

Jornadas de Automática

Control tolerante a fallos de actuadores en hexacópteros mediante análisis direccional de residuos en presencia de perturbaciones externas

Pablo Otálora^a, Montserrat Gil-Martínez^{a,*}, Javier Rico-Azagra^a, Silvano Nájera^a, Carlos Elvira^a

^aGrupo de Ingeniería de Control, Departamento de Ingeniería Eléctrica, Universidad de la Rioja,
Edificio Departamental - C/San José de Calasanz, 31, 26004, Logroño, España.

To cite this article: Otálora, P., Gil-Martínez, M., Rico-Azagra, J., Najera, S., Elvira, C. 2026. Actuator Fault-Tolerant Control in Hexacopters Based on Directional Residual Analysis Under External Disturbances. Jornadas de Automática, 47. <https://doi.org/10.17979/ja-cea.2026.47.13880>

Resumen

Este trabajo presenta un esquema de diagnóstico de fallos y control tolerante a fallos activo para un hexacóptero bajo pérdidas severas de eficiencia en los actuadores y perturbaciones ambientales. La propuesta combina un observador asintótico de estados con un algoritmo de aislamiento basado en cosenos directores, que permite una interpretación geométrica de los residuos, reforzado mediante un mecanismo de enclavamiento temporal con barrera anti-reducción para evitar falsos positivos inducidos por perturbaciones. Ante averías críticas, el control reconfigura la matriz de distribución por pseudoinversa, asegurando la estabilidad lateral-longitudinal. El esquema se valida numéricamente a través de cuatro escenarios que combinan ráfagas de viento y fallos totales. Los resultados demuestran la efectividad del mecanismo de memoria para preservar el diagnóstico correcto bajo turbulencias concurrentes, garantizando la supervivencia de la aeronave.

Palabras clave: Control Tolerante a Fallos, Detección y Diagnóstico de Fallos, UAV, Hexacóptero, Asignación de control

Actuator Fault-Tolerant Control in Hexacopters Based on Directional Residual Analysis Under External Disturbances

Abstract

This paper presents an active fault diagnosis and fault-tolerant control scheme for a hexacopter under severe actuator efficiency losses and environmental disturbances. The proposal combines an asymptotic state observer with an isolation algorithm based on directional cosines, enabling a geometric interpretation of residual signals, shielded by a time-latching mechanism with an anti-reduction barrier to prevent disturbance-induced false positives. In the presence of critical faults, the control reconfigures the allocation matrix via pseudoinverse, ensuring lateral-longitudinal stability. The scheme is numerically validated across four operational scenarios combining wind gusts and total faults. The results demonstrate the effectiveness of the memory-based logic in retaining the correct diagnosis under concurrent turbulence, guaranteeing aircraft survivability.

Keywords: Fault-Tolerant Control, Fault Detection and Diagnosis, UAV, Hexacopter, Control allocation

1. Introducción

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs) han experimentado un notable crecimiento debido a su amplia aplicación en tareas como inspección, vigilancia o logística inteligente (Zou et al., 2025). En este contexto, la fiabilidad y la tolerancia a fallos son aspectos críticos, especialmente frente a fallos en actuadores, que afectan directamente a la genera-

ción de empuje y pares necesarios para la estabilización del vehículo (Zou et al., 2025).

Para abordar este problema, se han desarrollado técnicas de detección y diagnóstico de fallos (FDD) y de control tolerante a fallos (FTC). Los enfoques FDD basados en modelo utilizan residuos obtenidos de la discrepancia entre comportamiento medido y predicho para detectar y aislar fallos (Fourlas

*Autor para correspondencia: montse.gil@unirioja.es
Attribution-NonCommercial-ShareAlike 4.0 International (CC BY-NC-SA 4.0)

and Karras, 2021; Adaika et al., 2025), mientras que las estrategias FTC mantienen la estabilidad mediante reconfiguración del control o explotación de la redundancia (Liao et al., 2025; Su et al., 2024).

A pesar de estos avances, existe una limitación importante que permanece en gran medida sin abordar en la literatura. En muchos enfoques, los fallos de actuadores y las perturbaciones externas se tratan como incertidumbres agrupadas en la dinámica del sistema. Por ejemplo, los métodos adaptativos y basados en observadores estiman un término combinado que incluye tanto fallos como perturbaciones (Yan et al., 2026). De forma similar, los marcos de control robusto o de rendimiento garantizado gestionan ambos efectos de manera conjunta mediante mecanismos de compensación unificados sin distinguir sus contribuciones individuales (Yu et al., 2025). Como consecuencia, la mayoría de las estrategias FTC asumen implícitamente que los fallos pueden identificarse de forma fiable, o bien evitan la identificación explícita compensando únicamente los efectos agregados. Sin embargo, esta aproximación puede resultar conservadora, ya que la interpretación de perturbaciones externas como fallos de actuador conduce a una reconfiguración innecesaria del control, reduciendo la redundancia disponible y comprometiendo la capacidad del sistema para hacer frente a fallos reales.

Desde una perspectiva basada en modelo, este problema tiene un origen estructural claro. Tanto los fallos de actuadores como las perturbaciones externas afectan aditivamente a la dinámica del sistema, en muchos casos a través de los mismos canales de entrada. En consecuencia, sus efectos sobre los residuos pueden resultar indistinguibles, especialmente cuando las perturbaciones se proyectan sobre el subespacio generado por los actuadores. Esta situación introduce una ambigüedad fundamental en el diagnóstico basado en residuos, donde perturbaciones externas pueden generar firmas similares a las producidas por fallos.

Aunque esta limitación se reconoce de forma implícita en la literatura —por ejemplo, en la dificultad para distinguir fallos de dinámicas no modeladas o perturbaciones en métodos basados en observadores (Saied et al., 2024)— rara vez se aborda de forma explícita. Como consecuencia, los esquemas FDD basados en residuos pueden presentar falsos positivos en presencia de perturbaciones externas, mientras que las estrategias FTC que dependen de una identificación precisa del fallo pueden operar bajo hipótesis incorrectas.

En este trabajo se aborda esta limitación mediante el estudio explícito del problema de distinguibilidad entre fallos de actuadores y perturbaciones externas en UAVs multirrotor, considerando específicamente una plataforma hexacóptero que proporciona redundancia en los actuadores. El enfoque propuesto se basa en el análisis geométrico de los residuos en el espacio de pares, explotando sus propiedades direccionales para identificar firmas asociadas a fallos. A partir del estudio de la alineación entre los residuos observados y las direcciones características vinculadas a los actuadores, el método pretende mejorar la robustez frente a perturbaciones externas y reducir la aparición de falsas detecciones.

El resto del artículo se organiza de la siguiente forma. En la Sección 2 se presenta el modelo dinámico del hexacóptero y la formulación del problema de detección. En la Sección 3 se describe la metodología propuesta basada en el análisis di-

reccional de los residuos. La Sección 4 detalla el entorno de simulación y los escenarios considerados para la validación. En la Sección 5 se presentan y discuten los resultados obtenidos. Finalmente, en la Sección 6 se recogen las principales conclusiones y se plantean posibles líneas de trabajo futuro.

2. Entorno de simulación y modelado del hexacóptero

Para evaluar el algoritmo propuesto, se define a continuación el modelo dinámico rotacional no lineal del hexacóptero, la estructura algebraica de su matriz de asignación y la caracterización multiplicativa del fallo en los actuadores, configurando un escenario de simulación afectado por perturbaciones y degradaciones de motor.

2.1. Modelo dinámico del hexacóptero

El comportamiento traslacional en el eje vertical y la dinámica rotacional del vehículo aéreo no tripulado se modelan bajo la suposición de cuerpo sólido rígido en el espacio tridimensional. Las ecuaciones diferenciales no lineales que rigen la altitud z y la actitud expresada en el sistema de referencia solidario al cuerpo del multirrotor (SRB) quedan definidas por:

$$m\ddot{z} = -mg + \frac{1}{m}Ru_f + F_{ext,z} \quad (1)$$

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \times (J\Omega) + \tau_{ctrl} + \tau_{ext} \quad (2)$$

donde m es la masa del UAV, g es la aceleración de la gravedad, y R es la matriz de rotación tridimensional que relaciona el sistema de referencia del dron y el terrestre. El parámetro $J = \text{diag}([J_x, J_y, J_z]) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ denota la matriz de momentos de inercia (asumida como diagonal), y $\Omega = [p, q, r]^T \in \mathbb{R}^3$ agrupa las velocidades angulares en SRB . Las acciones internas (señales de control) se consolidan en la fuerza total de empuje $u_f \in \mathbb{R}$ y el vector de pares $\tau_{ctrl} = [\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]^T \in \mathbb{R}^3$. Como acciones externas (señales de perturbación) se consideran las fuerzas $F_{ext,z}$ y los pares τ_{ext} debidos al viento. El modelo incluye el acoplamiento giroscópico del cuerpo rígido $-\Omega \times (J\Omega)$, mientras que los efectos giroscópicos de los conjuntos motor-hélice se consideran de segundo orden y se agrupan en τ_{ext} .

La transformación lineal entre el espacio de fuerzas de empuje solicitadas a los actuadores $F_s = [F_{s,i=1,\dots,6}]^T \in \mathbb{R}^6$ y las acciones nominales deseadas $V_n = [u_f, \tau_{ctrl}^T]^T \in \mathbb{R}^4$ se rige por la matriz global de distribución $B_n \in \mathbb{R}^{4 \times 6}$ tal que:

$$V_n = \begin{bmatrix} u_f \\ \tau_{ctrl} \end{bmatrix} = B_n F_s \quad (3)$$

La matriz B_n se construye a partir del brazo de palanca l , el coeficiente de empuje K_f y el de par de reacción K_r . Utilizando la distribución angular simétrica de los rotores $\gamma_i = [\frac{2\pi}{3}, \pi, -\frac{2\pi}{3}, -\frac{\pi}{3}, 0, \frac{\pi}{3}]$ para $i = 1, \dots, 6$, se define analíticamente como:

$$B_n = \begin{bmatrix} 1 & 1 & \dots & 1 \\ l \sin(\gamma_1) & l \sin(\gamma_2) & \dots & l \sin(\gamma_6) \\ -l \cos(\gamma_1) & -l \cos(\gamma_2) & \dots & -l \cos(\gamma_6) \\ c_1 \frac{K_r}{K_f} & c_2 \frac{K_r}{K_f} & \dots & c_6 \frac{K_r}{K_f} \end{bmatrix} \quad (4)$$

donde el coeficiente escalar $c_i \in \{-1, 1\}$ establece el sentido de giro horario o antihorario de cada hélice. Para mejor robustez ante fallos, las hélices 3, 4 y 6 rotarán en sentido horario, y el resto en antihorario (Saied et al., 2024).

2.2. Modelado de fallos de actuadores

Para representar las anomalías en las unidades de propulsión de forma compatible con la reconfiguración, se implementa una parametrización de fallos multiplicativa. La fuerza de empuje real generada se acopla al comando ideal mediante:

$$F_m(t) = (I_{6 \times 6} - \Theta(t)) F_s(t) \quad (5)$$

donde $\Theta(t) = \text{diag}([\epsilon_1(t), \dots, \epsilon_6(t)]) \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ es la matriz de degradación paramétrica, con componentes continuos acotados en $\epsilon_i(t) \in [0, 1]$. El valor nulo denota operación nominal y la unidad representa una parada completa del rotor. Valores intermedios modelan pérdidas parciales de eficiencia por daños estructurales en las hélices o a fallos en los controladores electrónicos de velocidad de los motores.

Para validar la robustez del diagnóstico, se modelan dos firmas temporales en el actuador crítico i . El fallo súbito se define como un escalón idealizado en el instante t_e :

$$\epsilon_i(t) = \bar{\epsilon} \cdot \mathcal{U}(t - t_e) \quad (6)$$

donde $\bar{\epsilon}$ es la magnitud del daño y $\mathcal{U}$ es la función escalón unitario. Las degradaciones progresivas o fallos graduales se formalizan mediante una rampa temporal saturada:

$$\epsilon_i(t) = \min(\bar{\epsilon}, m_e \cdot (t - t_e)) \cdot \mathcal{U}(t - t_e) \quad (7)$$

en la que m_e define la tasa de degradación temporal del motor. Al sustituir la fuerza real en la física del hexacóptero, las dinámicas quedan determinadas aditivamente por el fallo interno $\Theta(t)$ y las fuerzas/pares exógenas de la ráfaga de viento ($F_{ext,z}, \tau_{ext}$), combinando ambos efectos de forma destructiva en el residuo dinámico clásico.

2.3. Hipótesis de diseño consideradas

Para delimitar el alcance del esquema de diagnóstico y garantizar su viabilidad computacional en sistemas embebidos de tiempo real, se establecen las siguientes hipótesis operacionales sobre el modelo y el entorno:

Se asume de forma estricta que la velocidad angular (Ω) es medida directamente en cada muestra por la unidad de medición inercial (IMU) a bordo, y que los parámetros físicos del hexacóptero (m y J) son conocidos a priori con alta certeza. Esto permite asociar cualquier desviación en el residuo dinámico exclusivamente a fallos en los actuadores o a fuerzas externas. En cuanto al aislamiento geométrico, se adopta la hipótesis de ocurrencia de fallo único o aislado en un único motor a la vez durante el intervalo de clasificación primario. Asimismo, se asume que las ráfagas de viento actúan como fuerzas no estructuradas que, aunque inducen pares transitorios τ_{ext} , no guardan una colinealidad perfecta y sostenida en el tiempo con los brazos del hexacóptero.

Finalmente, con respecto a la naturaleza de las averías en las unidades de propulsión, se introduce la hipótesis de irreversibilidad del fallo. Se considera que una pérdida de efectividad mecánica o eléctrica confirmada en un motor responde

a una degradación física permanente y, por tanto, su magnitud no puede experimentar una reducción espontánea durante el resto de la ejecución del vuelo.

3. Arquitectura de control tolerante a fallos

En esta sección se describe el esquema FDD diseñado para estimar la degradación de los actuadores de forma robusta. El método integra un observador asintótico de velocidad angular para la generación de residuos, una descomposición geométrica en subespacios ortogonales para el aislamiento del fallo y una lógica de enclavamiento temporal.

3.1. Estructura de control base

El comportamiento en lazo cerrado del hexacóptero se basa en una arquitectura de control desacoplada para los lazos de actitud y altitud. La estabilización en los ejes de alabeo, cabeceo y guiñada (ϕ, θ, ψ) se realiza mediante control PI+D con *anti-windup*, donde la acción proporcional-integral actúa sobre el error angular, y la derivativa sobre la velocidad angular, generando el vector de pares $\tau_{ctrl} \in \mathbb{R}^3$. De forma análoga, se calcula la fuerza total de empuje u_f para regular la altitud. Ambas acciones configuran el vector global $V_n = [u_f, \tau_{ctrl}^T]^T \in \mathbb{R}^4$. La estructura de control no es determinante para los objetivos del trabajo, ya que el método se basa en la direccionalidad de los pares generados.

La asignación de mandos a cada propulsor se realiza mediante la pseudoinversa de la matriz de distribución $B_n \in \mathbb{R}^{4 \times 6}$:

$$F_s = B_n^+ V_n \quad (8)$$

Tras aplicar saturación se obtiene $F_{s,sat}$, garantizando en condiciones nominales $\tau_{n,esp} = B_{torque} F_{s,sat}$, donde B_{torque} denota la submatriz de B_n asociada a los pares (filas de momento), y $\tau_{n,esp}$ representa el par esperado con la fuerza aplicada.

3.2. Detección y aislamiento geométrico del fallo

El esquema FDD tiene como objetivo estimar en tiempo real la pérdida de efectividad de los motores a partir de la inconsistencia del par del vehículo. En primer lugar, se formula un observador de velocidad angular empleado para estimar la aceleración angular. Empleando la matriz de inercia J y el par motor nominal esperado, la dinámica del estimador se define como:

$$\dot{\hat{\Omega}} = J^{-1} (\tau_{n,esp} - \Omega \times (J\Omega)) + L_{obs}(\Omega - \hat{\Omega}) \quad (9)$$

donde $\hat{\Omega} \in \mathbb{R}^3$ es el estado estimado y $L_{obs} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ es una matriz diagonal de ganancias de corrección definida positiva. Sustituyendo la observación $\hat{\Omega}$ y la medida Ω en (2), es posible aislar el conjunto de pares internos y externos, que comparados con $\tau_{n,esp}$ proveniente del par interno, permite definir el residuo dinámico de pares como:

$$r = \tau_{n,esp} - \left(J\hat{\Omega} + \Omega \times (J\Omega) \right), \quad (10)$$

atribuible a perturbaciones externas o a fallos de actuador, lo que permite una caracterización direccional del residuo. Para evaluar si el incremento en la magnitud del residuo responde a una anomalía en los actuadores, el vector r se proyecta sobre el plano de actuación de los motores empleando la pseudoinversa de Moore-Penrose de la submatriz de pares:

$$r_{||} = B_{torque} B_{torque}^+ r \quad (11)$$

Cuando la norma Euclídea instantánea de este subespacio supera un umbral crítico ($E_{||} = \|r_{||}\| > \epsilon_{thresh}$), se activa la bandera lógica global de detección.

Inmediatamente, se inicia el proceso de aislamiento para identificar el motor específico que experimenta la degradación. Para ello, se evalúa la colinealidad instantánea mediante la métrica de los cosenos directores entre el vector de residuo total r y las firmas estructurales teóricas de cada uno de los seis brazos del hexacóptero, denotadas como τ_i :

$$\tau_i = B_{torque,i} F_{s,i} \quad (12)$$

$$\cos(\theta_i) = \frac{r \cdot \tau_i}{\|r\| \|\tau_i\|}, \quad \forall i = 1, \dots, 6 \quad (13)$$

El actuador cuya τ_i maximiza $\cos(\theta_i)$ queda seleccionado como defectuoso, siempre que supere un determinado umbral de tolerancia. Si ninguna firma alcanza dicho umbral, ningún actuador es etiquetado como defectuoso, indicando ausencia de fallo y descartando cualquier relación del residuo con fallos en motores. En caso contrario, una vez identificado el motor culpable, cuya submatriz de pares es $B_{torque,fault}$ y su fuerza solicitada es $F_{s,fault}$, el parámetro que cuantifica la magnitud de fallo instantáneo se calcula proyectando escalarmente el residuo sobre la geometría del brazo afectado:

$$\epsilon_{inst} = \frac{|r \cdot B_{torque,fault}|}{\|B_{torque,fault}\|^2 F_{s,fault}} \quad (14)$$

Conociendo este parámetro, se puede caracterizar completamente el estado del fallo. Dicho parámetro será empleado posteriormente para redistribuir las fuerzas entre rotores, aprovechando la redundancia de actuadores para cumplir con las fuerzas demandadas por la estructura de control base.

Para suavizar posibles oscilaciones en la estimación debidas a perturbaciones, y reconstruir una tendencia limpia del estado de degradación, el parámetro estimado final $\epsilon_{inst}(k)$ se somete a un filtro exponencial de primer orden.

Además, siguiendo la hipótesis de irreversibilidad del fallo, se introduce una capa de supervisión lógica basada en la persistencia temporal que condiciona la estructura del filtro. El algoritmo monitoriza de forma independiente el comportamiento de cada actuador; si el valor estimado y filtrado supera un umbral mínimo operativo ($\hat{\epsilon}_i > \epsilon_{min_bloq}$) durante un número muestras consecutivas, se conmuta de forma irreversible la bandera binaria de enclavamiento permanente (enc_i), simbolizando que el daño de dicho motor será permanente para el resto del ensayo.

Definiendo el valor filtrado como $\bar{\epsilon}_i(k) = (1 - \alpha)\hat{\epsilon}_i(k-1) + \alpha\epsilon_{inst,i}(k)$, donde $\alpha \in (0, 1)$ representa la constante de suavizado del filtro, la ley de actualización condicional se reduce a:

$$\hat{\epsilon}_i(k) = \begin{cases} \text{máx}(\hat{\epsilon}_i(k-1), \bar{\epsilon}_i(k)) & \text{si } enc_i = \text{true} \\ \bar{\epsilon}_i(k) & \text{en caso contrario} \end{cases} \quad (15)$$

Si el actuador no está enclavado, el filtro opera de manera convencional. En cambio, una vez activado el enclavamiento, se

impide estrictamente cualquier decremento del valor filtrado, permitiendo únicamente incrementos si la degradación física real del motor empeora.

3.3. Mecanismo de actuación ante fallos

Una vez que la etapa de supervisión confirma la existencia de una anomalía activa y el algoritmo de cosenos directores aísla el motor degradado, el sistema activa de forma inmediata el mecanismo de control reconfigurable (*control allocation*). El núcleo de esta estrategia consiste en la modificación dinámica de la matriz global de distribución en función de la pérdida de efectividad estimada, permitiendo actualizar la asignación de mandos mediante el conocimiento en tiempo real del estado de salud del hexacóptero. Matemáticamente, la matriz reconfigurada $B_r \in \mathbb{R}^{4 \times 6}$ se construye alterando exclusivamente las componentes de la columna asociada al propulsor dañado i_{fault} :

$$B_r(:, i_{fault}) = B_n(:, i_{fault}) \cdot (1 - \hat{\epsilon}(i_{fault})) \quad (16)$$

donde $\hat{\epsilon}(i_{fault})$ representa la magnitud del fallo filtrada por el FDD. Esta formulación disminuye el peso de la columna del actuador crítico de manera directamente proporcional a su nivel de degradación física, lo que obliga al algoritmo de mezcla a demandar de forma natural un menor esfuerzo a dicho motor.

La distribución reconfigurada de fuerzas individuales que se solicita a los seis propulsores ($F_s \in \mathbb{R}^6$) se calcula aplicando el operador pseudoinversa de Moore-Penrose sobre el nuevo espacio de control modificado:

$$F_s = B_r^+ V_n \quad (17)$$

Esta operación de mezcla matemática aprovecha la redundancia estructural del hexacóptero, redistribuyendo los requerimientos de par de giro y empuje total hacia los actuadores sanos adyacentes para compensar la pérdida de sustentación del rotor averiado.

4. Resultados de Simulación

Para validar la efectividad, robustez y tiempo de respuesta del esquema FDD con enclavamiento temporal y control reconfigurable propuesto, se ha desarrollado un entorno de simulación dinámico en entorno numérico utilizando los parámetros físicos reales de un hexacóptero multirrotor.

4.1. Configuración de la simulación

La plataforma aérea considerada en el banco de pruebas posee una masa nominal de $m = 1.5$ kg, una aceleración de la gravedad de $g = 9.81$ m/s² y una longitud del brazo de palanca de $l = 0.25$ m. El tensor de momentos de inercia del cuerpo rígido se establece de forma diagonal como $J = \text{diag}([0.065, 0.065, 0.12])$ kg · m². Las constantes asociadas a la aerodinámica de las hélices se fijan en $K_f = 1.2 \times 10^{-5}$ N/rpm² para el coeficiente de empuje, y $K_t = 3.0 \times 10^{-7}$ N · m/rpm² para el coeficiente de par de reacción. El intervalo de muestreo discreto para la ejecución de las leyes de control, la dinámica del observador y el supervisor lógico del FDD se define en $\Delta t = 0.01$ s, modelando la frecuencia de operación estándar de un autopiloto comercial de tiempo real.

El escenario operacional se diseña bajo condiciones severas de vuelo estacionario para evaluar la resiliencia del sistema ante eventos concurrentes y perturbaciones acopladas. La aeronave se inicializa en una posición de origen con una consigna global de mantener una altitud constante y una orientación nominal nivelada en todos sus ángulos de actitud. Los parámetros críticos del mecanismo de enclavamiento temporal se configuran con un umbral de detección de energía de $\epsilon_{\text{thresh}} = 0.15$, una tolerancia mínima de bloqueo operativo de $\epsilon_{\text{min_bloq}} = 0.15$ y una persistencia temporal de $N_{\text{bloq}} = 150$ muestras consecutivas ($\Delta T_{\text{bloq}} = 1.5$ s), garantizando el aislamiento oportuno antes de la pérdida catastrófica de estabilidad. La matriz de ganancias del observador se define tal que $L_{\text{obs}} = \lambda I_3$, con $\lambda = 6$. Los valores de L_{obs} se han ajustado empíricamente buscando un compromiso entre rapidez de convergencia del observador y estabilidad del residuo, evitando dinámicas excesivamente rápidas que puedan amplificar el efecto de perturbaciones no modeladas.

Con el propósito de validar de forma exhaustiva la robustez geométrica y la resiliencia del esquema FDD propuesto bajo diferentes cronologías de eventos, el banco de pruebas simula un total de cuatro escenarios experimentales críticos. Estos casos seleccionados permiten analizar el comportamiento del sistema tanto en la fase de detección y aislamiento rápido del fallo como en la efectividad de la reconfiguración activa frente al acoplamiento de perturbaciones ambientales severas.

4.2. Resultados de la simulación

Los resultados del *Caso 1* (Figura 1) demuestran la robustez geométrica del FDD. Ante la perturbación ($t \in [3, 30]$ s), la estimación de degradación se mantiene estrictamente en cero ($\hat{\epsilon}_i = 0, \forall i$). Aunque el impacto inicial eleva el residuo, su naturaleza no estructurada evita que cumpla el criterio de colinealidad con los brazos del UAV, eludiendo falsos positivos. En actitud, la perturbación induce una desviación transitoria en cabeceo (θ) de 1.2° en $t = 3.0$ s y de -1.2° en $t = 30.0$ s, corregidas asintóticamente por el control base rápidamente mediante la alteración asimétrica de los empujes nominales.

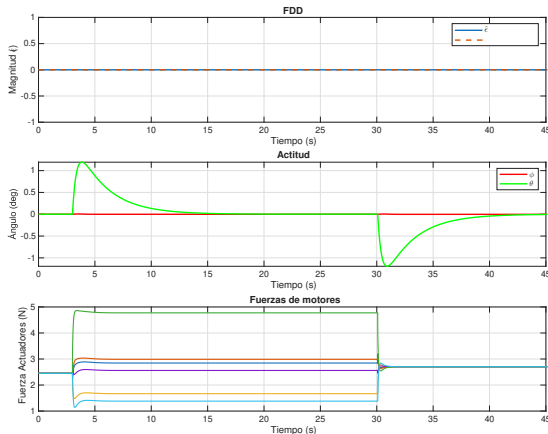


Figura 1: Resultados de simulación en el caso con perturbación y sin fallos.

El *Caso 2* (Figura 2) evalúa un fallo total del motor 1 ($\epsilon_{\text{real}} = 1.0$) en $t = 3.0$ s sin perturbaciones. El estimador $\hat{\epsilon}_1$ detecta la avería rápidamente, superando el umbral de bloqueo y convergiendo de forma limpia hacia la unidad en menos de

5.0 s. La pérdida súbita de sustentación desestabiliza la actitud con picos de -2.2° en alabeo (ϕ) y -1.2° en cabeceo (θ). Sin embargo, la actualización dinámica de la matriz de distribución B_r anula la columna del actuador dañado; el lazo FTC redistribuye los esfuerzos hacia los propulsores sanos —los cuales se escalonan permanentemente entre 1.5 N y 4.5 N— restableciendo la orientación a 0° .

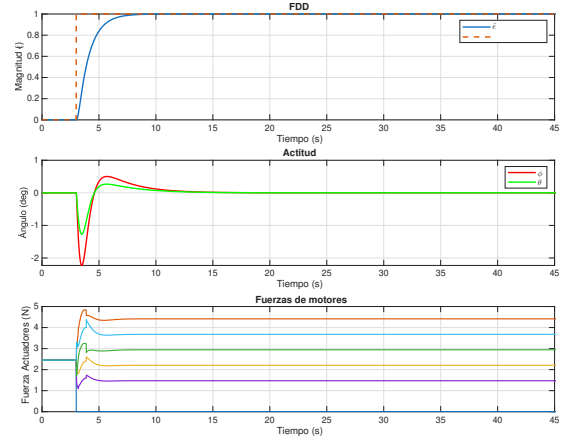


Figura 2: Resultados de simulación en el caso con fallo total en ausencia de perturbaciones.

El *Caso 3* (Figura 3) analiza la interacción secuencial inyectando el fallo total en $t = 3.0$ s y la perturbación en el intervalo $t \in [15.0, 30.0]$ s. Tras la avería, $\hat{\epsilon}_1$ converge a la unidad y activa el enclavamiento permanente. Al irrumpir la perturbación en $t = 15.0$ s, la distorsión espacial del residuo afecta a los cosenos directores, pero la restricción lógica anti-reducción congela las estimaciones de los canales sanos en cero y retiene intacta la magnitud del fallo. El lazo reconfigurado absorbe eficazmente el par exógeno limitando la desviación de cabeceo a 1.2° y estabilizando el vuelo rápidamente, demostrando la robustez del filtro ante perturbaciones concurrentes.

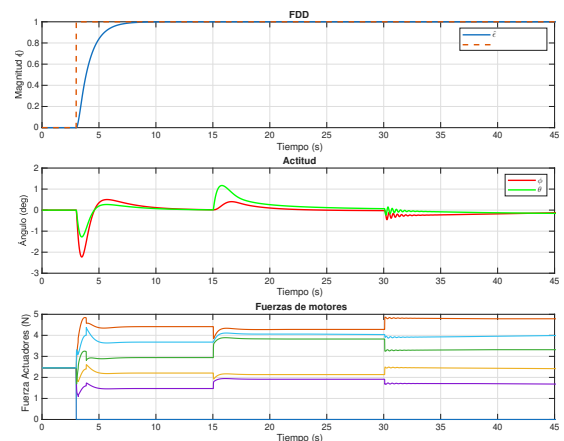


Figura 3: Resultados de simulación en el caso con fallo total seguido de perturbaciones.

El *Caso 4* (Figura 4) invierte la cronología (perturbación en $t = 3.0$ s y fallo en $t = 15.0$ s). El FDD discrimina correctamente la perturbación inicial manteniendo $\hat{\epsilon}_i = 0$. Tras el fallo en $t = 15.0$ s, el acoplamiento de la perturbación deforma la dirección de r , impidiendo que intersecte el umbral de

aislamiento clásico. Esta ceguera geométrica transitoria provoca picos críticos de -4.2° en alabeo y -2.4° en cabeceo que el PID base contiene en un estado degradado. Al cesar la perturbación en $t = 30.0$ s, el residuo se alinea instantáneamente con la firma estructural del brazo 1; el FDD identifica el índice correcto y guía a $\hat{e}_1$ hacia la unidad, permitiendo que la reconfiguración de fuerzas estabilice la actitud a 0° tras un transitorio controlado de 3.5° .

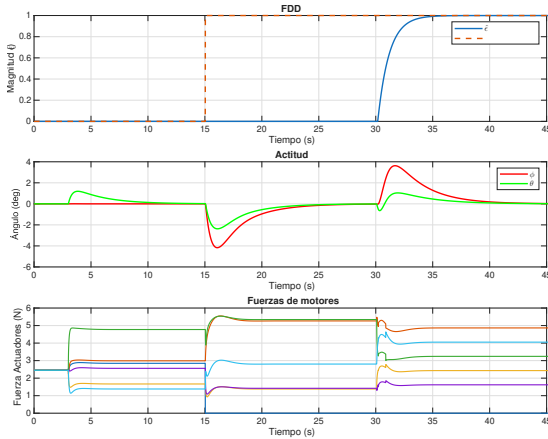


Figura 4: Resultados de simulación en el caso de perturbaciones seguidas de fallo total.

4.3. Discusión de resultados

El análisis conjunto de los escenarios evaluados permite validar las propiedades de robustez, selectividad y estabilidad de la estrategia propuesta frente a esquemas de diagnóstico y control tolerante a fallos convencionales. Nótese que los resultados obtenidos son igualmente exitosos para casos de fallos en otros motores y con magnitudes de daño $\bar{e}$ distintas. Asimismo, se ha verificado el correcto funcionamiento del algoritmo para fallos graduales, como los descritos por la Ecuación (7).

En primer lugar, la separación del residuo dinámico en subespacios acoplados y la proyección mediante cosenos directores demuestran una alta selectividad geométrica. Al exigir una colinealidad estricta para el aislamiento, el algoritmo discrimina con éxito las fuerzas exógenas no estructuradas, evitando falsos positivos que en filtros clásicos activarían reconfiguraciones erróneas y potencialmente destructivas. Asimismo, la introducción de la lógica de enclavamiento temporal y la barrera anti-reducción resulta fundamental para mantener la integridad del diagnóstico ante transitorios ambientales concurrentes, impidiendo el vaciado del parámetro estimado y garantizando la continuidad en la matriz de mezcla modificada.

Por otro lado, los resultados exponen con claridad los límites operacionales del aislamiento puramente geométrico. Cuando una perturbación severa precede y se solapa temporalmente con la irrupción de una avería, la deformación espacial que sufre el vector de residuos genera una ventana de ceguera transitoria en el FDD. Aunque este retraso en la identificación provoca deflexiones críticas en la actitud de la aeronave, el sistema demuestra ser seguro en lazo cerrado, recayendo la autoridad temporal en el control PI+D nominal hasta que la liberación del residuo permite la convergencia asintótica del lazo reconfigurado.

5. Conclusiones

En este trabajo se ha presentado y validado un esquema de diagnóstico de fallos y control tolerante a fallos activo para un vehículo aéreo no tripulado tipo hexacóptero. La principal contribución de la propuesta radica en la combinación de un observador asintótico de estados con un algoritmo de aislamiento basado en cosenos directores, blindado mediante una lógica de enclavamiento temporal con barrera condicional anti-reducción. Los resultados simulados confirman que esta arquitectura integrada proporciona una excelente inmunidad frente a falsos positivos ante perturbaciones severas, manteniendo una alta sensibilidad y precisión en la estimación de pérdidas de eficiencia en los actuadores. Asimismo, la estrategia de control reconfigurada por pseudoinversa demuestra ser altamente efectiva para explotar la redundancia estructural de la planta, garantizando la supervivencia y estabilidad del vehículo ante fallos catastróficos.

Como líneas de trabajo futuras, se plantea extender la capacidad del algoritmo FDD mediante técnicas de desacoplamiento adaptativo o aprendizaje en línea para eliminar la ventana de ceguera geométrica transitoria observada cuando las perturbaciones preceden a la avería. Esto mejorará la caracterización de averías bajo cualquier circunstancia, permitiendo transitorios más rápidos y vuelos más seguros.

Agradecimientos

Este trabajo ha sido realizado gracias al apoyo del Gobierno de la Rioja (proyecto FORTALECE 2024/03) y de la Universidad de La Rioja (Ayuda a Grupos de Investigación REGI 25/69).

Referencias

- Adaika, Z., Al-Haddad, L. A., Giernacki, W., Abdulhady Jaber, A., Boumehraz, M., Hamzah, M. N., Flayyih, M. A., 2025. Fault detection and diagnosis methodologies for unmanned aerial vehicles: State-of-the-art. *Journal of Intelligent & Robotic Systems* 111, 63. DOI: 10.1007/s10846-025-02267-8
- Fourlas, G. K., Karras, G. C., 2021. A survey on fault diagnosis and fault-tolerant control methods for unmanned aerial vehicles †. *Machines* 9 (9). DOI: 10.3390/machines9090197
- Liao, F., Peng, K., Wei, E., Leong, W., Neo, D., 2025. Active fault tolerant control for multirotor uavs: Controllability, design and experiment. *Control Engineering Practice* 164. DOI: 10.1016/j.conengprac.2025.106497
- Saied, M., Shraim, H., Francis, C., 2024. A review on recent development of multirotor uav fault-tolerant control systems. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine* 39 (9), 146 – 180. DOI: 10.1109/MAES.2023.3327697
- Su, Y., Yu, P., Gerber, M. J., Ruan, L., Tsao, T.-C., 2024. Fault-tolerant control of an overactuated uav platform built on quadcopters and passive hinges. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics* 29 (1), 602 – 613. DOI: 10.1109/TMECH.2023.3288032
- Yan, X., Li, T., Tian, Y., 2026. Adaptive finite-time fault-tolerant control scheme of uav against combined faults. *Scientific Reports* 16 (1). DOI: 10.1038/s41598-025-31619-5
- Yu, Z., Li, M., Zhang, Y., Jiang, B., 2025. A review on safety control of unmanned aerial vehicles with guaranteed performance requirements. *Progress in Aerospace Sciences* 158. DOI: 10.1016/j.paerosci.2025.101144
- Zou, Y., Xia, H., Yang, X., Li, P., Yi, Y., 2025. Dynamics model of a multirotor uav propeller and its fault detection. *Drones* 9 (3). DOI: 10.3390/drones9030176