares y fuerzas, y estas funciones son diferentes para cada tensión de alimentación v_{bat} . Entonces, durante una simulación, a partir de U_t 4×1 se obtiene el valor actual de $PWM=[M_1, M_2, M_3, M_4]^T$; y con éste y v_bat , se obtienen como datos de dimensión 4×1 : W_m con las velocidades en los motores, T con las fuerzas de propulsión y Δ con los pares de arrastre ejercidos por las hélices. Un detalle importante es que el comportamiento de los cuatro rotores no es idéntico. De hecho existe una descompensación entre la potencia de los rotores, por lo que para mantener $\phi = \theta =$

0, se precisan valores de $M_{i=1,\dots,4}$ distintos al valor de inicialización u_z . Estos serán aportados por acciones de control u_ϕ y u_θ distintas de cero, como se podrá comprobar en las simulaciones.

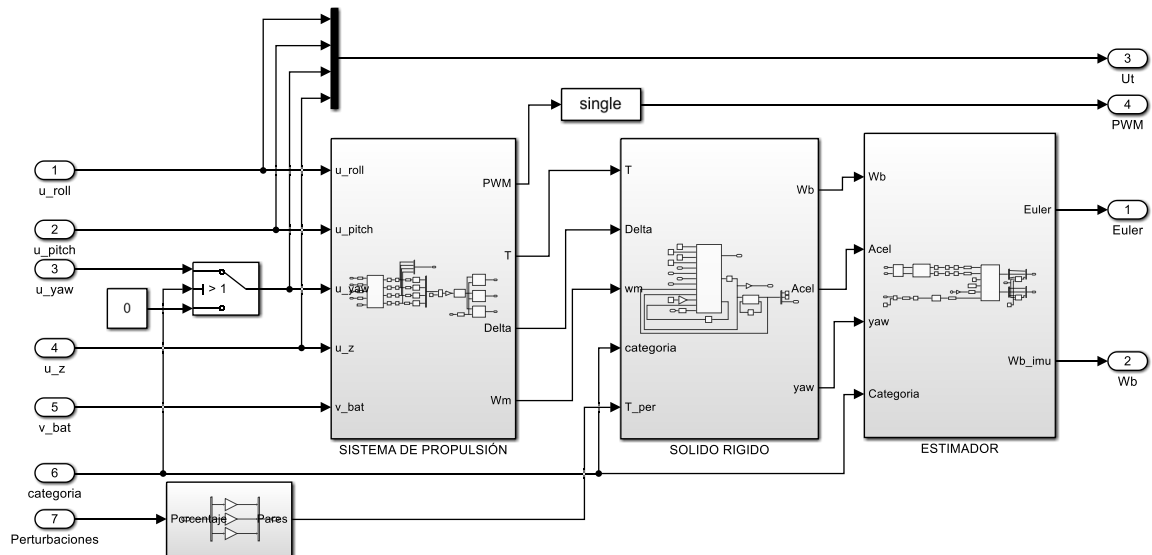


Figura 5: Modelo no-lineal del UAV cuatrirrotor

A continuación, el bloque **SOLIDO RIGIDO** contiene las ecuaciones del movimiento del cuerpo del multirrotor sujeto a la estructura de giro de tres grados de libertad, y que por tanto no coincide plenamente con el modelo de un vuelo libre. Primero se plantean las ecuaciones de la aceleración angular en SRB, en las que existen ligeros acoplamientos cruzados. Los momentos que intervienen son: momentos principales debidos a la propulsión y al arrastre, momentos giroscópicos debidos al giro de los rotores, momentos debidos a fuerzas de fricción viscosa y estática que no son despreciables debido a los anillos rozantes en los acoplamientos entre los ejes de giro, y momentos debidos al peso ya que el centro de gravedad no coincide con el centro de giro de SRB para que el cuatrirrotor permanezca boca-arriba al desconectar la alimentación. A estos momentos, en la fase clasificatoria (fase 1) se añade un par de perturbación en forma de pulso, para simular ráfagas de viento, desequilibrios en la carga, o cualquier perturbación no medible característica de los sistemas reales. Consistirá en un valor porcentual del par máximo desarrollado por los motores. Después, integrando el vector de aceleración angular se calcula la velocidad de rotación en SRB $[p, q, r]^T$ y, a continuación, empleando cuaternios se calcula la orientación en SRG, $[\phi, \theta, \psi]^T$. Estas serían las velocidades y ángulos 'reales' del movimiento del cuatrirrotor. Sin embargo, son los valores medidos por los sensores los que serán accesibles.

Así, el bloque **ESTIMADOR** parte de los valores 'reales' de velocidad angular $Wb=[p, q, r]^T$, aceleración lineal $Acel=[u, v, w]^T$, y ángulo $yaw=\psi$, que medirán, respectivamente, el giróscopo y acelerómetro de tres ejes en la IMU, y el potenciómetro en el eje Z_0 de la estructura. Dentro del bloque, se añaden ruidos característicos de cada tipo de sensor, después se simulan los filtros de medidas *raw*, se incorporan limitaciones de rango, resolución y muestreo, y finalmente se añade un filtro complementario explícito (FCE) de fusión sensorial. El FCE

combina la información de acelerómetros y giróscopos para estimar velocidades y ángulos. La estimación final obtiene $Wb=[p, q, r]^T$ y $Euler=[\phi, \theta, \psi]^T$.

Distinguiendo que en la fase final (fase 2) se trabaja con el sistema físico, en el *firmware* de la controladora de vuelo se volcarán sólo la función de reparto (1)-(4) y el filtro complementario explícito que trabaja con las medidas tomadas y filtradas internamente por la IMU de la placa APM 3.1 Pro. El resto de elementos descritos pertenecen solo al entorno de simulación que se facilita a los concursantes en la fase 1.

Retomando la Figura 4, el bloque UAV, en cada instante de muestreo (0,01 s), entrega las siguientes variables con datos de tipo *single*: $Euler=[\phi, \theta, \psi]^T$, $Wb=[p, q, r]^T$, $Ut=[u_\phi, u_\theta, u_\psi]^T$, $PWM=[M_1, M_2, M_3, M_4]^T$.

3.3.- Evaluación del comportamiento

En función de los objetivos y experimentos propios de cada fase y categoría, se configura el bloque REFERENCIAS Y OTRAS ENTRADAS. Para éstas, se archiva el comportamiento de un sistema de control de referencia, de estructura y valores no desvelados, que se utilizará como patrón para establecer comparativas con el sistema de control actual que el concursante configure en el bloque SISTEMA DE CONTROL.

Durante una simulación - que difiere si se selecciona categoría 1 o categoría 2 en la máscara del bloque UAV-, se canaliza toda la información que es accesible a bloques gráficos dentro del bloque VISUALIZACIÓN DE RESULTADOS como ilustra la Figura 6. Las gráficas muestran el desempeño en cada eje (*scopes* Roll, Pitch, Yaw) y en el conjunto de ejes (*scope* Orientación), las señales en los motores (*scope* Motores), 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 ellas para el sistema de control actual y para el de referencia. En la fase 2, las funciones de visualización se realizan desde la estación de tierra.

Al finalizar la simulación, se genera en el espacio de trabajo (*workspace*) de MATLAB® Datos con los resultados del comportamiento del sistema de control actual. Se trata de una variable de tipo estructura (*struct*) con tiempo, cuyos valores de señal se organizan en 21 columnas que registran todas las muestras de las variables según el siguiente orden: Refs (3), Euler (3), Wb (3), Ut (4), PWM (4), on_off (1), v_bat (1), categoría (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 tiempo entre muestras es de $Ts_com=0,02$ segundos, coincidiendo con el tiempo de refresco del sistema de comunicaciones entre la controladora y la estación de tierra (telemetría).

VISUALIZACIÓN DE RESULTADOS

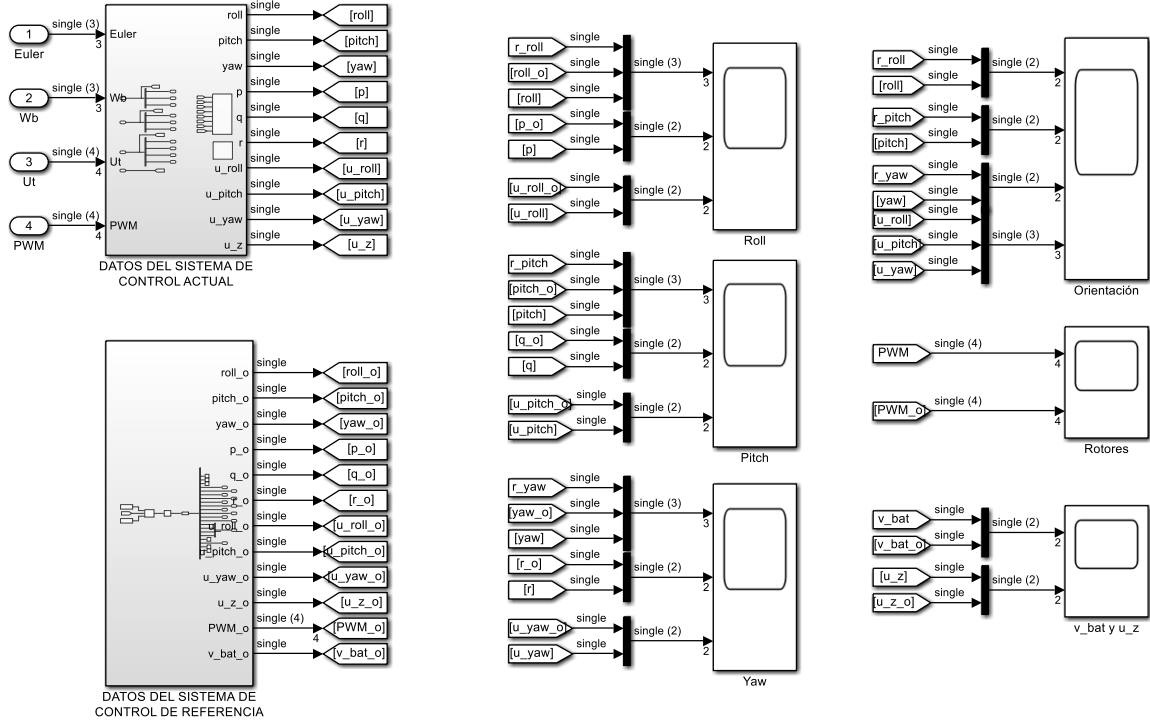


Figura 6: Bloque VISUALIZACIÓN DE RESULTADOS

Para evaluar cuantitativamente el desempeño del sistema de control, se emplearán los siguientes índices:

- IAE - Integral del Error Absoluto-, que particularizada para cada una de las tres variables controladas responde a:

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

$$IAE_{\theta} = \int_{t_0}^{t_f} |r_{\theta}(t) - \theta(t)| dt \quad (6)$$

$$IAE_{\psi} = \int_{t_0}^{t_f} |r_{\psi}(t) - \psi(t)| dt \quad (7)$$

Donde t_0 y t_f son los tiempos inicial y final del experimento a evaluar.

- ITAE - Integral del Error Absoluto ponderado a lo largo del Tiempo-, que particularizada para cada una de las tres variables controladas responde a:

$$ITAE_{\phi} = \sum_{i_{\phi}=0}^{nT_{\phi}-1} \left(\int_{t_{0_{\phi}} + i_{\phi} \Delta t_{\phi}}^{t_{0_{\phi}} + (i_{\phi}+1) \Delta t_{\phi}} \beta(t) |r_{\phi}(t) - \phi(t)| (t - t_{0_{\phi}} - i_{\phi} \Delta t_{\phi}) dt \right) \quad (8)$$

$$ITAE_{\theta} = \sum_{i_{\theta}=0}^{nT_{\theta}-1} \left(\int_{t_{0_{\theta}}+i_{\theta}\Delta t_{\theta}}^{t_{0_{\theta}}+(i_{\theta}+1)\Delta t_{\theta}} \beta(t) |r_{\theta}(t) - \theta(t)| (t - t_{0_{\theta}} - i_{\theta}\Delta t_{\theta}) dt \right) \quad (9)$$

$$ITAE_{\psi} = \sum_{i_{\psi}=0}^{nT_{\psi}-1} \left(\int_{t_{0_{\psi}}+i_{\psi}\Delta t_{\psi}}^{t_{0_{\psi}}+(i_{\psi}+1)\Delta t_{\psi}} \beta(t) |r_{\psi}(t) - \psi(t)| (t - t_{0_{\psi}} - i_{\psi}\Delta t_{\psi}) dt \right) \quad (10)$$

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 $\Delta t_{\#}$ será configurable y arranca en el instante de cambio de una señal externa $t_{0_{\#}} + i_{\#}\Delta t_{\#}$.

El parámetro $\beta(t)$ se corresponde con un factor de ponderación destinado a penalizar las soluciones de control que presentan un sobre-impulso elevado en el seguimiento de referencias, dado que este comportamiento es altamente indeseado en un vuelo real. Durante los instantes de tiempo en los que el sobre-impulso en el seguimiento sea menor a un umbral establecido se fija $\beta(t)=1$. Por el contrario, durante el intervalo temporal en el que el sobreimpulso supere dicho umbral se establece una penalización tal que $\beta(t)>1$.

- IAVU - Integral de la Variación de la Acción de control Absoluta -, que particularizada para cada una de las tres variables de control responde a:

$$IAVU_{\phi} = \int_{t_0}^{t_f} \left| \frac{d u_{\phi}(\tau)}{d \tau} \right| dt \quad (11)$$

$$IAVU_{\theta} = \int_{t_0}^{t_f} \left| \frac{d u_{\theta}(\tau)}{d \tau} \right| dt \quad (12)$$

$$IAVU_{\psi} = \int_{t_0}^{t_f} \left| \frac{d u_{\psi}(\tau)}{d \tau} \right| dt \quad (13)$$

Donde t_0 y t_f son los tiempos inicial y final del experimento a evaluar.

Para cada uno de los índices anteriores (5)-(13), se calcula la ratio entre el valor del índice para el sistema de control actual (SC) y el valor del índice para el sistema de control de referencia (SC_0). Estos valores ratio se designarán: $RIAE_{\phi}$, $RIAE_{\theta}$, $RIAE_{\psi}$, $RITAE_{\phi}$, $RITAE_{\theta}$, $RITAE_{\psi}$, $RIAVU_{\phi}$, $RIAVU_{\theta}$ y $RIAVU_{\psi}$, respectivamente. Cada uno de estos índices-ratio alcanza: el valor uno, cuando $SC=SC_0$; un valor menor que uno, cuando SC mejora a SC_0 ; y un valor mayor que uno, cuando SC empeora respecto a SC_0 .

Finalmente, un índice de evaluación global combina ponderadamente los índices anteriores:

$$I = w_1 RIAE_{\phi} + w_2 RIAE_{\theta} + w_3 RIAE_{\psi} + w_4 RITAE_{\phi} + w_5 RITAE_{\theta} + w_6 RITAE_{\psi} + w_7 RIAVU_{\phi} + w_8 RIAVU_{\theta} + w_9 RIAVU_{\psi} \quad (14)$$

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 $\sum_{i \neq 3,6,9} w_i = 1$. Para la categoría 2 se cumple $w_i \neq 0$ y $\sum w_i = 1$.

Se facilitará una función de evaluación, que calcula estos índices para guiar al concursante en el diseño, y para la clasificación de los equipos participantes.

4.- Fase clasificatoria (fase 1)

4.1- Experimento de referencia

Categoría 1

Se debe seleccionar esta categoría en la máscara del bloque UAV, que implica que se evaluará solo el comportamiento relacionado con la actitud, bloqueándose el giro en el ángulo ψ , y forzándose $u_\psi = 0 \mu s$. En la Figura 7 se muestra el experimento tomado como referencia para la fase 1 en esta categoría. Hasta el instante $t=5$ segundos los motores están desactivados, pero la ley de control activa. Esta primera etapa del experimento simula la inicialización del sistema real y está destinada a validar que los integradores se encuentran reseteados utilizando la variable lógica `on_off`. La evaluación del desempeño comienza a partir del instante $t=9$ segundos. Se aplican cambios de tipo escalón en las consignas (r_ϕ , r_θ) tal y como ilustra las gráficas. También, se introducen pares de perturbación en $t=18$ segundos sobre el eje X_B y en $t=38$ segundos sobre el eje Y_B ; se trata de pulsos de 0.5 segundos de duración y amplitud del 5% sobre el par máximo que puede ejercerse con el sistema de propulsión. La tensión v_{bat} comienza en 12V cuando se conectan los motores y experimenta una descarga lineal hasta el final del experimento. La señal u_z se mantiene en 1500 μs durante todo el experimento. Las gráficas muestran: las respuestas de las variables controladas (ϕ , θ), las acciones de control (u_ϕ , u_θ), y las señales en los ESC de los motores (M_1 , M_2 , M_3 , M_4), cuando se utiliza el sistema de control de referencia.

Para calcular IAE (5) (6), e IAV (11) (12), se considera $t_0=9$ y $t_f=50$. Para calcular ITAE (8) (9) se consideran 4 tramos para cada eje; cada tramo comienza en el instante de tiempo en que cambia la señal de referencia del eje y termina 4 segundos después. La función MATLAB que calcula (14) y cada una de sus componentes es `CIC2022_Evaluador.p`.

Categoría 2

Se debe seleccionar esta categoría en la máscara del bloque UAV, que implica que se evaluará el comportamiento en los tres grados de libertad de giro. En la Figura 8 se muestra el experimento tomado como referencia para la fase 1 en esta categoría. Como en la categoría 1, hasta el instante $t=5$ segundos los motores están desactivados, pero la ley de control activa, con el fin de validar que los integradores se encuentran reseteados utilizando la variable lógica `on_off`. La evaluación del desempeño, comienza a partir del instante $t=9$ segundos. Se aplican cambios de tipo escalón en las consignas (r_ϕ , r_θ) y cambios en modo rampa en la consigna r_ψ , tal

como se ilustra en las gráficas. En este caso, además de los pares de perturbación descritos para la categoría 1, se añade un par de perturbación de tipo pulso en $t=58$ sobre el eje Z_B ; la duración de este pulso es de 0.5 segundos y su amplitud del 25% del máximo que puede ejercerse con los rotores. Como en el experimento de la categoría 1, la tensión de la batería v_{bat} comienza en 12V cuando se conectan los motores y experimenta una descarga lineal hasta el final del experimento. La señal u_z se mantiene en 1500 μs durante todo el experimento. Las gráficas muestran: las respuestas de las variables controladas (ϕ , θ , ψ), las acciones de control (u_ϕ , u_θ , u_ψ), y las señales en los ESC de los motores (M_1 , M_2 , M_3 , M_4), cuando se utiliza el sistema de control de referencia.

Para calcular IAE (5)-(7), e IAV (11)-(13), se considera $t_0=9$ y $t_f=70$. Para calcular ITAE (8)-(10) se consideran 4 tramos para cada eje; cada tramo comienza en el instante de tiempo en que cambia la señal de referencia del eje y termina 4 segundos después. La función MATLAB que calcula (14) y cada una de sus componentes es `CIC2022_Evaluador.p`.

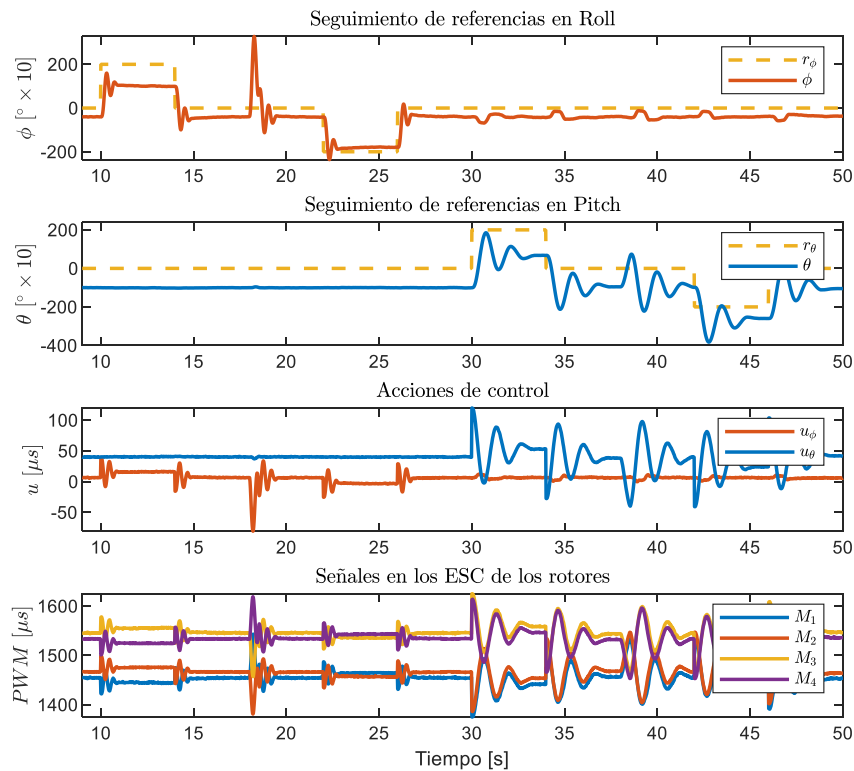


Figura 7: Experimento de referencia de la categoría 1 en la fase 1

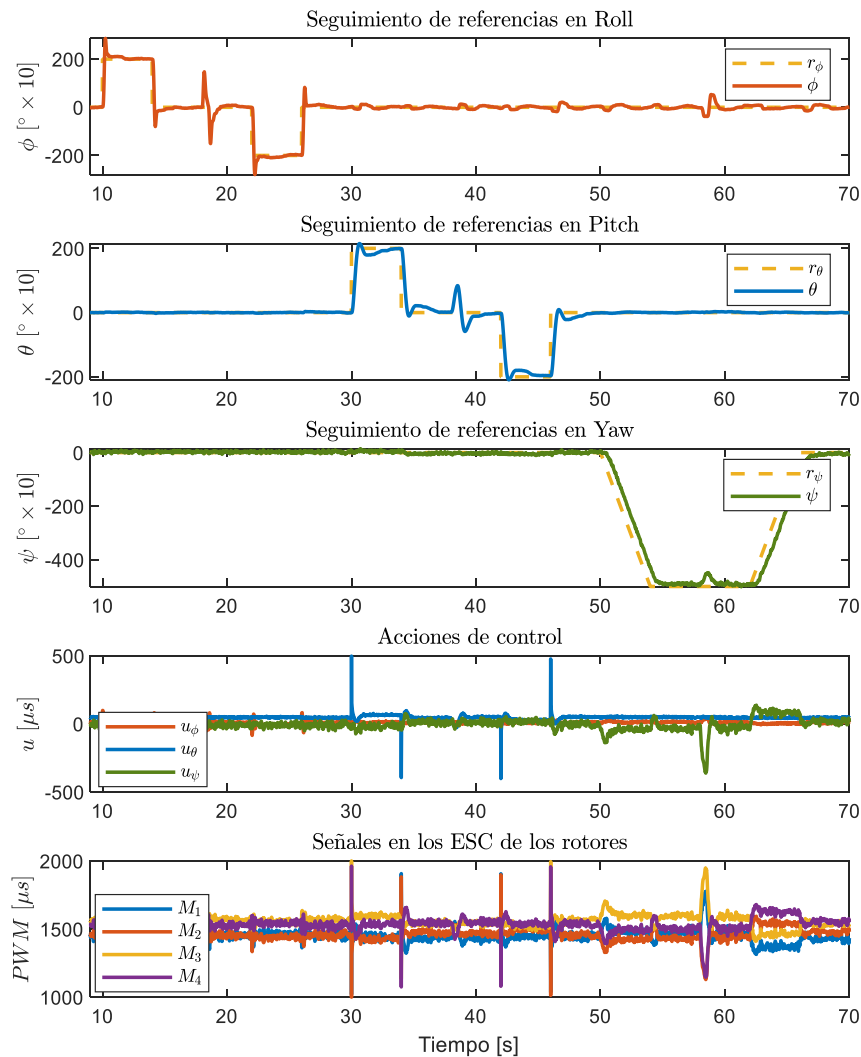


Figura 8: Experimento de referencia de la categoría 2 en la fase 1

4.2. Entregables y clasificación

Cada equipo participante, que tendrá asignado un identificador ###, hará entrega en fecha y forma de acuerdo a las Bases del Concurso de un fichero comprimido `CIC2022_###.zip` con los siguientes archivos:

- `CIC2022_###.slx`. Fichero Simulink que debe contener **sólo** el bloque `SISTEMA DE CONTROL` sometido a concurso. Dicho bloque debe mantener el formato de entradas-salidas del bloque tipo facilitado. Los equipos que no respeten estas indicaciones serán descartados.
- `CIC2022_###.pdf`. Documento justificativo de la solución de control implementada, siguiendo el formato de los trabajos presentados a las Jornadas de Automática.

La evaluación de la fase 1 consistirá en un experimento de simulación similar al presentado como referencia, en el que se podrán modificar las consignas, las perturbaciones, la tensión de alimentación y/o la acción de control que simula el control de altura.

Antes de su evaluación en simulación, se portará el sistema de control a APM 3.1 Pro, de forma que todas aquellas propuestas que no puedan compilarse y cargarse en dicho sistema quedarán descartadas; esta medida pretende evitar que soluciones inviables para la fase final puedan clasificarse.

Para la clasificación de fase 1 se valorará: en un 70%, el resultado obtenido por el índice de desempeño total del sistema de control presentado en el experimento de simulación, y en un 30%, la memoria justificativa de la estrategia seguida. Conforme a esta nota se clasificará a los concursantes.

En la fase final (fase 2) del concurso se abordará el control del sistema real, de acuerdo a las condiciones que se establezcan en su momento.

4.3. Documentación

En este apartado se relacionan y comentan los archivos que los concursantes podrán descargar desde: <https://www.unirioja.es/dptos/die/cic2022/>.

CIC2022_Descripcion.pdf. Es la versión electrónica de este documento.

Comprimidos en el fichero CIC2022.zip se encuentran:

- `Simulador_CIC2022.slx` Fichero Simulink v9.2 que contiene el entorno de la Figura 4. El concursante debe incluir sus algoritmos/estructura de control dentro del bloque SISTEMA DE CONTROL. Inicialmente este contiene una estructura de control para poder ejecutar una simulación. Además, no olvide seleccionar su categoría de concurso dentro del bloque UAV.

Los cuatro siguientes ficheros son necesarios para la correcta ejecución del anterior.

- `UAV_sf.mexw64` Fichero compilado que contiene el modelo representativo de la orientación del cuatrirrotor fijado a la estructura.
- `UAV_sf.c` y `UAV_sf.h` Ficheros C para la *S-function* del modelo.
- `UAV.png` Imagen del cuatrirrotor que se visualiza sobre el bloque UAV.
- `DatosCref.mat`. Fichero de datos MATLAB que contiene el comportamiento de los sistemas de control de referencia para ambas categorías.
- `CIC2022_Evaluador.p` Función de evaluación que de forma encriptada implementa la ecuación (14).

Su argumento de entrada son los datos a evaluar, que han sido generados tras una simulación bajo categoría 1 o categoría 2. Ejemplo de llamada desde la línea de comandos de MATLAB: `>> CIC2022_Evaluador(Datos)`, siendo `Datos` la variable *struct* que se genera en el *workspace* con todas las variables de interés tras la ejecución de `Simulador_CIC2022.slx`.

La función devuelve en la línea de comandos el valor de I (14) y de cada uno de los índices ratio que lo componen, y además se abren varias pantallas gráficas con el comportamiento. Todo ello depende de la categoría.

Si para la simulación se hubiera seleccionado la **categoría 1** y mantenido el sistema de control facilitado con el simulador, tras llamar a la función de evaluación aparecería en la línea de comandos:

Categoría 1: Resultados de la evaluación				
	IAE	ITAE	IAVU	Total
	_____	_____	_____	_____
Roll	4.8141	8.7627	0.18296	5.4673
Pitch	9.0057	51.809	0.23477	24.373
Resultado total de la ley de control:				
	14.9202			

Y además, se abrirían tres figuras: Categoría 1: Roll, con la evolución temporal del comportamiento en *roll* (r_ϕ , ϕ , p , u_ϕ para el sistema de control actual y el de referencia); Categoría 1: Pitch, con la evolución temporal del comportamiento en *pitch* (r_θ , θ , q , u_θ para el sistema de control actual y el de referencia); y Categoría 1: Actitud, que resume el comportamiento del controlador actual (r_ϕ , ϕ , r_θ , θ , u_ϕ , u_θ , M_1 , M_2 , M_3 , M_4).

Como novedad en esta edición, la función de evaluación detecta si se están reseteando los integradores de forma adecuada. En este caso, se mostrará el resultado cuantitativo de la evaluación y las figuras con el desempeño actual y el de referencia no mostrarán los nueve primeros segundos del experimento, dado que no se emplean en la evaluación. En caso contrario, se mostrará una ventana emergente indicando que se ha detectado un *wind-up* en la integración y se sombreará en color gris la zona de evaluación del reset de los integradores con la señal `on_off`. La Figura 9 muestra las gráficas generadas cuando se emplea el controlador de referencia sin resetear los integradores. La zona sombreada resalta cómo se produce un efecto acumulativo en la acción de control durante el tiempo en el que la señal `on_off` se encuentra a nivel alto (motores desactivados).

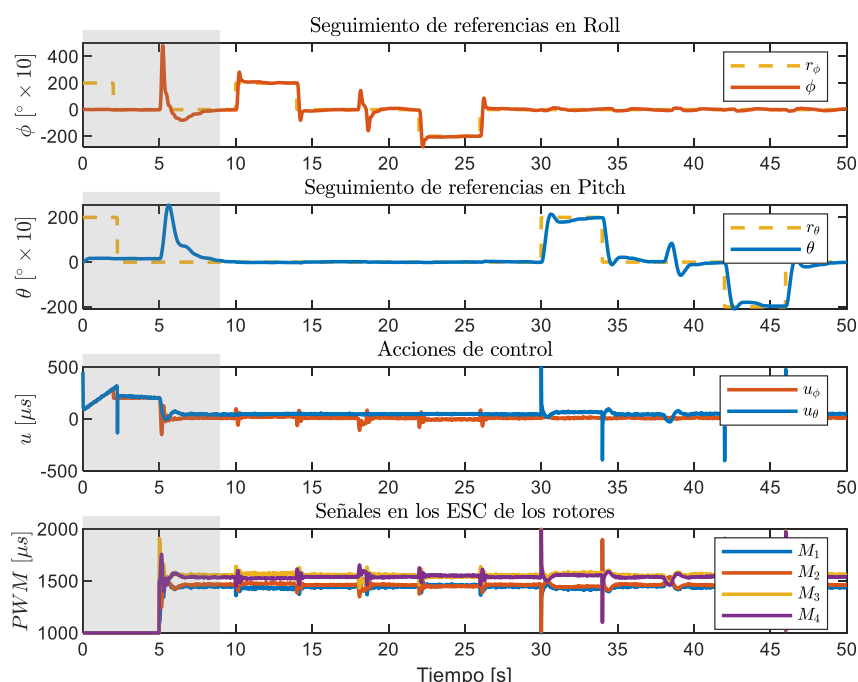


Figura 9: Gráficos generados cuando no se resetean los integradores y los motores están desactivados

Si para la simulación se hubiera seleccionado la **categoría 2** y mantenido el sistema de control de partida, tras llamar a la función de evaluación aparecería en la línea de comandos:

Categoría 2: Resultados de la evaluación				
	IAE	ITAE	IAVU	Total
Roll	4.8185	8.5315	0.15693	5.3714
Pitch	12.701	51.674	0.20138	25.79
Yaw	3.0117	3.5707	0.092517	2.6515
Resultado total de la ley de control:				
	11.2710			

Y además, se generarían cuatro figuras: Categoría 2: Roll, con la evolución temporal del comportamiento en *roll* (r_ϕ , ϕ , p , u_ϕ para el sistema de control actual y el de referencia); Categoría 2: Pitch, con la evolución temporal del comportamiento en *pitch* (r_θ , θ , q , u_θ para el sistema de control actual y el de referencia); Categoría 2: Yaw, con la evolución temporal del comportamiento en *yaw* (r_ψ , ψ , r , u_ψ para el sistema de control actual y el de referencia); y Categoría 2: Orientación, que

resume el comportamiento del controlador actual $(r_\phi, \phi, r_\theta, \theta, r_\psi, \psi, u_\phi, u_\theta, u_\psi, M_1, M_2, M_3, M_4)$.

Como en la categoría 1, la función encargada de la evaluación detecta si la ley de control propuesta realiza el reseteo inicial de los integradores de forma adecuada. En caso de no ser así, se mostrarán los gráficos con el tiempo inicial sombreado y se mostrará un mensaje de alerta.

Los archivos MATLAB-Simulink® han sido generados con la siguiente versión:

Versión	Release	Año
MATLAB 9.5	R2018b	2018
Simulink 9.2	R2018b	2018

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 caso de no encontrar en dicha plataforma una versión compatible, pónganse en contacto con la organización del concurso para la compilación de nuevas versiones.

Una descripción exhaustiva del modelo de simulación encriptado en el bloque UAV, así como información relevante en cuanto a los principales retos de control puede encontrarse en:

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. <https://doi.org/10.4995/riai.2021.14356>.