

# Seguimiento de trayectoria basado en el rechazo activo de perturbaciones para un cuadricóptero

L. Angel Blas, Margarita Galindo, Adolfo Quiroz y Marlon Licona

Mantenimiento Industrial

Universidad Tecnológica de Xicotepec de Juárez

Xicotepec de Juárez, Pue.; México

[luisangel.blas, margarita.galindo, adolfo.quiroz, marlon.licona]@utxicotepec.edu.mx

**Abstract**— This paper deals with the design of a robust trajectory tracking controller based on active disturbance rejection for a quadcopter. To obtain an estimated value of the disturbances, auxiliary dynamics based on translational and rotational dynamics of the quadcopter is used. Disturbance rejection is performed by a high-order sliding-mode robust exact differentiator, the robust trajectory tracking problem is addressed by designing a feedback linearization controller. Outdoor experimental results show a good performance of the proposed control approach.

**Keyword**— quadrotor aircraft, high-order sliding-modes, disturbance rejection, robust trajectory tracking.

**Resumen**— En este artículo se aborda el diseño de un controlador robusto de seguimiento de trayectoria basado en el rechazo activo de perturbaciones para un cuadricóptero. Para obtener un estimado del valor de las perturbaciones se utiliza una dinámica auxiliar basada en la dinámica traslacional y rotacional de cuadricóptero. El rechazo de perturbación se realiza mediante un diferenciador robusto exacto basado en modos deslizantes de alto orden, el problema de seguimiento robusto de trayectoria se aborda mediante el diseño de un controlador de linealización por realimentación. Los resultados experimentales en exteriores muestran un buen desempeño del enfoque de control propuesto.

**Palabras claves**— cuadricóptero, modos deslizantes de alto orden, rechazo de perturbación, seguimiento robusto.

## I. INTRODUCCIÓN

En las últimas décadas los vehículos aéreos no tripulados han atraído la atención de la comunidad académica incluyendo la industria y el gobierno. Esto se debe a la capacidad de llevar a cabo misiones de manera efectiva en un amplio rango de aplicaciones como búsqueda y rescate, vigilancia, mapeo, cinematografía aérea, inspección de centrales eléctricas, etc.

El cuadricóptero es un tipo de robot aéreo de cuatro rotores con capacidad de despegue y aterrizaje vertical conocido como VANT (vehículo aéreo no tripulado). Por su tamaño, maniobrabilidad y vuelo autónomo se ha convertido en una plataforma estándar para la prueba y validación de leyes de control. Un cuadricóptero convencional consta de cuatro motores eléctricos, cada motor produce un empuje y un par, cuya combinación genera el empuje y el par de alabeo, el par de cabeceo y el par de guiñada que actúan en el cuadricóptero. Las configuraciones más utilizadas en los cuadricópteros son la configuración en + y en X. En ambos casos el movimiento fundamental producido por el cuadricóptero es la rotación de los cuatro rotores, ver figura 1. Para la configuración en X que es la que se maneja en este trabajo, los rotores etiquetados con  $f_1$  y  $f_2$  giran en sentido contrario a las agujas del reloj, mientras que los rotores etiquetados con  $f_3$  y  $f_4$  giran en sentido de las agujas del reloj. Al variar la velocidad de rotación de los rotores, se puede cambiar la fuerza de sustentación y crear movimiento. Por lo tanto, aumentar o disminuir las velocidades de las cuatro hélices genera un movimiento vertical. El vuelo estacionario se obtiene al igualar la velocidad de rotación de cada hélice. Aplicando una diferencia de velocidad rotación en las hélices  $f_2$  y  $f_4$  con respecto a las hélices  $f_1$  y  $f_3$  se produce una inclinación hacia las dos hélices más lentas, es decir, se genera el par de cabeceo junto con un movimiento en el eje longitudinal. El par de alabeo y el movimiento lateral resulta de la diferencia velocidad de las hélices  $f_2$

y  $f_3$  y de las hélices  $f_1$  y  $f_4$ . La rotación de guiñada resulta de la diferencia en el par entre de las hélices  $f_1$  y  $f_2$  de  $f_3$  y  $f_4$ .

El cuadricóptero es un sistema subactuado, lo que significa que tiene menos entradas de control que el número de grados de libertad y está caracterizado por una alta no linealidad, incertidumbres, dinámicas no modeladas y un fuerte acoplamiento que complican el diseño de leyes de control para este tipo de vehículos. El sistema cuadricóptero se divide en subsistemas de rotación y traslación, y se utiliza un esquema de control jerárquico que consta de controladores de traslación y rotación para estabilizar el cuadricóptero. Se han probado diferentes soluciones como identificación presentada por Y. Du [1], estudios de modelado presentados por G. Cai [2] hasta arquitecturas específicas que sean capaces tratar con entornos inciertos y reaccionar ante eventos inesperados como lo presenta J. Ferruz [3]. El control de los cuadricópteros suele desarrollarse bajo condiciones inciertas y su comportamiento en operación se ve afectado por perturbaciones externas como el viento, ráfagas de viento o alguna fuerza aplicada (ver, por ejemplo, los trabajos de S. Salazar [4] y J. Escareño [5]). Debido a lo antes mencionado, se diseñará un controlador robusto de seguimiento de trayectoria basado en el rechazo activo de perturbaciones para un cuadricóptero, el rechazo de perturbaciones se realiza mediante un diferenciador robusto basado en modos deslizantes de alto orden y el seguimiento mediante un controlador de linealización por realimentación.

## II. ANTECEDENTES

F. Rekabi [6] aplica un controlador no lineal basado en el control H-infinito para el seguimiento de un cuadricóptero que vuela en condiciones inciertas. El controlador proporciona una convergencia exponencial óptima en presencia de perturbaciones e incertidumbres. El problema del control de seguimiento para un vehículo cuadricóptero lo estudia K. Liu [7]. El controlador propuesto utiliza dos observadores para estimar perturbaciones, mediante la integral del error de estimación.

Se han aplicado técnicas de modo deslizante de segundo orden para resolver problemas de estabilización en cuadricópteros. L. Derafa [8] presentó un algoritmo basado en super-twisting, el algoritmo proporcionó un seguimiento robusto de actitud para un cuadricóptero. J. Dávila [9] aplica un observador basado en modo deslizante de alto orden para la compensación de perturbaciones para la dinámica de actitud de un UAV (del inglés unmanned aerial vehicle) pequeño.

En este trabajo un enfoque de rechazo de perturbaciones basado en observadores de modo deslizante de alto orden se aplica para resolver el seguimiento robusto de la trayectoria de un cuadricóptero y se valida experimentalmente.

## III. MARCO TEÓRICO

Para comprender el diseño del controlador robusto de seguimiento de trayectoria basado en el rechazo activo de perturbaciones para el cuadricóptero, es necesario conocer las expresiones del modelo matemático del cuadricóptero y la manera de estimar el valor de las perturbaciones.

### A. Modelo del cuadricóptero

El movimiento de un cuerpo rígido en el espacio tridimensional es una combinación de la dinámica traslacional y rotacional. El cuadricóptero tiene seis grados de libertad, a saber, tres coordenadas de traslación y tres de rotación. Considere un marco inercial fijo  $I$  y un marco  $B$  fijo al cuerpo, que está unido al centro de masa del cuadricóptero, como se muestra en la figura 1. El cuadricóptero se modela como un cuerpo rígido que puede generar una fuerza de empuje a lo largo del eje  $z$  del cuerpo.

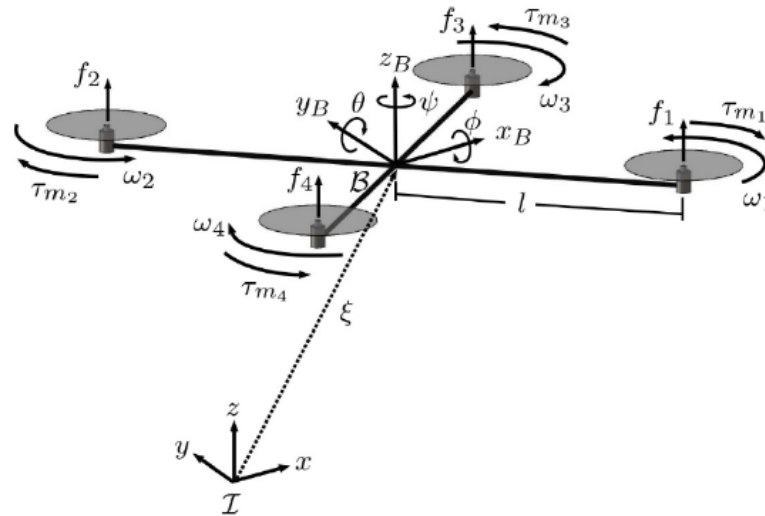


Fig. 1. Cuadricóptero.

El modelo matemático que describe su dinámica viene dado por el siguiente conjunto de ecuaciones:

$$F = m\ddot{\xi} + m\bar{g} \tag{1}$$

$$\tau = J\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} \tag{2}$$

donde  $\xi = (x \ y \ z)^T$  es el vector de movimientos de traslación referidos al marco inercial,  $\eta = (\phi \ \theta \ \psi)^T$  es el vector de rotaciones,  $\bar{g}$  es el vector de componentes gravitacionales  $\bar{g} = [0 \ 0 \ g]^T$ ,  $g$  es la aceleración de la gravedad,  $m$  es la masa del vehículo,  $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  es la matriz de inercia y  $C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}$  es el término de Coriolis dado por:

$$C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} = J\dot{\eta} - \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial \eta} (\dot{\eta}^T J \dot{\eta}) \tag{3}$$

Se considera que los vectores de fuerzas externas  $F$  y pares externos  $\tau$  están compuestos por perturbaciones  $(F_d, \tau_d)$  y componentes de control  $(F_c, \tau_c)$ , es decir,  $F = F_d + F_c$ ,  $\tau = \tau_d + \tau_c$ . Las dinámicas de traslación y rotación se pueden escribir como:

$$\ddot{\xi} = \frac{1}{m} [F_d + F_c - m\bar{g}] \tag{4}$$

$$\ddot{\eta} = J^{-1} [\tau_d + \tau_c - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}] \tag{5}$$

La entrada del cuadricóptero son las cuatro fuerzas generadas por cada una de las hélices  $f_1, f_2, f_3, f_4$ , mientras que la fuerza generada por cada una de las hélices es proporcional al cuadrado de la velocidad angular, es decir,  $f_i = k_i \omega_i^2 \hat{k}_b$ ,  $i = 1, \dots, 4$ . Además, como resultado de la suma de fuerzas, se generan tres momentos de torsión y una fuerza lineal. El par producido por los motores es proporcional a la fuerza generada, entonces el momento generado por la masa inercial de cada motor se puede modelar como  $\tau_{m_i} = k f_i$ ,  $i = 1, \dots, 4$ . Entonces, los pares de control y las fuerzas de control se pueden expresar como:

$$\tau_c = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l((f_2 + f_3) - (f_1 + f_4)) \\ l((f_2 + f_4) - (f_1 + f_3)) \\ k(-f_1 - f_2 + f_3 + f_4) \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$F_T = f_1 + f_2 + f_3 + f_4 \quad (7)$$

donde  $l$  es la distancia entre los motores y el centro de gravedad y es una constante rotacional para cada motor, es el vector de fuerza resultante generado por las hélices.

Las fuerzas en el marco de inercia se relacionan con sus respectivas componentes en el marco del cuerpo por medio de la siguiente transformación:

$$R_e^b = \begin{bmatrix} c\theta c\phi & s\psi c\theta & -s\theta \\ c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & c\theta s\phi \\ c\psi s\theta c\phi + s\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi c\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (8)$$

donde  $c\alpha$ ,  $s\alpha$  representan  $\cos \alpha$  y  $\sin \alpha$ .

Las variables de control se definen como

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & -1 & 1 \\ -1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} \quad (9)$$

De las ecuaciones (8) y (9), el sistema en la forma de espacio de estado se obtiene directamente de (4) y (5) como

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \Delta\tau + J^{-1}G \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \Delta F + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} -u_4 \sin \theta \\ u_4 \cos \theta \sin \phi \\ u_4 \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} \quad (11)$$

donde  $G = \text{diag}\{l, l, k\}$ ,  $\Delta F = F_d/m_y$   $\Delta\tau = J^{-1}[\tau_d - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}]$ .

Suposición 1: Los términos inciertos y las perturbaciones son funciones diferenciables con derivadas de primer orden acotadas, es decir,

$$\left\| \frac{dF_d}{dt} \right\| \leq \Gamma_1, \quad \left\| \frac{d}{dt} (\tau_d - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}) \right\| \leq \Gamma_2,$$

Dada una trayectoria factible en  $x, y, z$ , y  $\psi$ , esto es,  $x_c, y_c, z_c, \psi_c$ , el objetivo de este trabajo es proporcionar un controlador de seguimiento de trayectoria robusto proporcione una alta robustez contra las perturbaciones ( $F_d$  y  $\tau_d$ ) e incertidumbres ( $J^{-1}C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}$ ).

B. Planteamiento del problema

Para estimar el valor de las perturbaciones, se introduce una dinámica auxiliar definida como:

$$\ddot{\tilde{\xi}} = \frac{1}{m} [F_c - m\bar{g}] \quad (12)$$

$$\ddot{\tilde{\eta}} = J^{-1} \tau_c \quad (13)$$

Esta dinámica se introduce para suprimir el efecto de la parte nominal, o conocida, del modelo del sistema (4) y (5). Definiendo los errores de estimación  $\tilde{\xi} = \xi - \hat{\xi}$  y  $\tilde{\eta} = \eta - \hat{\eta}$ , y calculando su dinámica obtenemos:

$$\ddot{\tilde{\xi}} = \frac{1}{m} F_d = \Delta F \quad (14)$$

$$\ddot{\tilde{\eta}} = J^{-1} [\tau_d - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}] = \Delta \tau \quad (15)$$

Aplicando el diferenciador de alto orden robusto-exacto, que se presenta en [9], se obtiene una estimación de las perturbaciones que afectan al sistema de la siguiente manera:

$$\begin{bmatrix} \widehat{\Delta F_x} \\ \widehat{\Delta F_y} \\ \widehat{\Delta F_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_3^2[\tilde{x}] \\ D_3^2[\tilde{y}] \\ D_3^2[\tilde{z}] \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \widehat{\Delta \tau_\phi} \\ \widehat{\Delta \tau_\theta} \\ \widehat{\Delta \tau_\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_3^2[\tilde{\phi}] \\ D_3^2[\tilde{\theta}] \\ D_3^2[\tilde{\psi}] \end{bmatrix} \quad (16)$$

La notación  $D_3^2[g_0]$  se usa para representar la segunda señal ( $z_2$ ) correspondiente al diferenciador de orden 3 aplicado a la señal  $g_0$ .

IV. METODOLOGÍA

Consideremos que la trayectoria deseada se define como una señal variable en el tiempo dada en términos de las tres coordenadas de traslación y una coordenada de rotación  $(x_c, y_c, z_c, \psi_c)$ . La dinámica en coordenadas traslacionales se da en la ecuación (11). Para diseñar el control de seguimiento de trayectoria para las coordenadas  $(x, y)$ , se introduce  $u_y = \phi$  y  $u_x = \theta$  como entradas de control virtual. Por lo tanto, defina las señales de control de seguimiento de trayectoria como:

$$u_x = \arcsen\left(-\frac{m(v_x - \widehat{\Delta F_x})}{u_4}\right) \quad (17)$$

$$u_y = \arcsen\left(\frac{m(v_y - \widehat{\Delta F_y})}{u_4 \cos\theta}\right) \quad (18)$$

$$u_4 = \frac{m}{\cos\theta \cos\phi} (-\widehat{\Delta F_y} + g + v_z) \quad (19)$$

Donde  $\widehat{\Delta F_x}$ ,  $\widehat{\Delta F_y}$  y  $\widehat{\Delta F_z}$  son los términos de rechazo de perturbaciones estimados por (16),  $v_x$ ,  $v_y$  y  $v_z$  son la señales de control lineal dadas por  $v_x = \ddot{x}_c - H_{p_x}(x - x_c) - H_{d_x}(\dot{x} - \dot{x}_c)$ ,  $v_y = \ddot{y}_c - H_{p_y}(y - y_c) - H_{d_y}(\dot{y} - \dot{y}_c)$  y  $v_z = \ddot{z}_c - H_{p_z}(z - z_c) - H_{d_z}(\dot{z} - \dot{z}_c)$ , donde  $H_{p_x}$ ,  $H_{p_y}$ ,  $H_{p_z}$ ,  $H_{d_x}$ ,  $H_{d_y}$  y  $H_{d_z}$  son escalares constantes elegidas tal que los polinomios  $\lambda^2 + H_{d_x}\lambda + H_{p_x}$ ,  $\lambda^2 + H_{d_y}\lambda + H_{p_y}$  y  $\lambda^2 + H_{d_z}\lambda + H_{p_z}$  son Hurwitz.

Las señales de control propuestas requieren que  $u_4 \neq 0$  y los ángulos  $\phi$  y  $\theta$  estén restringidos a los conjuntos  $\theta \in (-\pi, \pi)$ ,  $\phi \in (-\pi, \pi)$ .

Se define un controlador de seguimiento exacto para el alabeo ( $\phi$ ), cabeceo ( $\theta$ ) y guiñada ( $\psi$ ) para seguir las señales de control virtual deseadas  $u_y$ ,  $u_x$  y el ángulo de guiñada de comando ( $\psi_c$ ). Con este fin, el controlador de actitud propuesto toma la siguiente forma:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = G^{-1}J(-\widehat{\Delta\tau} + v_\tau + \gamma) \quad (20)$$

donde el término no lineal  $\gamma = [\gamma_\phi \ \gamma_\theta \ \gamma_\psi]^T$  está dado por

$$\gamma = \begin{bmatrix} \frac{\xi_{y2}}{\xi_{\phi 2}} \left[ -\widehat{\Delta F}_y - \frac{1}{m} (u_4 \cos(\xi_{\theta 1} + u_x) \text{sen}(\xi_{\phi 1} + u_y)) - \ddot{y} + v_y \right] \\ \frac{\xi_{x2}}{\xi_{\theta 2}} \left[ -\widehat{\Delta F}_x + \frac{1}{m} (u_4 \text{sen}(\xi_{\theta 1} + u_x)) - \ddot{x} + v_x \right] \\ 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

Y el vector de inyección  $v_\tau$  está dado en la siguiente ecuación

$$v_\tau = \begin{bmatrix} v_{\tau\phi} \\ v_{\tau\theta} \\ v_{\tau\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{u}_y - H_{p\phi}(\phi - u_y) - H_{d\phi}(\dot{\phi} - \dot{u}_y) \\ \ddot{u}_x - H_{p\theta}(\theta - u_x) - H_{d\theta}(\dot{\theta} - \dot{u}_x) \\ \ddot{\psi}_c - H_{p\psi}(\psi - \psi_c) - H_{d\psi}(\dot{\psi} - \dot{\psi}_y) \end{bmatrix} \quad (22)$$

Donde  $H_{p\phi}$ ,  $H_{d\phi}$ ,  $H_{p\theta}$ ,  $H_{d\theta}$ ,  $H_{p\psi}$  y  $H_{d\psi}$  son constantes escalares positivas que define la velocidad de convergencia del error de seguimiento.

Se considera una trayectoria de referencia de forma cuadrada utilizando funciones polinómicas [19]. La trayectoria completa se descompone en dos trayectorias continuas por tramos para el desplazamiento en  $(x, y)$ , como

$$(x(t), y(t)) = \begin{cases} (x_1(t), y_1(t)) & t_0 \leq t < t_1 \\ (x_2(t), y_2(t)) & t_1 \leq t < t_2 \\ (x_3(t), y_3(t)) & t_2 \leq t < t_3 \\ (x_4(t), y_4(t)) & t_3 \leq t < t_4 \end{cases}$$

donde

$$(x_1(t), y_1(t)) = \begin{cases} (x_c, & 0) \\ (\dot{x}_c, & 0) \end{cases} \quad t_0 \leq t < t_1$$

es la trayectoria deseada es parametrizada en el tiempo como  $x_c(t) = p(t)$  donde  $p(t) = a_{0_1} + a_{1_1}t + a_{2_1}t^2 + \dots + a_{9_1}t^9$  y  $a_{i_1}$ ,  $i \in \{0, \dots, 9\}$  son los del polinomio definido como  $a_{0_1} = a_{1_1} = a_{2_1} = a_{3_1} = a_{4_1} = 0$ ,  $a_{5_1} = 126L/t_f^5$ ,  $a_{6_1} = -420L/t_f^6$ ,  $a_{7_1} = 540L/t_f^7$ ,  $a_{8_1} = -315L/t_f^8$  y  $a_{9_1} = 70L/t_f^9$  donde  $L$  es el punto final (desplazamiento deseado) y  $t_f$  es el instante de tiempo.

La segunda trayectoria se define como

$$(x_2(t), y_2(t)) = \begin{cases} (L, y_c) \\ (0, \dot{y}_c) \end{cases} \quad t_1 \leq t < t_2$$

donde  $y_c(t) = p(t)$  y los coeficientes  $a_{i_1}$ ,  $i \in \{0, \dots, 9\}$  están definidos como  $a_{0_1} = a_{1_1} = a_{2_1} = a_{3_1} = a_{4_1} = 0$ ,  $a_{5_1} = 126L/t_f^5$ ,  $a_{6_1} = -420L/t_f^6$ ,  $a_{7_1} = 540L/t_f^7$ ,  $a_{8_1} = -315L/t_f^8$  y  $a_{9_1} = 70L/t_f^9$ .

La tercera parte de la trayectoria está dada por como

$$(x_3(t), y_3(t)) = \begin{cases} (x_c, L) \\ (\dot{x}_c, 0) \end{cases} \quad t_2 \leq t < t_3$$

donde  $x_c(t) = p(t)$  y los coeficientes están dados por  $a_{0_2} = L$ ,  $a_{1_2} = a_{2_2} = a_{3_2} = a_{4_2} = 0$ ,  $a_{5_2} = -a_{5_1}$ ,  $a_{6_2} = -a_{6_1}$ ,  $a_{7_2} = -a_{7_1}$ ,  $a_{8_2} = -a_{8_1}$  y  $a_{9_2} = -a_{9_1}$ . Finalmente la cuarta parte de la trayectoria como

$$(x_4(t), y_4(t)) = \begin{cases} (0, y_c) \\ (0, \dot{y}_l) \end{cases} \quad t_1 \leq t < t_2$$

con coeficientes  $a_{i_2}$ ,  $i \in \{0, \dots, 9\}$  dados por  $a_{0_2} = L$ ,  $a_{1_2} = a_{2_2} = a_{3_2} = a_{4_2} = 0$ ,  $a_{5_2} = -a_{5_1}$ ,  $a_{6_2} = -a_{6_1}$ ,  $a_{7_2} = -a_{7_1}$ ,  $a_{8_2} = -a_{8_1}$  y  $a_{9_2} = -a_{9_1}$ . Para toda la trayectoria piezas en  $(x, y)$ ,  $z_c = 6 m$  y  $\psi_c = 0$ .

## V. RESULTADOS

Para validar experimentalmente la estrategia de control propuesta, se utilizó un cuadricóptero construido sobre un marco de fibra de carbono de 498 mm, motores Turnigy Multistar 4220-880Kv, Turnigy Plush ESCs 30A, hélices Turnigy Carbon Mixed 1147 y una batería Turnigy Graphene LiPo con capacidad 4000 mAh 3s y tasa de descarga 45C, se utiliza para experimentos (ver figura 2). Un controlador de vuelo Pixhawk está montado a bordo y ejecuta el firmware personalizado Ardupilot V3.3-rc3 en el que se ha programado el algoritmo de control propuesto.



Fig. 2. Prototipo cuadricóptero.

Se dispone de la orientación angular  $\eta$  y la velocidad angular  $\dot{\eta}$ , así como la posición  $\xi$  y la velocidad  $\dot{\xi}$  del vehículo, todas ellas tomadas del controlador de vuelo Pixhawk utilizando la información de los acelerómetros y giroscopios. Estas señales se utilizan directamente en las leyes de control, los diferenciadores y el seguimiento de la trayectoria. El tiempo de muestreo es de  $T_s = 2.5\text{ms}$ .

Los resultados experimentales del controlador propuesto se obtuvieron en exteriores. El cuadricóptero está en vuelo estacionario en  $t \in [0, 4)\text{s}$ , la trayectoria sigue en  $t \in [4, 24)\text{s}$ , y permanece en vuelo estacionario en  $t \in [24, 28.5)\text{s}$ . En la figura 3 y en la figura 4 se presenta el seguimiento de la trayectoria en posición y actitud. Las velocidades lineal y angular se muestran en la figura 5 y en la figura 6, respectivamente.

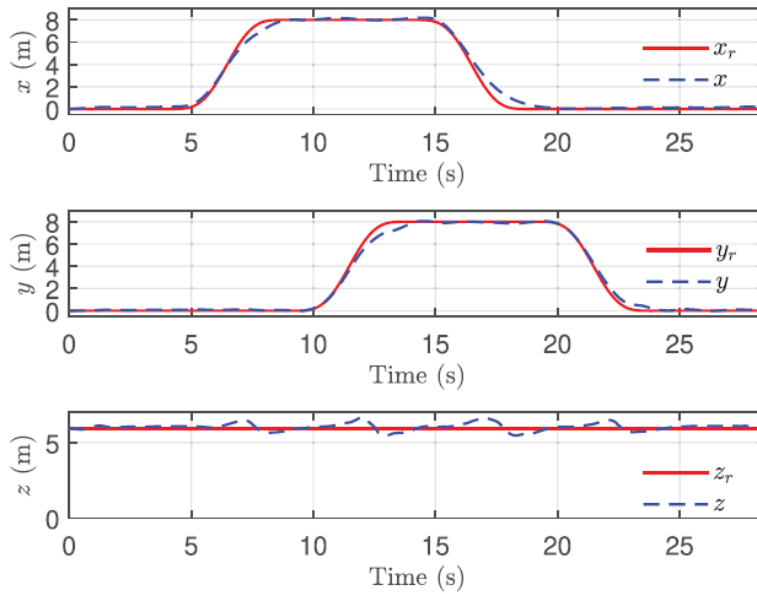


Fig. 3. Respuesta en posición.

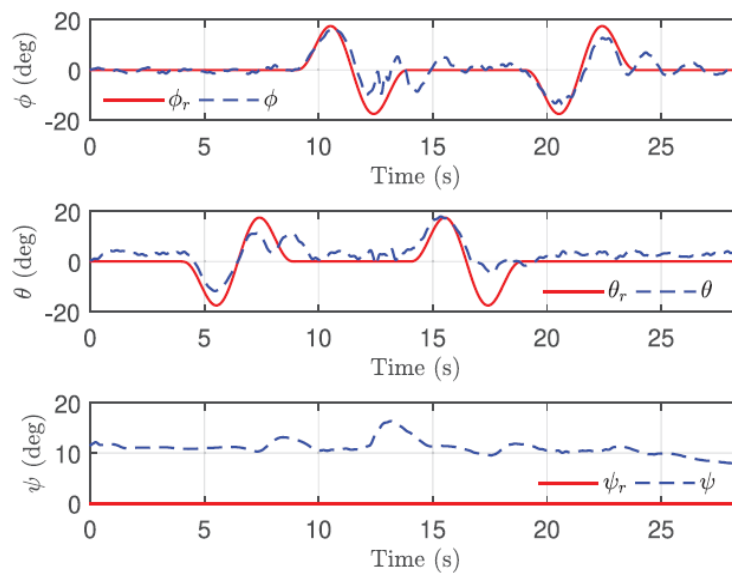


Fig. 4. Respuesta en orientación.



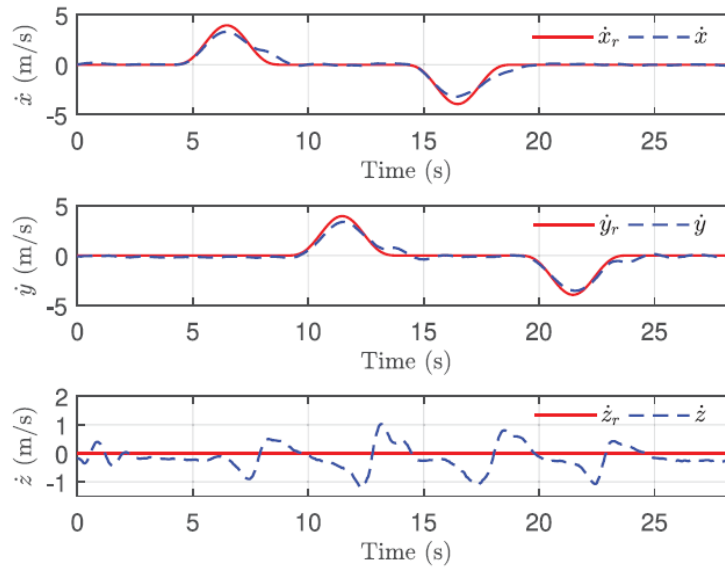


Fig. 5. Respuesta de las velocidades lineales.

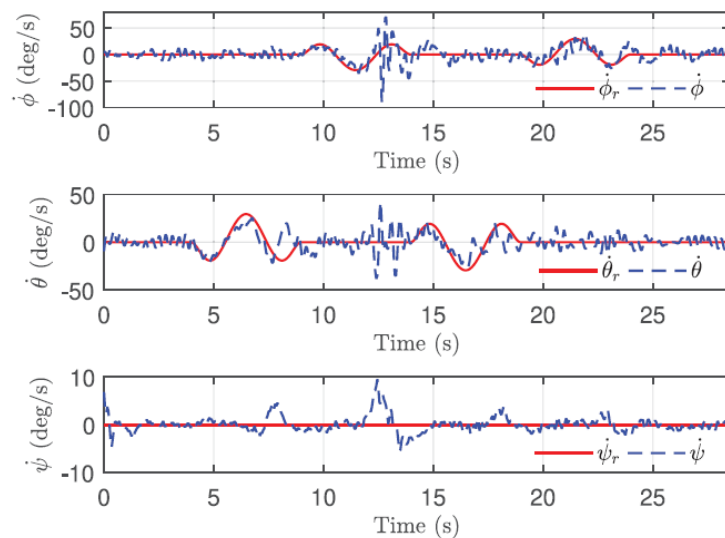


Fig. 6. Respuesta de las velocidades angulares.

## VI. CONCLUSIONES

Este trabajo propone un controlador robusto de seguimiento de trayectoria basado en el rechazo activo de perturbaciones para un cuadricóptero. El controlador de rechazo de perturbaciones activas propuesto comprende un estimador de perturbaciones y una ley de control diseñada utilizando linealización de retroalimentación. Este controlador proporciona un seguimiento de trayectoria exponencialmente convergente exacto y robusto. La ley de rechazo de perturbaciones activas, basada en modos deslizantes de alto orden, proporciona robustez a un controlador de linealización de retroalimentación de estado estándar después de un transitorio de tiempo finito. Los resultados experimentales al aire libre en un prototipo ilustran la robustez del controlador de seguimiento de trayectoria robusto propuesto.

## REFERENCIAS

- [1] Y. Du, J. Fang, and C. Miao, "Frequency-domain system identification of an unmanned helicopter based on an adaptive genetic algorithm," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 61, no. 2, pp. 870–881, Feb. 2014.
- [2] G. Cai, B. Chen, K. Peng, M. Dong, and T. H. Lee, "Modeling and control of the yaw channel of a UAV helicopter," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 55, no. 9, pp. 3426–3434, Sep. 2008.
- [3] J. Ferruz, V. Vega, A. Ollero, and V. Blanco, "Reconfigurable control architecture for distributed systems in the hero autonomous helicopter," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 58, no. 12, pp. 5311–5318, Dec. 2011.
- [4] S. Salazar-Cruz, F. Kendoul, R. Lozano, and I. Fantoni, "Real-time stabilization of a small three-rotor aircraft," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 44, no. 2, pp. 783–794, Apr. 2008.
- [5] J. Escareño, H. Romero, S. Salazar, and R. Lozano, "Control of a quadrotor subject to 2D wind disturbances," *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 70, nos. 1–4, pp. 50–64, 2013.
- [6] F. Rekabi, F. A. Shirazi, M. J. Sadigh, and M. Saadat, "Nonlinear  $H_\infty$  measurement feedback control algorithm for quadrotor position tracking," *J. Franklin Inst.*, vol. 357, no. 11, pp. 6777–6804, 2020.
- [7] K. Liu and R. Wang, "Antisaturation command filtered backstepping control based disturbance rejection for a quadrotor UAV," *IEEE Trans. Circuits Syst. II, Exp. Briefs*, early access, Mar. 31, 2021.
- [8] L. Derafa, A. Benallegue, and L. Fridman, "Super twisting control algorithm for the attitude tracking of a four rotors UAV," *J. Franklin Inst.*, vol. 349, no. 2, pp. 685–699, 2012.
- [9] J. Dávila and S. Salazar, "Robust control of an uncertain UAV via highorder sliding mode compensation," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 50, no. 1, pp. 11553–11558, 2017.