31 Aniversario 1995 - 2026
CIENCIA, INGENIERÍA Y DESARROLLO TEC LERDO
Año: 2026 Volumen: 2 Numero: 12 ISSN: 2448-623X Revista Digital Universitaria

Controladores Adaptables Robustos para Regular la Altitud de un Dron Tipo Quadrotor.

Robust Adaptive Controllers for Regulating the Altitude of a Quadcopter Drone.

Espinoza-Fraire, A.T.[1] ; Najera Pérez, A[2], Betancourt Chávez, J.R.[3]; Sáenz Esqueda, J.A.[4]

Datos de Adscripción:

[1]✉ Espinoza Fraire, Arturo Tadeo
Universidad Juárez del Estado de Durango. Gómez Palacio, Durango. México.029n84y72
atespinoza@ujed.mx
https://orcid.org/0000-0001-5619-7744

[2] Nájera Pérez, Abel
Universidad Juárez del Estado de Durango. Gómez Palacio, Durango. México.029n84y72
1162152@alumnos.ujed.mx
https://orcid.org/0009-0006-8822-0893

[3] Betancourt Chávez, Julio Roberto
Universidad Juárez del Estado de Durango. Gómez Palacio, Durango. México.029n84y72
jbetancourt@ujed.mx
https://orcid.org/0000-0003-4815-6859

[4] Sáenz Esqueda, José Armando
Universidad Juárez del Estado de Durango. Gómez Palacio, Durango. México.029n84y72
jsaenz@ujed.mx
https://orcid.org/0000-0002-6567-2946

Resumen **- este trabajo presenta el control de altitud para un vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores, conocido como dron tipo quadrotor. El objetivo es mantener una altura fija durante un vuelo real, lo cual representa un desafío importante al realizar pruebas con drones de cualquier tipo; podría decirse que es el primer problema por resolver. Lo anterior cobra suma importancia cuando se desean realizar tareas de inspección de obras civiles, monitoreo de catástrofes y aplicaciones en la agricultura de precisión, entre otras. La dificultad en un vuelo real con un dron radica en que durante todo el vuelo se presentan perturbaciones por ráfagas de viento; por ello, en este trabajo se proponen cuatro controladores robustos para la regulación de la altura de un dron tipo quadrotor y se realiza una comparativa para determinar cuál de ellos presenta el mejor desempeño. Los controladores robustos propuestos se basan en la técnica de control no lineal backstepping adaptable y en la metodología por modos deslizantes; de las anteriores se desprenden las cuatro propuestas que se presentan a continuación: backstepping adaptable, backstepping adaptable con modos deslizantes de primer orden, backstepping adaptable con modos deslizantes de segundo orden y, finalmente, backstepping con modos deslizantes de alto orden. Los resultados presentados en este trabajo son de carácter experimental tras realizar varias pruebas de vuelo real en exteriores (no son simulaciones numéricas por computadora).**

Palabras Clave: Backstepping, Dron, Modos Deslizantes, Quadrotor , Robusto.

Abstract **- This paper presents altitude control for a quadrotor unmanned aerial vehicle, commonly known as a quadrotor drone. The objective is to maintain a constant altitude during flight, which is a significant challenge when testing drones of any type; arguably, it is the primary problem to solve. This is especially important when performing tasks such as civil works inspections, disaster monitoring, and precision agriculture applications, among others. Real-world drone flight is difficult because wind gusts and other disturbances are constantly present throughout the flight. Therefore, this paper proposes four robust controllers for regulating a quadrotor drone's altitude and compares them to determine which controller performs best. The proposed robust controllers are based on adaptive backstepping nonlinear control and sliding-mode methodology. From the above, the following four proposals emerge: adaptive backstepping, adaptive backstepping with first-order sliding modes, adaptive backstepping with second-order sliding modes, and finally, backstepping with high-order sliding modes. The results presented in this work are experimental, obtained from several real-world outdoor flight tests (not numerical computer simulations).**

Keywords: Backstepping, Drone, Quadrotor, Robust, Sliding Mode.

I. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados, por sus siglas VANTs o UAVs en inglés, representan en la actualidad un sinnúmero de aplicaciones; algunas de ellas son: inspección de obra, levantamientos topográficos, cálculo de curvas de nivel, agricultura de precisión, inspección de zonas arqueológicas, entre otras (Espinoza Fraire et al., 2021a).

Cabe mencionar que, al llevar a cabo alguna de las aplicaciones anteriores, están presentes las perturbaciones externas, que pueden ser ráfagas de viento, altas temperaturas, lluvia, etc. (Espinoza Fraire et al., 2022b). Entonces, para poder llevar a cabo alguna aplicación que se desea, es necesario contar con un controlador de vuelo robusto que tenga la capacidad de mantenerse en vuelo estable a pesar de alguna perturbación externa (Castillo García, Lozano, Dzul., 2005). Es por ello que en este trabajo se proponen cuatro controladores adaptables robustos y se lleva a cabo una comparación de los mismos para concluir qué controlador presenta un mejor desempeño. Cabe mencionar que las leyes de adaptación, a su vez, realizan

Doi: https://doi.org/10.62805/cid2026.CID111

This work is licensed under CC BY 4.0.
To view a copy of this license, visit
https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/

estimaciones de las perturbaciones por ráfagas de viento y logran eliminar o atenuar dichas perturbaciones, con el objetivo de mantener la altura deseada en un VANT del tipo quadrotor.

En este trabajo se enfoca el diseño de un controlador robusto para mantener la altura del VANT, ya que es una parte crítica al llevar a cabo tareas o aplicaciones con drones. La parte de control de los ángulos de Euler se realiza mediante un controlador lineal del tipo proporcional-derivativo (PD) (Kelly, S., Santibañéz, V., 2003).
Los resultados presentados en este trabajo son de carácter experimental y sirven para comprobar el funcionamiento de los controladores robustos propuestos.

En la literatura científica es posible encontrar otros trabajos en los cuales buscan optimizar el tiempo de convergencia a la altura deseada con el menor gasto de energía posible por parte de los motores del quadrotor, lo anterior lo buscan solucionar utilizando la teoría de control óptimo en tiempo discreto, específicamente la ley de control está basada en un regulador cuadrático lineal o por sus siglas en idioma inglés LQR (Linear Quadratic Regulator) (Santos, O. et al., 2014).

Por otra parte, en (Du, H., Pu, Z., Yi, J., Qian, H., 2016) se presenta una ley de control aplicada al despegue de un quadrotor. Para el diseño del controlador, establecen un modelo dinámico que describe al quadrotor, considerando la fuerza de Coriolis, el efecto giroscópico y el efecto suelo. Cabe mencionar que en Du, H., Pu, Z., Yi, J., Qian, H. (2016) desacoplan el sistema de control del quadrotor en tres bucles de control: un bucle de posición, un bucle de ángulo y un bucle interno. La ley de control propuesta en (Du, H., Pu, Z., Yi, J., Qian, H., 2016) se basa en la inversión dinámica no lineal incremental. Para lograr el rechazo de perturbaciones y la atenuación del ruido de medición, se incorpora un observador de estado extendido integral (IESO) en este esquema de control.

Como se puede apreciar en (Wan, B., 2023) las perturbaciones externas también les afectan a aeronaves de mayor tamaño, el trabajo de (Wan, B., 2023) puede tomarse como referencia para resaltar la relevancia del tema y la búsqueda de soluciones no solamente en drones sino también en aeronaves de una mayor envergadura.

En (Beck, H., 2016), se presenta un método de implementación para el despegue y aterrizaje autónomo de un quadrotor o cuadricóptero sobre una plataforma fija. La medición de altitud se optimiza mediante un sensor LiDAR y una unidad de medición inercial; para obtener señales con el menor ruido posible, se aplica un filtro de Kalman. Las ecuaciones para la trayectoria de despegue y de aterrizaje utilizan comandos de posición y de velocidad. Se emplea una ley de control robusta no lineal, de retroalimentación por pasos, basada en la técnica de control no lineal backstepping. El sistema de pruebas quadrotor está programado en C/C++ y con ROS (Robot Operating System).

Por otra parte, en (Komiyama et al, 2025), se presenta una solución al seguimiento de trayectorias con un quadrotor que está sujeto a perturbaciones por ráfagas de viento, para solucionar este problema, proponen un método de control compuesto que utiliza un Observador Adaptativo de Perturbaciones de Modo Deslizante Super-Twisting (ASTSMDO), el cual obliga al sistema a seguir el modelo nominal del MPC, cabe mencionar que los resultados presentados en (Komiyama et al, 2025) son en simulación numérica.

El problema de regular la altura para un aterrizaje exitoso de un quadrotor por medio de un sistema de visión es propuesto en (Liu et al., 2019), donde se ha diseñado una plataforma de aterrizaje con marcadores ópticos de diferentes tamaños para garantizar su reconocimiento robusto a distintas distancias, lo anterior para proporcionar información fiable sobre la posición en un entorno sin GPS (Sistema de Posicionamiento Global), en (Liu et al., 2019) implementan un algoritmo de visión para el reconocimiento en tiempo real de la plataforma de aterrizaje y la estimación de la posición. En (Liu et al., (2019) no consideran las perturbaciones por ráfagas de viento ya que las pruebas experimentales son realizadas en interiores en un ambiente controlado.

Una propuesta interesante se presenta en Yongjun (2023), en la cual se propone un enfoque de control adaptativo de modo deslizante sin modelo (MFASMC) para drones de cuatro rotores (quadrotor). Este enfoque elimina la dependencia del modelo de cuatro rotores propia del control basado en modelos. Solo se utilizan los datos de entrada y salida del sistema aéreo no tripulado para abordar los problemas de modelado dinámico y de identificación de parámetros. La técnica que se utiliza en (Yongjun, 2023) se divide en dos fases para el control de actitud del cuadricóptero: el algoritmo de control de modo deslizante incorpora un diseño de control de posición en el bucle externo para minimizar el impacto de las perturbaciones externas y obtener un rendimiento robusto del sistema aéreo no tripulado.

Entonces, las contribuciones de este trabajo en comparación con los mencionados en la parte superior son las siguientes:

- El diseño de controladores adaptables y robustos frente a perturbaciones externas, como ráfagas de viento, en un dron de cuatro rotores.
- La obtención de resultados experimentales (no simulaciones por computadora).
- Ensamblado estructural, diseño electrónico, programación y puesta en vuelo de un quadrotor.

II. PARTE TÉCNICA DEL ARTÍCULO

En esta sección se presenta el modelo dinámico que describe al dron de tipo quadrotor y se describen las leyes de control robustas propuestas para el control en altura del quadrotor.

2.1 Modelo dinámico de dron tipo quadrotor

El modelo dinámico definido para el quadrotor se compone de tres espacios vectoriales que definen la aceleración lineal, la velocidad angular y la aceleración angular (Castillo García, Lozano, Dzul, 2005). Iniciaremos definiendo el vector de la aceleración lineal que está dado por:

Doi: https://doi.org/10.62805/cid2026.CID111

This work is licensed under CC BY 4.0.
To view a copy of this license, visit
https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/

$$\begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} g\sin\theta \\ -g\sin\phi\cos\theta \\ -g\cos\phi\cos\theta \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -2(v_z w_y - v_y w_z) \\ -2(v_x w_z - v_z w_x) \\ -2(v_y w_x - v_x w_y) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 2\frac{m_w}{m}(v_y(w_1+w_2+w_3+w_4)) \\ -2\frac{m_w}{m}(v_y(w_1+w_2+w_3+w_4)) \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{m}b(w_1^2+w_2^2+w_3^2+w_4^2) \end{pmatrix} \quad (1.1)$$

donde g es la constante gravitacional; la rotación en el eje está definida por , por otra parte , θ es la rotación en el eje- y , ψ define a la rotación en el eje- z , estas rotaciones corresponden a cabeceo, guiñada y alabeo, respectivamente. Las velocidades angulares están dadas por w_x, w_y, w_z . Las velocidades lineales están definidas por v_x, v_y, v_z sobre los ejes x, y, z , respectivamente (ver la Figura 1). El segundo vector está definido para las velocidades angulares; determina los cambios del marco fijo (MQ) del quadrotor con respecto al marco fijo terrestre (MT). Entonces, el vector de velocidades angulares está dado por:

$$\underline{\Omega} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} w_x + w_y\sin\phi\tan\theta + w_z\cos\phi\tan\theta \\ w_y\cos\phi - w_z\sin\phi \\ w_y\frac{\sin\phi}{\cos\theta} + w_z\frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{pmatrix} \quad (1.2)$$

El último vector representa las aceleraciones angulares en el quadrotor:

$$\underline{\Theta} = \begin{pmatrix} \dot{w}_x \\ \dot{w}_y \\ \dot{w}_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{I_x}l\cdot b(w_4^2 - w_2^2) \\ \frac{1}{I_y}l\cdot b(w_3^2 - w_1^2) \\ \frac{1}{I_z}d(w_2^2 + w_4^2 - w_1^2 - w_3^2) \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} -\frac{1}{I_x}(w_y w_z(I_z - I_y)) \\ -\frac{1}{I_y}(w_x w_z(I_x - I_z)) \\ -\frac{1}{I_z}(w_x w_y(I_y - I_x)) \end{pmatrix} (1.3)$$

$$\times \begin{pmatrix} -\frac{1}{I_x}(w_y I_w(w_1+w_2+w_3+w_4)) \\ -\frac{1}{I_y}(w_x I_w(w_1+w_2+w_3+w_4)) \\ 0 \end{pmatrix}$$

donde I_w es el momento de inercia del motor. I_x, I_y, I_z representan la inercia en los ejes x, y, z , respectivamente (García Carrillo, L.R., Dzul López, A.E., Lozano, R., Pégard, C., 2012). La longitud del brazo de la estructura del quadrotor está definida por l . En la Figura 2 se representan las fuerzas que actúan durante el despegue del dron tipo quadrotor.

Figura 1
Marco inercial, ejes y ángulos de Euler en quadrotor.

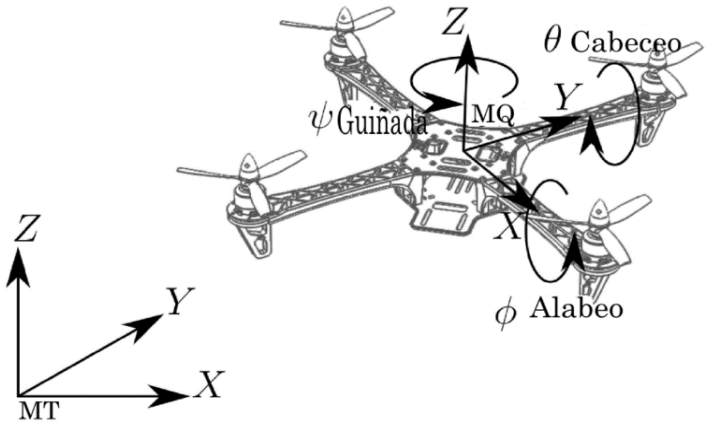
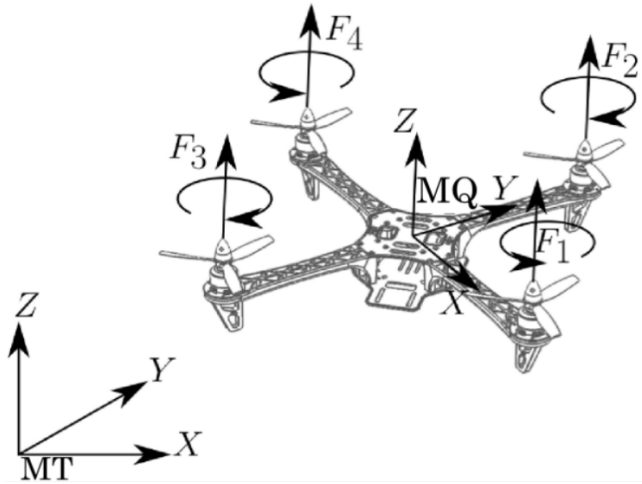


Figura 2
Fuerzas de empuje en quadrotor.



2.2 Diseño de las leyes de control

Para el diseño de las leyes de control se consideran las ecuaciones que definen el vector de velocidades angulares (1.2) y el vector de aceleraciones angulares (1.3).
Para el control de los ángulos de Euler se utilizará un controlador lineal del tipo proporcional-derivativo (PD) (Kelly, S., Santibáñez, V., 2003), este controlador está definido por:

$$u_* = k_{p*}e_* + k_{d*}\dot{e}_* \quad (1.4)$$

donde $k_{p*}, k_{d*} \succ 0$ son las ganancias a sintonizar del controlador, e_* define el error de cada ángulo de Euler en el quadrotor si se define un vector $* = [\phi \quad \theta \quad \psi]^T$, el error está dado por $e_* = \underline{\Theta}^d - \underline{\Theta}$, con $\underline{\Theta}^d = [\phi^d \quad \theta^d \quad \psi^d]^T$ y se considera que. La derivada del error está dada por $\dot{e}_* = \underline{\Omega}^d - \underline{\Omega}$, con

Doi: https://doi.org/10.62805/cid2026.CID111

This work is licensed under CC BY 4.0.
To view a copy of this license, visit
https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/

$\underline{\Omega}^d = [w_x{}^d \quad w_y{}^d \quad w_z{}^d]^T$. En las ecuaciones (1.2) y (1.3) se definieron los vectores $\underline{\Theta}$ y $\underline{\Omega}$, respectivamente.

Para desarrollar los controladores adaptables robustos se utilizará el elemento a_z del vector de aceleraciones lineales presentado en la ecuación (1.1). Para iniciar la construcción de dicho controlador adaptable robusto, se define un error de altura , donde es la altura actual dada por el sensor de altitud montado en el quadrotor y es la altura deseada hacia la que se busca que converja el quadrotor en vuelo.

Entonces, se define una función candidata de Lyapunov del error e_z:

$$V_1 = \frac{1}{2} e_z{}^2 \tag{1.5}$$

derivando a (1.5) y una función de retroceso $z_2 = \dot{z} - \alpha_1$, con $\alpha_1 = \dot{z}^d - k_1 e_z$ y $k_1 \succ 0$. Después de las operaciones algebraicas se tiene que:

$$\dot{V}_1 = z_2 e_z - k_1 e_z^2 \tag{1.6}$$

Se define una segunda función candidata de Lyapunov para lograr estabilidad asintótica y completar la parte adaptable del controlador robusto (Kristic, M., Kokotovic, P., Kanellakopoulos, I., 1995):

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} z_2^2 + \frac{1}{2\gamma}(w - \hat{w}) \tag{1.7}$$

donde w es la perturbación externa por ráfagas de viento, y $\hat{w}$ define la estimación de la perturbación mencionada. Entonces derivando la ecuación (1.7) y con la ley de control backstepping adaptable está definida por:

$$u_z = (g \cos\phi \cos\theta - e_z - \hat{w} - k_2 z_2)\frac{m}{b} \tag{1.8}$$

donde $k_2 \succ 0$ es una ganancia del controlador, m es el peso del quadrotor en kilogramos, b es la distancia del centro del quadrotor al extremo de un brazo del marco del dron, y $\hat{w}$ se obtiene de derivar la ley de adaptación $\dot{\hat{w}} = \gamma z_2$. Así, la derivada de la función candidata de Lyapunov está dada por la ecuación (1.7) está dada por:

$$\dot{V}_2 = -k_1 e_z^2 - k_2 z_2^2 \leq 0 \tag{1.9}$$

Entonces, con el controlador adaptable robusto propuesto en la ecuación (1.8) se alcanza la estabilidad asintótica para el control en altura de un dron tipo quadrotor (Khalil, H., 2001). Para evitar una definición redundante en el diseño de los controladores robustos, las ecuaciones para iniciar con el diseño se utilizan la ecuación (1.5) y se termina la construcción en la ecuación (1.8), utilizando la misma estructura del controlador, pero cambiando la estimación $\dot{\hat{w}}$ con técnicas basadas en la metodología por modos deslizantes y así aprovechar la robustez inherente en dicha metodología.

Así, la estimación con modos deslizantes de primer orden está definida por (Shtessel et al., 2013):

$$\dot{\hat{w}} = \gamma_1 \operatorname{sgn}(z_2) \tag{1.10}$$

donde γ_1 es una ganancia positiva definida. La estimación por modos deslizantes de segundo orden está dada por:

$$\dot{\hat{w}} = \gamma_1 \operatorname{sgn}(z2) + \gamma_2 \operatorname{sgn}(\dot{z}_2) \tag{1.11}$$

con γ_1, γ_2 como ganancias positivas. Finalmente, el diseño del estimador por modos deslizantes de alto orden es:

$$\begin{aligned}\dot{\hat{w}} &= \gamma_1 \operatorname{sgn}(z_2) + \gamma_2 \operatorname{sgn}(\ddot{z}_2 + 2|\dot{z}_2|^3 + |z_2|^2)^{1/6} \\ &\times \operatorname{sgn}(\dot{z}_2 + |z_2|^{2/3} \cdot \operatorname{sgn}(z_2))\end{aligned} \tag{1.12}$$

donde $\gamma_1, \gamma_2 \succ 0$.

III. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En esta sección se presentan los resultados experimentales obtenidos con los controladores robustos propuestos en este trabajo para el control de altura de un vehículo aéreo no tripulado del tipo quadrotor o de cuatro motores.

Para realizar una comparación entre los controladores se utiliza la norma L_2 (Khalil, H., 2001). Esta norma se aplicó a todos los resultados obtenidos en la experimentación con los controladores adaptables robustos.

Entonces, se obtienen las normas de error y de esfuerzo de cada controlador estudiado en el presente trabajo. Así, la norma L_2 para el error está dada por:

$$\mathrm{L_2[e_z]} = \sqrt{\frac{1}{\mathrm{T\text{-}t_0}} \int_{t_0}^{\mathrm{T}} \|\mathrm{e_z}\|^2 \, \mathrm{dt}} \tag{1.13}$$

La norma L_2 para obtener el esfuerzo del controlador está definida como:

$$L_2[u_z] = \sqrt{\frac{1}{T - t_0} \int_{t_0}^{T} \|u_z\|^2 \, dt} \tag{1.14}$$

En la Tabla 1 se presentan los resultados obtenidos con la norma para el error y los esfuerzos del controlador.

TABLA 1

NORMA L_2 DE LOS ERRORES Y ESFUERZOS DE LOS CONTROLADORES

Controlador	$e_z[mts]$	$u_z[duty-cycle]$
Backstepping Adaptable	0.3075	144.2742
Backstepping adaptable con Modos deslizantes de primer orden.	0.3412	141.0926
Backstepping adaptable con Modos deslizantes de segundo orden.	0.2930	142.5053
Backstepping Adaptable con Modos deslizantes de alto orden.	0.2662	143.7849

Doi: https://doi.org/10.62805/cid2026.CID111

This work is licensed under CC BY 4.0.
To view a copy of this license, visit
https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/

En las Figuras 3 y 4 se presentan las respuestas de los ángulos de Euler y las velocidades angulares durante las pruebas de control en altura aplicando la ley de control adaptable backstepping, respectivamente. La estimación de la perturbación externa durante la prueba de vuelo se presenta en la Figura 5. Por otra parte, la respuesta de control basada en la teoría de control adaptable por backstepping se muestra en la Figura 6.

Finalmente, la Figura 7 presenta la regulación de la altura del quadrotor. Cabe mencionar que la altura deseada es de un metro para todas las pruebas realizadas. Con base en los resultados de la Tabla 1, el error del controlador adaptable backstepping es menor que el de los controladores adaptables robustos con modos deslizantes de segundo orden, pero el esfuerzo del controlador adaptable backstepping es mayor que el de los otros tres controladores adaptables robustos con la metodología por modos deslizantes que se presentan en este trabajo.

Figura 3
Respuesta de los ángulos de Euler con el controlador adaptable de backstepping.

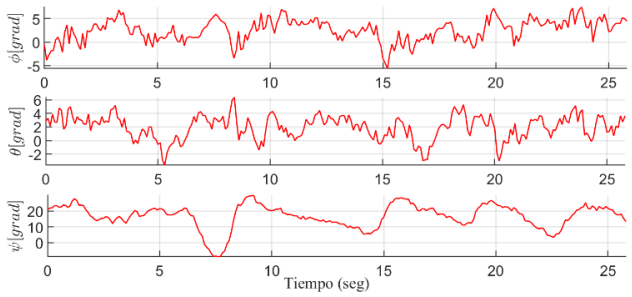


Figura 4
Respuesta de las velocidades angulares al aplicar el controlador backstepping adaptable: resultados experimentales.

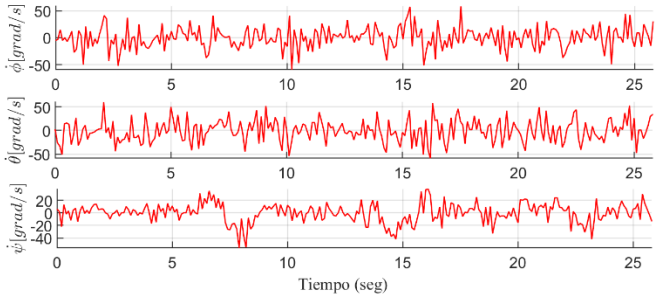


Figura 5
Estimación de la perturbación externa mediante el controlador backstepping adaptable: resultados experimentales.

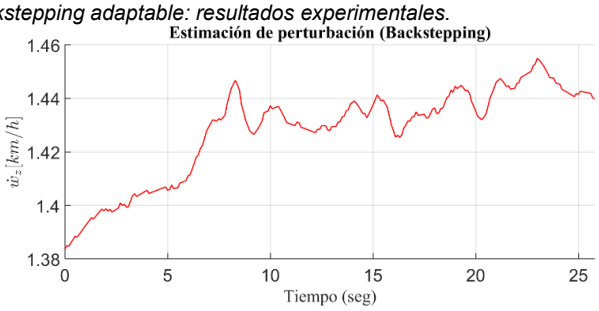


Figura 6
Respuesta del controlador adaptable de backstepping, resultados experimentales.

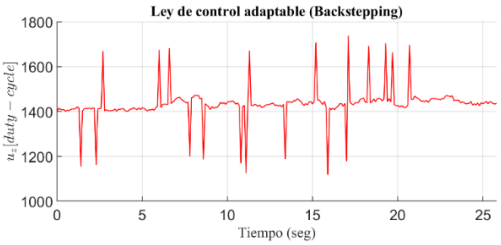
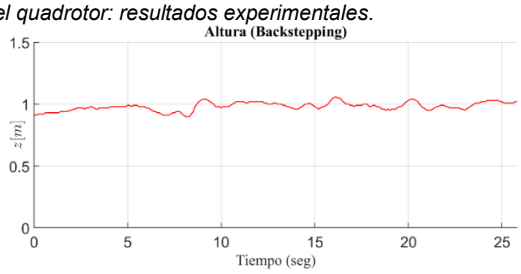


Figura 7
Respuesta del controlador backstepping adaptable en la regulación de la altura del quadrotor: resultados experimentales.

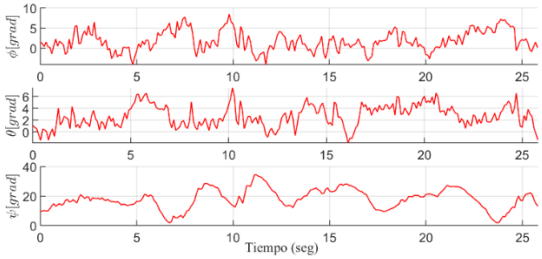


Las Figuras 8 y 9, presentan la respuesta de los ángulos de Euler y las velocidades angulares al aplicar el controlador adaptable backstepping de primer orden en altura, respectivamente. La estimación de la perturbación externa sobre el quadrotor se presenta en la Figura 9. La Figura 10 presenta la estimación de la perturbación externa aplicando el controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de primer orden.

La Figura 11 presenta la respuesta del controlador adaptable con modos deslizantes de primer orden. Finalmente, en la Figura 12 se tiene la regulación de la altura del quadrotor, en la cual se aprecian oscilaciones sobre la altura deseada de un metro.

Basándose en los resultados de la Tabla 1, el controlador adaptable con modos deslizantes de primer orden presentó el mayor error al regular la altura del quadrotor sobre el valor deseado de un metro, lo anterior en comparación con los controladores basados en backstepping adaptable, backstepping adaptable con modos deslizantes de segundo orden y el controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de alto orden.

Figura 8
Respuesta de los ángulos de Euler aplicando el controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de primer orden, resultados experimentales.



Doi: https://doi.org/10.62805/cid2026.CID111

This work is licensed under CC BY 4.0.
To view a copy of this license, visit
https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/

Figura 9
Respuesta de las velocidades angulares aplicando el controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de primer orden, resultados experimentales.

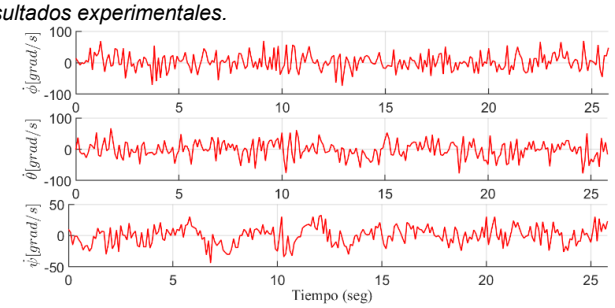


Figura 10
Estimación de la perturbación externa aplicando el controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de primer orden, resultados experimentales.

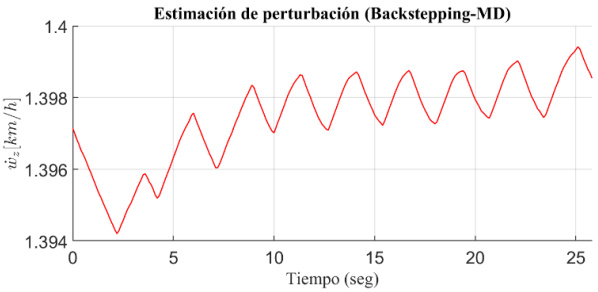


Figura 11
Respuesta del controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de primer orden, resultados experimentales.

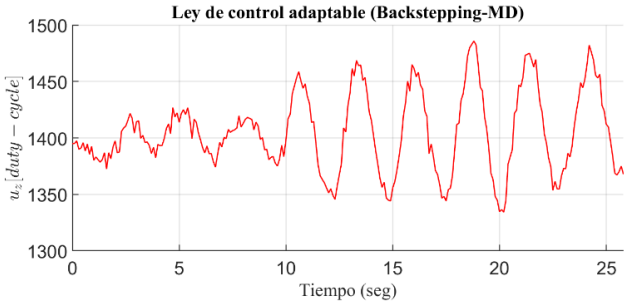
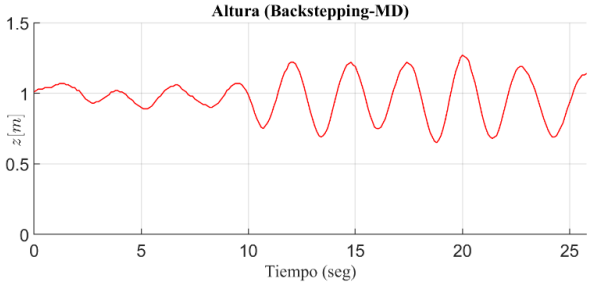


Figura 12
Respuesta del controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de primer orden en regulación de altura del quadrotor, resultados experimentales.



La respuesta obtenida con el controlador adaptable con modos deslizantes de segundo orden para los ángulos de Euler y las velocidades angulares se presenta en la Figura 13 y la Figura 14, respectivamente.

La Figura 15 muestra la estimación de la perturbación, y la Figura 16 presenta la respuesta de control adaptable con modos deslizantes de segundo orden. Finalmente, la Figura 17 muestra la regulación de la altura del quadrotor, la cual presenta oscilaciones sobre la altura deseada de un metro aplicando el controlador adaptable con modos deslizantes de segundo orden.

Los resultados del análisis con la norma vectorial se presentan en la Tabla 1 y se aprecia que, utilizando el controlador adaptable de segundo orden, se tiene un menor error y un menor esfuerzo de control al ser comparado con el control backstepping adaptable.

Figura 13
Respuesta de los ángulos de Euler aplicando el controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de segundo orden, resultados experimentales.

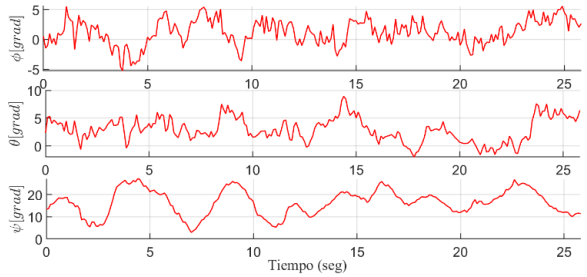


Figura 14
Respuesta de las velocidades angulares aplicando el controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de segundo orden, resultados experimentales.

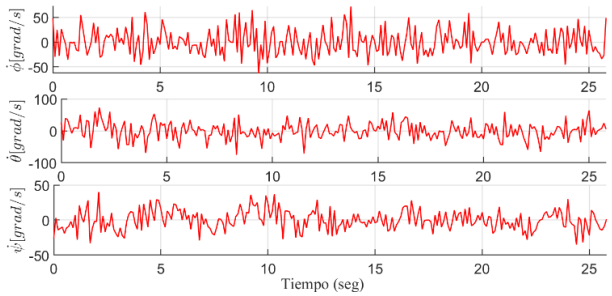
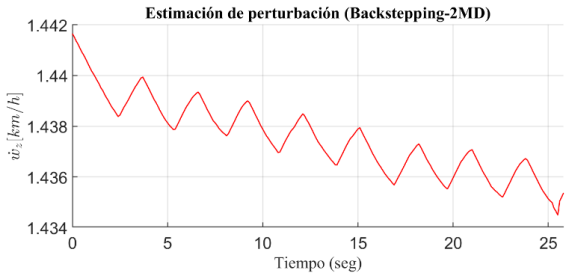


Figura 15
Estimación de la perturbación externa mediante el controlador adaptable de backstepping con modos deslizantes de segundo orden.



Doi: https://doi.org/10.62805/cid2026.CID111

This work is licensed under CC BY 4.0.
To view a copy of this license, visit
https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/

Figura 16
Respuesta del controlador adaptable de backstepping con modos deslizantes de segundo orden: resultados experimentales.

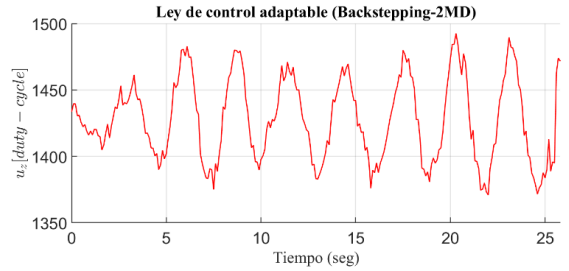
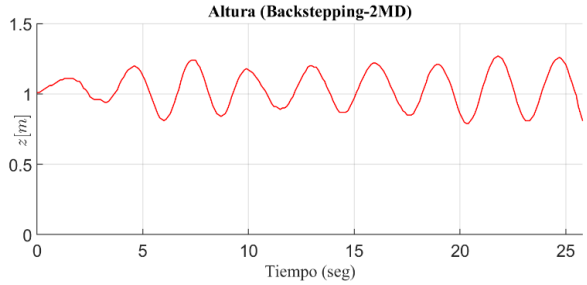


Figura 17
Respuesta del controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de segundo orden en la regulación de la altura del quadrotor: resultados experimentales.



Por último, se presentan en las Figuras 18 y 19 las respuestas de los ángulos de Euler y las velocidades angulares con el control backstepping adaptable con modos deslizantes de alto orden, respectivamente.

Figura 18
Respuesta de los ángulos de Euler aplicando el controlador adaptable de backstepping con modos deslizantes de alto orden: resultados experimentales.

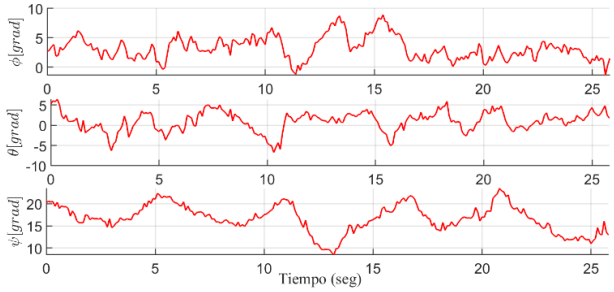
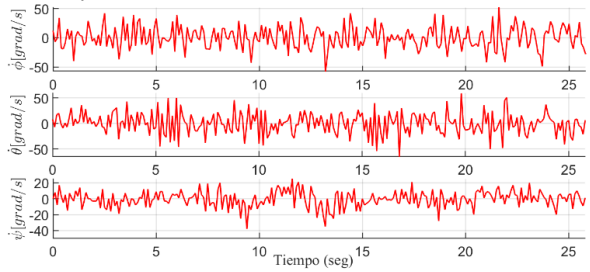


Figura 19
Respuesta de las velocidades angulares aplicando el controlador adaptable de backstepping con modos deslizantes de alto orden: resultados experimentales.



La Figura 20 muestra la estimación de la perturbación externa; la Figura 21 y la Figura 22 presentan la respuesta del controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de alto orden y el resultado obtenido al regular la altura deseada a un metro, respectivamente.

Con base en el análisis presentado en la Tabla 1, el controlador backstepping adaptable de alto orden presentó el menor error al regular la altura deseada, pero para lograr dicha regulación de altitud, el esfuerzo del controlador fue mayor que el de los controladores backstepping adaptables basados en primer y segundo orden.

Por otra parte, el esfuerzo de control con el backstepping adaptable de alto orden fue menor que el del controlador backstepping adaptable.

Figura 20
Estimación de la perturbación externa mediante un controlador adaptable de backstepping con modos deslizantes de alto orden: resultados experimentales.

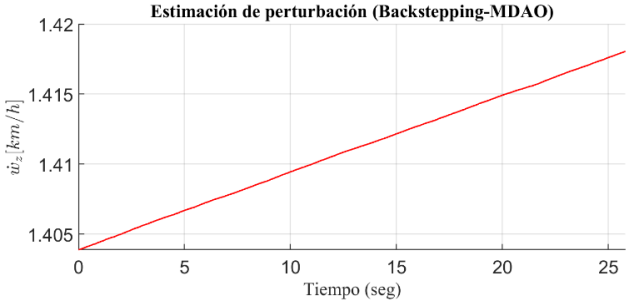


Figura 21
Respuesta del controlador adaptable de backstepping con modos deslizantes de alto orden: resultados experimentales.

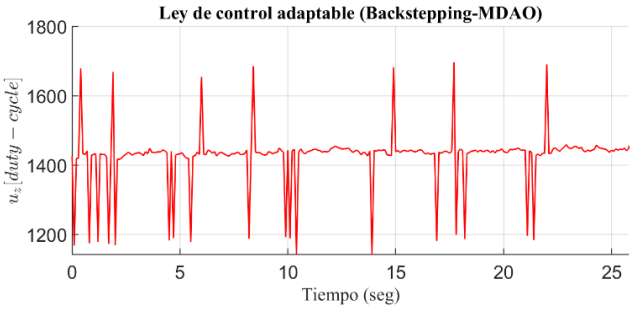
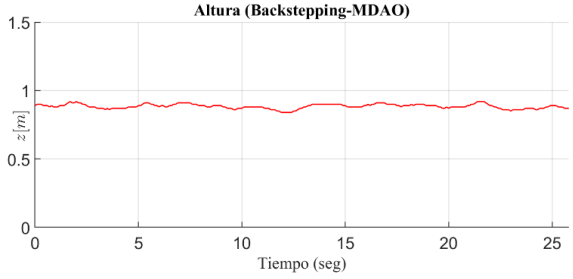


Figura 22
Respuesta del controlador backstepping adaptable con modos deslizantes de alto orden en la regulación de la altura del quadrotor: resultados experimentales.



Doi: https://doi.org/10.62805/cid2026.CID111

This work is licensed under CC BY 4.0.
To view a copy of this license, visit
https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/

IV. CONCLUSIONES

En este trabajo se proponen leyes de control adaptables, de las cuales tres son robustas al aplicar la teoría de control por modos deslizantes. La robustez se busca para disminuir o eliminar las perturbaciones externas debidas al viento que afectan el mantenimiento de la altura deseada de un dron del tipo quadrotor.

Los resultados se presentan de forma experimental, se llevaron una serie de pruebas de vuelo para lograr la mejor respuesta posible.

Después de haber realizado varios vuelos reales al exterior con el quadrotor bajo las leyes de control (experimentos). Se concluye que el controlador backstepping adaptable con modos de alto orden presentó el menor error al regular la altura deseada de un metro con el quadrotor, pero requirió un mayor esfuerzo de control que las otras dos técnicas con modos deslizantes de primer y segundo orden. Por otra parte, el esfuerzo de control fue menor al comparar el controlador backstepping adaptable de alto orden con el control backstepping adaptable.

Cabe mencionar que el controlador backstepping adaptable presentó el mayor esfuerzo de control entre los controladores presentados en este trabajo. El backstepping adaptable presentó un menor error de altura que el backstepping con modos deslizantes de primer orden.

Los controladores backstepping adaptables de primer y segundo orden presentaron oscilaciones respecto de la altura deseada de 1 metro. Entonces, para trabajos futuros se buscará una mejor sintonización de los controladores que presentaron oscilaciones respecto de la referencia de altura deseada.

Al ser pruebas experimentales, se dificulta mucho la sintonización de las ganancias y lleva mucho tiempo obtener respuestas que al menos oscilen en torno a la referencia deseada. Lo anterior es uno de los inconvenientes de realizar pruebas de vuelo con drones.

V. AGRADECIMIENTOS

Agradecemos el apoyo por parte de la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango para la realización de este trabajo de investigación.

VI. REFERENCIAS

Beck, H., Lesueur, J., Charland, G., Akhrif, O., Gagné, S., Gagnon, F., Couillard, D. (2016, 7-10 de junio de 2016). *Autonomous takeoff and landing of a quadrotor*. International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Arlington, VA, USA. 10.1109/ICUAS.2016.7502614

Castillo García, P., Lozano, R., Dzul López, A.E. (2005). Modeling and Control of Mini-Flying Machines. Springer.

Du, H., Pu, Z., Yi, J., Qian, H. (2016, 12-14 de agosto de 2016). Advanced Quadrotor Takeoff Based on Incremental Nonlinear Dynamic Inversion and Integral Extended State Observer. Proceedings of 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference, Nanjing, China. DOI:10.1109/CGNCC.2016.7829076

Espinoza Fraire, A.T., Sáenz Esqueda, J.A., Del Río Santana, O., Gómez Córdoba, F.J., López Carrillo, N.V. (2021a). Aplicaciones de Drones en Ingeniería Civil: Topografía, Inspección de Obra y Estructuras. Alfaomega.

Espinoza Fraire, A.T., Dzul López, A.E., Parada Morado, R.P., Sáenz Esqueda, J.A. (2022b). Design of Control Laws and State Observers for Fixed-Wing UAV's. Elsevier.

García Carrillo, L.R., Dzul López, A.E., Lozano, R., Pégard, C. (2012). Quad Rotorcraft Control. Springer.

Kelly, S., Santibáñez, V. (2003). Control de Movimiento de Robots Manipuladores. Pearson Hall.

Kristic, M., Kokotovic, P., Kanellakopoulos, I. (1995). Nonlinear and Adaptive Control Design. Wiley-Interscience.

Komiyama, S., Uchiyama, K., Masuda, K. (2025). Combined Robust Control for Quadrotor UAV Using Model Predictive Control and Super-Twisting Algorithm, Drones MDPI, Num 9, https://doi.org/10.3390/drones9080576

Khalil, H. (2001). Nonlinear Systems. Pearson

Liu, X., Zhang, S., Tian, J., Liu, L. (2019). An Onboard Vision-Based System for Autonomous Landing of a Low-Cost Quadrotor on a Novel Landing Pad, Sensors MDPI, 19(21), 19. https://doi.org/10.3390/s19214703

Santos, O., Romero, H. Salazar, S., Lozano, R. (2014, 27-30 de Mayo de 2014). Discrete Optimal Control for a Quadrotor UAV: Experimental Approach. International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Orlando, FL, USA. 10.1109/ICUAS.2014.6842368

Shtessel, Y., Edwards, C., Fridman, L., Levant, A. (2013). Sliding Mode Control and Observation. Birkhauser.

Wan, B., Pan, Z., Su, X., Han, W., Wang, J. (2023, 5 al 7 de Agosto 2022). A Precise Automatic Landing Control Method Based on the MPC-LQG Algorithm. Advances in Guidance, Navigation and Control, 845, Harbin, China. https://doi.org/10.1007/978-981-19-6613-2_477

Yongjun, D., Jianhong, W., Jinlong, A., Xi, L. (2023). Design of quadrotor attitude controller based on data-driven model-free adaptive sliding mode control, International Journal of Dynamics and Control, 12, 1404-1414, https://doi.org/10.1007/s40435-023-01281-8

This work is licensed under CC BY 4.0.
To view a copy of this license, visit
https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/

No.	Rol	Descripción *Nota 1: favor de eliminar los corchetes una vez colocado su nombre* *Nota 2: elimine el todo texto de apoyo que se proporcionó en los asteriscos de cada fila y debajo de cada nombre.*
1	Conceptualización	Arturo Tadeo Espinoza Fraire
2	Curación de datos	Abel Najera Perez
3	Análisis formal	Arturo Tadeo Espinoza Fraire, José Armando Sáenz Esqueda
4	Obtención de fondos	José Armando Sáenz Esqueda
5	Investigación	Arturo Tadeo Espinoza Fraire, Abel Najera Perez
6	Methodología	José Armando Sáenz Esqueda
7	Administración del proyecto	Julio Roberto Betancourt Chávez
8	Recursos	Arturo Tadeo Espinoza Fraire, Abel Najera Perez
9	Software	Abel Najera Perez
10	Supervision	Arturo Tadeo Espinoza Fraire
11	Validación	José Armando Sáenz Esqueda
12	Visualización	Julio Roberto Betancourt Chávez
13	Redacción - borrador original	Arturo Tadeo Espinoza Fraire
14	Redacción - revisión y edición	Julio Roberto Betancourt Chávez

Doi: https://doi.org/10.62805/cid2026.CID111

This work is licensed under CC BY 4.0.
To view a copy of this license, visit
https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/