

Control robusto de la actitud para el seguimiento de trayectoria de un VANT

Robust trajectory tracking attitude control for a VANT

DÍAZ-TELLEZ, Juan^{†*}, ESTEVEZ-CARREÓN, Jaime, SILVA-JUÁREZ, Alejandro y GARCÍA-RAMÍREZ, Rubén Senén

*Tecnológico Nacional de México/Instituto Tecnológico de Puebla, México.
Universidad Tecnológica de Puebla, México.*

ID 1^{er} Autor: *Juan, Diaz-Tellez* / ORC ID: 0000-0003-2095-7881, CVU CONACYT ID: 628537

ID 1^{er} Coautor: *Jaime, Estevez-Carreón* / ORC ID: 0000-0002-2549-3345, Thomson ID Research: N-7519-2013, CVU CONACYT ID: 200706

ID 2^{do} Coautor: *Alejandro, Silva-Juárez* / ORC ID: 0000-0001-8473-9803, Thomson ID Research: F-6969-2018, arXiv ID Author: Alejandro_Silva, CVU CONACYT ID: 637028.

ID 3^{er} Coautor: *Rubén Senén, García-Ramírez* / CVU CONACYT ID: 67513

DOI: 10.35429/JCS.2020.11.4.35.41

Recibido: 25 de Enero, 2020; Aceptado 30 de Junio, 2020

Resumen

Este documento propone un sólido control de seguimiento de comportamiento aplicado a micro vehículos aéreos de despegue y aterrizaje vertical (VANT) basado en el enfoque de control de rechazo activo de perturbaciones (ADRC). La técnica propuesta agrupa las perturbaciones endógenas y exógenas en una perturbación total, que se estima en línea a través del observador de estado extendido (ESO). Una vez que se determina la perturbación, se propone un controlador basado en cuaterniones, que compensa y alivia la perturbación de forma activa. La ley de control está limitada; en consecuencia, tiene en cuenta las capacidades máximas de los actuadores. La prueba de estabilidad de lazo-cerrado (observador y control) está garantizada en el sentido de ISS. Los resultados de la simulación permiten validar las características teóricas.

Abstract

This paper proposes a robust attitude tracking control applied to Vertical Take-off and Landing Micro Aerial Vehicles (VANT) based on Active Disturbance Rejection Control (ADRC) approach. The proposed technique groups the endogenous and exogenous disturbances into a total disturbance, which is estimated online via extended state observer (ESO). Once the disturbance is determined, a quaternion-based controller is proposed, which compensates and relieves the disturbance actively. The control law is bounded; consequently, it takes into account the maximum capabilities of the actuators. The stability proof of the closed-loop (observer and control) is guaranteed in the ISS sense. The simulation results allow validating the theoretical features.

Control Robusto, Cuaterniones, ESO

Robust Control, Quaternions, ESO

Citación: DÍAZ-TELLEZ, Juan, ESTEVEZ-CARREÓN, Jaime, SILVA-JUÁREZ, Alejandro y GARCÍA-RAMÍREZ, Rubén Senén. Control robusto de la actitud para el seguimiento de trayectoria de un VANT. Revista de Simulación Computacional. 2020. 4-11:35-41.

* Correspondencia al autor (correo electrónico: juan.diaz@itpuebla.edu.mx)

† Investigador contribuyendo como primer autor.

Introducción

En los últimos años se ha mostrado un gran interés en los vehículos aéreos no tripulados (por sus siglas en inglés UAVs-Unmanned Aerial Vehicle) (VANT), en particular los vehículos de despegue y aterrizaje vertical (por sus siglas en inglés VTOL-Vertical Take-Off and Landing) como los multicopteros se han consolidado como una plataforma estándar para la robótica aérea.

Su habilidad para vuelos estacionarios, maniobras en espacios cerrados, su alta robustez y su capacidad para interactuar con el medio en el que se desarrollan, hacen que estas aeronaves sean capaces de resolver un sin fin de problemas, como manipulación aérea, navegación autónoma, búsqueda de personas, maniobras agresivas y agricultura de precisión.

Es esencial, por lo tanto, un alto grado de autonomía y diseñar controles robustos para la mayoría de las aplicaciones. La manipulación aérea ha atraído la atención de investigadores e industrias, debido a su capacidad de transportar cargas añadiendo al multicoptero algún mecanismo de sujeción. Se espera que los sistemas de entregas aéreas revolucionen la manera en que los clientes reciban sus bienes comprados. Sin embargo, utilizar mecanismo para transportar cargas mediante multicopteros es un gran reto en el diseño de control debido al movimiento de la carga, torques y momentos generados por el cambio en el centro de masa y cambios en el movimiento de la aeronave.

Los multicopteros por sí mismos, son sistemas no lineales sub actuados, sujetos a incertidumbres y dinámica no modelada, de múltiples entradas y múltiples salidas (por sus siglas en inglés MIMO Multiple Input Multiple Output).

En la literatura científica varias técnicas de control han sido utilizadas para la estabilización de la actitud. En [1] técnicas de control lineal como PID y LQ, en [2] se propone un PD², la realimentación exacta es utilizada en [3], para lograr un sistema completamente lineal en lazo cerrado.

Más recientemente en [4] se propone un observador para la estimación de los efectos Coriolis y disturbios externos, una ley de control de la actitud parametrizados en cuaterniones es abordada. La ley de control se muestra robusta entre perturbaciones externas y es capaz de realizar maniobras agresivas. En [4] se propone un control robusto basado en modo de deslizamiento integral y controlador de modo de retroceso para seguimiento de trayectorias, se presentan simulaciones del algoritmo propuesto. En [5] se analizan tres técnicas de control como control robusto de modo deslizante, control adaptivo de referencia del modelo y control de modo deslizante adaptivo, se analizan sus ventajas y desventajas.

La contribución de este trabajo se centra en el diseño y evaluación de una estrategia de control basada en la técnica de rechazo activo de perturbaciones ADRC (por sus siglas en inglés Active Disturbance Rejection Control) para el seguimiento de actitud del VANT con entradas acotadas.

Para ello se aborda el modelo matemático de un robot aéreo, que considera perturbaciones desconocidas. Por lo tanto, se presenta el diseño de un observador de estado extendido para estimar las perturbaciones externas. Además, se lleva a cabo el diseño de una ley de control para la estabilización de actitud que tiene en cuenta las perturbaciones estimadas.

En general y a diferencia de los trabajos anteriores citados, el diseño presentado para la estabilización de actitud se basa en la parametrización de cuaterniones, evitando singularidades y siendo un método computacionalmente eficiente de representar información rotacional.

Además, la ley de control se basa en el uso de funciones de saturación anidadas para tener en cuenta la limitación de los actuadores. Los resultados de la simulación validan la estrategia propuesta.

Este artículo está estructurado de la siguiente manera. La sección II presenta el modelo matemático del multicoptero, la dinámica inducida por la carga y su mecanismo de sujeción se modela como una perturbación variante en el tiempo.

En la sección III se aborda el diseño del observador de estado extendido y se presenta el algoritmo para el seguimiento de la trayectoria en actitud. La sección IV presenta las simulaciones numéricas para validar el algoritmo propuesto.

Modelo Matemático del multicoptero

Representación de actitud

Primeramente, se asume que un VANT puede ser modelado como un cuerpo rígido. Entonces considerando dos sistemas coordenados de referencia de mano derecha. El sistema coordenado del cuerpo $\mathbf{E}^b = \{\bar{\mathbf{e}}_1^b, \bar{\mathbf{e}}_2^b, \bar{\mathbf{e}}_3^b\}$, localizado en el centro de masa del cuerpo rígido y el sistema coordenado inercial, $\mathbf{E}^f = \{\bar{\mathbf{e}}_1^f, \bar{\mathbf{e}}_2^f, \bar{\mathbf{e}}_3^f\}$, localizado en algún punto de la superficie de la tierra, que en aras de la simplicidad se supone como un plano. Este marco es normalmente elegido con marco noreste-abajo (NED) con $\bar{\mathbf{e}}_1^f$ apuntado al norte, $\bar{\mathbf{e}}_2^f$, apuntado al este y $\bar{\mathbf{e}}_3^f$ apuntando al centro de la tierra.

Las coordenadas de rotación de un punto desde el sistema \mathbf{E}^i con respecto al sistema \mathbf{E}^f está representado por la matriz de actitud $\mathbf{R} \in SO(3) = \{\mathbf{R} \in \mathbb{R}^{3 \times 3} : \mathbf{R}^T \mathbf{R} = \mathbf{I}_3, \det(\mathbf{R}) = 1\}$; donde \mathbf{I}_3 es la matriz de identidad de 3×3

Observación 2.1 En este artículo \mathbf{R} es la matriz de las coordenadas que rotan de un punto desde el marco \mathbf{E}^b al marco \mathbf{E}^f .

El sistema de referencia fijo de un cuerpo en movimiento \mathbf{E}^b relativo a \mathbf{E}^f puede ser definido en términos de unidad de cuaterniones $q \in \mathbb{S}^3$ que esta definido como:

$$q := \begin{pmatrix} \cos \frac{\beta}{2} \\ \mathbf{e} \sin \frac{\beta}{2} \end{pmatrix} := \begin{pmatrix} q_0 \\ \mathbf{q}_v \end{pmatrix} \in \mathbb{S}^3 \quad (1)$$

Donde $\mathbf{q}_v = (q_1 \ q_2 \ q_3)^T \in \mathbb{R}^3$ y $q_0 \in \mathbb{R}$ son conocidos como la parte y escalar de un cuaternion respectivamente.

Además, q representa un elemento de $SO(3)$ por medio del mapa $\mathbf{R}_b^f: \mathbb{S}^3 \rightarrow SO(3)$ definido como:

$$\mathbf{R}(q) = \mathbf{I}_3 + 2q_0[\mathbf{q}_v^x] + 2[\mathbf{q}_v^x]^2 \quad (2)$$

$[\mathbf{r}^x]$ es mejor conocido como la matriz antisimétrica asociada al vector \mathbf{r} .

Sea $\omega = (\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3)^T \in \mathbb{R}^3$ el vector de velocidad angular de un cuerpo del sistema de coordenadas \mathbf{E}^i relativo al sistema de coordenadas inercial \mathbf{E}^f expresado en \mathbf{E}^i .

Entonces la ecuación cinemática está dada por:

$$\dot{q} = \begin{pmatrix} -\mathbf{q}_v^T \\ \mathbf{I}_3 q_0 + [\mathbf{q}_v^x] \end{pmatrix} \omega := \frac{1}{2} \Xi(q) \omega \quad (3)$$

El error de actitud es empleado para cuantificar el desajuste entre dos actitudes. Si q el cuaternion de actitud actual y q^d es el cuaternion deseado, esto es, la orientación deseada, entonces el cuaternion que representa el error de actitud entre la orientación actual y la deseada está dada por:

$$\tilde{q} = (q^d)^{-1} \odot q = (\tilde{q}_0 \ \tilde{\mathbf{q}}_v^T)^T \quad (4)$$

Donde q^{-1} es la rotación complementaria del cuaternion q , el cual está dado por $q^{-1} = (q_0 - \mathbf{q}_v^T)^T$ y \odot denota la multiplicación de cuaternion [6]. Cando el actual cuaternion q alcanza a un cuaternion deseado q^d , el cuaterniones del error se convierte en $q^{-1} = (\pm 1 \ 0^T)^T$, por tanto, existen dos puntos de equilibrio los cuales deberán ser considerados en el análisis de estabilidad [7].

Ecuaciones de movimiento de un VANT

El estudio del movimiento de un Vehículo Aéreo no Tripulado (sus siglas en inglés UAV), tiene dos conceptos principales: el movimiento rotacional y de traslación. De acuerdo con lo anteriormente mencionado [8], el modelo tiene seis grados de libertad (posición y actitud) del sistema, los cuales pueden ser separados en movimientos de traslación y de rotación representados respectivamente por Σ_T y Σ_R en las ecuaciones (5) y (6).

$$\Sigma_T: \begin{cases} \dot{\mathbf{p}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = g\mathbf{e}_3^f - \frac{1}{m}\mathbf{R}_b^f \mathbf{e}_3^b T + \mathbf{F}_d \end{cases} \quad (5)$$

$$\Sigma_R: \begin{cases} \dot{q} = \frac{1}{2} \Xi(q) \omega_i \\ \mathbf{J} \dot{\omega} = -[\omega^x] \mathbf{J} \omega + \Gamma + \Gamma_d \end{cases} \quad (6)$$

Donde m denota la masa del VANT y \mathbf{J} es la matriz de inercia expresada en \mathbf{E}^b , \mathbf{g} es la aceleración de la gravedad y $\mathbf{e}_3^f = \mathbf{e}_3^b = (0\ 0\ 1)^T$, $\mathbf{p} \in \mathbb{R}^3$ representa la posición del centro de gravedad de la aeronave las cuales coinciden con el origen del sistema \mathbf{E}^b , con respecto al sistema \mathbf{E}^f , $\mathbf{v} \in \mathbb{R}^3$ y es la velocidad lineal en \mathbf{E}^f , y $\boldsymbol{\omega} \in \mathbb{R}^3$ denota el vector de velocidad angular del cuerpo del sistema coordinado \mathbf{E}^b relativo al sistema coordinado inercial \mathbf{E}^f expresado en \mathbf{E}^b . $\mathbf{e}_3^b T$ es el empuje total, expresado en \mathbf{E}^b . $\boldsymbol{\Gamma} \in \mathbb{R}^3$ dependientes de las coplas generadas por el actuador y como en consecuencia, este representa la señal de control. Además, algunas fuerzas de disturbios y torque actuando sobre la aeronave y son consideradas todas juntas en un vector \mathbf{F}_d . y $\boldsymbol{\Gamma}_d$ respectivamente.

Ellos pueden ser clasificados como endógenos (los cuales son generados por el ambiente) y disturbios exógenos (los cuales dependen de las variables internas). El primer grupo formado son las fuerzas gravitacionales, el torque del giroscopio asociado con el rotor de la nave, los acoplamientos entre la fuerza empujen y el torque actuado, el cual surge de hecho de que el vector de fuerza de empuje $\mathbf{e}_3^b T$ no pueden ser aplicados exactamente al centro de masa del vehículo. El último grupo son los torques inducidos por todas las fuerzas externas \mathbf{F}_d , cuyo valor depende de la aceleración traslacional y angular a un disturbio externo variante en el tiempo $d(t)$, incluyendo viento, el cual no depende de la posición y movimiento del vehículo. Note que el modelo (5-6) da lugar a dos subsistemas en cascada: uno rotacional y otro traslacional. Los movimientos longitudinales y laterales no pueden ser desempeñados sin un acoplamiento en los grados de libertad rotacional. Además, un control de actitud eficiente es crucial para mantener una actitud deseada en orden para alcanzar una posición deseada a pesar de los disturbios externos.

Diseño de una Trayectoria de seguimiento de actitud

El principal propósito del presente artículo es el diseño de un control robusto para el seguimiento de la actitud que pueda ser capaz de asegurar el control de posición de un VANT. (figura 1).

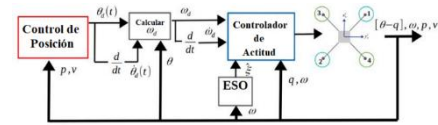


Figura 1 Mecanismo para transportar carga.

Que tiene los siguientes objetivos a alcanzar.

$$\mathbf{q}(t) \rightarrow \mathbf{q}_d(t) \in \mathbb{S}^3, \boldsymbol{\omega} \rightarrow \boldsymbol{\omega}_d \in \mathbb{R}^3 \quad (7)$$

El control de actitud puede ser diseñado para su uso comercial de autopilotos con el uso de los ángulos Euler en los controladores de posición, sin embargo, la ley de control para la actitud es parametrizada en cuaterniones. Dado que consideramos la actitud y la variable del error angular como:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\Theta}_e &= \boldsymbol{\Theta} - \boldsymbol{\Theta}_d \\ \boldsymbol{\omega}_e &= \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d \end{aligned} \quad (8)$$

Donde $\boldsymbol{\Theta}_d = [\phi_d, \theta_d, \psi_d]$ es la señal de referencia deseada variante en el tiempo, la cual es obtenida desde el lazo externo. La $\boldsymbol{\omega}_d = [\omega_{xd}, \omega_{yd}, \omega_{zd}]$ representa la velocidad angular deseada variante en el tiempo.

Proponiendo una velocidad deseada como:

$$\boldsymbol{\omega}_d = \mathbf{W}^{-1}(\boldsymbol{\Theta}_d - k(\boldsymbol{\Theta} - \boldsymbol{\Theta}_d)) \quad (9)$$

Donde k es una matriz definida positiva. La velocidad angular propuesta $\boldsymbol{\omega}_d$ puede ser vista como un control virtual, el cual logra que el sistema alcance la señal de referencia deseada $\boldsymbol{\Theta}(t)$ de forma un suave y rápida.

Considerando la siguiente función candidata de Lyapunov, podemos verificar que $\boldsymbol{\omega}_d$ propuesta satisface $\dot{V} < 0$.

$$V = \frac{1}{2}(\mathbf{W}\boldsymbol{\omega} - \dot{\boldsymbol{\Theta}}_d) \quad (10)$$

La derivada de la función de Lyapunov está dada por:

$$\dot{V} = \boldsymbol{\Theta}_c^T(\mathcal{W}\boldsymbol{\omega} - \dot{\boldsymbol{\Theta}}_d) \quad (11)$$

Sustituyendo $\boldsymbol{\omega}_d$ en la ecuación (11) se obtiene $\dot{V} < 0$. De acuerdo con el análisis realizado proponemos la siguiente ley de control para resolver el problema de seguimiento de la trayectoria en orientación.

$$\tau^i = -\sigma M_2 \left(-J\dot{\omega}_d + \dot{\xi} + \sigma M_1 (\lambda[\omega_e + \rho q_e]) \right) \quad (12)$$

Donde $\omega_c = \omega - \omega_d$, $\dot{\xi}_i$ es el disturbio estimado por la alta ganancia del observador el cual es presentado en la siguiente sección, \tilde{q}_i es la desalineación de la actitud, finalmente σM_1 es la función de saturación la cual está definida por la ecuación (13).

Definición 3.1. Sea una constante positiva M , una función no desalineada $\sigma_M: \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}$ esta definida por:

$$\begin{aligned} (1) \sigma M &= s \text{ si } |s| < M \\ (2) \sigma M &= \text{sign}(s)M \text{ en otra parte} \end{aligned} \quad (13)$$

El control realimentado propuesto debe tener en cuenta las restricciones físicas y limitaciones de la estructura del cuerpo y actuadores. Es está asegurado por el control de torque de saturación y empuje para evitar daños no deseados y maximizar la efectividad de los actuadores del sistema. Esto puede ser formulado como:

$$\Gamma_j \in [-\bar{\Gamma}_j, \bar{\Gamma}_j], \quad j \in \{1, 2, 3\}$$

Donde Γ_j representa los límites del j^{th} componente del control de torque, con $i \in \{1, 2, 3\}$ y donde $\sigma_{M_{i1}}$ y $\sigma_{M_{i2}}$ son las funciones de saturación tal que $K_0 < M_{i2} - M_{i1}$ y $M_{1i} \geq 3\bar{\lambda}_i \rho_i$. λ_i y ρ_i son parámetros positivos. $\dot{\xi} = J\eta_1$ con η_1 la estimación del disturbio desconocido $J^{-1}\xi$.

Entonces las entradas (12) estabiliza robustamente (6) para el origen del espacio del error $(1 \ 0^T \ 0^T)$ (i. e. $\tilde{q}_0 = 1, \tilde{q}_v = 0$ and $\omega_e = 0$) con un dominio de atracción igual a $\mathbb{S}^3 \times \mathbb{R}^3 \setminus (-1 \ 0^T \ 0^T)^T$

ADRC Diseño para la actitud

En esta subsección un estimador de estado extendido es propuesto, Primero consideramos la agrupación de las diferentes alteraciones endógenas y exógenas del modelo en un solo término $\xi(t)$.

$$J\dot{\omega} = \tau + \xi(t) \quad (14)$$

Donde

$$\xi(t) = [\omega^\times] \omega + \zeta(t) \quad (15)$$

Sea el ESO para estimar el disturbio global $\xi(t)$ que eventualmente cause inestabilidad en la dinámica de vehículo aéreo. Estableciendo los siguientes estados para estimar $\hat{\omega}$ y $\hat{\xi}$ que son la velocidad angular y los disturbios respectivamente., el ESO puede ser escrito como:

$$\Sigma_{ESO}: \begin{cases} -J^{-1}(\hat{\xi}(t) + \tau) + \lambda_1(\omega - \hat{\omega}) \\ \dot{\hat{\xi}} = \lambda_0(\omega - \hat{\omega}) \end{cases} \quad (16)$$

Donde λ_0 y λ_1 son matrices definidas positivas las cuales son elegidas de forma que en la realimentación sea un polinomio de Hurwitz.

Resultados de las simulaciones

Esta sección presenta las simulaciones realizadas para validar y demostrar la efectividad del controlador propuesto. Se presenta una aplicación que consiste en el seguimiento de trayectoria basada en puntos de referencia deseados. La simulación se centra en la agricultura de precisión, se divide un área mediante puntos de referencia unidos por una línea recta. La tabla I muestra los parámetros físicos utilizado sen la simulación. Para verificar y evidenciar la robustez del algoritmo de control propuesto, se han añadido torques y fuerzas externas al modelo matemático de la aeronave.

La perturbación externa se ha modelado como una carga esférica suspendida, la cual oscila de forma periódica. La ecuación describe la perturbación la cual representa aproximadamente el del máximo par permitido por los actuadores $\tau = 0.8 \text{ N m}$.

Parámetros	Descripción	Unidades
g	Gravedad	9.81 m/s ²
m	Masa	1.033 kg
J_{xx}	Inercia del eje x	0.00653 kg. m ²
J_{yy}	Inercia del eje y	0.00653 kg. m ²
J_{zz}	Inercia del eje z	0.00978 kg. m ²

Tabla 1 Parámetros físicos del VANT

Las figuras 2 y 3 muestran la perturbación externa que se ha modelado con la siguiente ecuación que describe un péndulo con ausencia de fricción.

$$\xi_r = \begin{bmatrix} 0.1 \cos 2t \sin 50t \\ -0.1 \cos 2t \sin 50t \end{bmatrix} \quad (17)$$

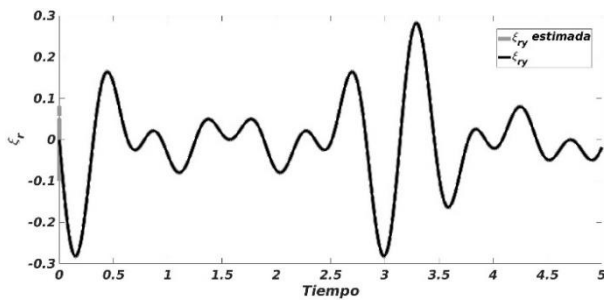


Figura 2 Disturbio en rotación en eje x

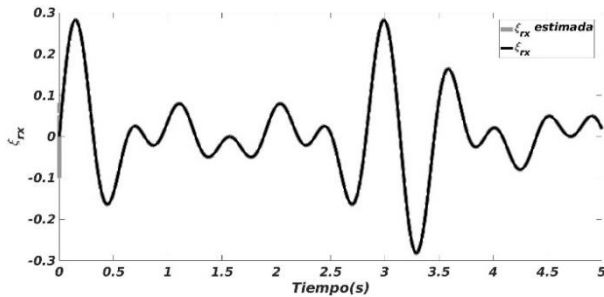


Figura 3 Disturbio en rotación en eje y

El error de la estimación de la perturbación externa se muestra en las figuras 3 y 4.

El observador de estado extendido es capaz de estimar disturbios endógenos y exógenos como dinámica no modelada.

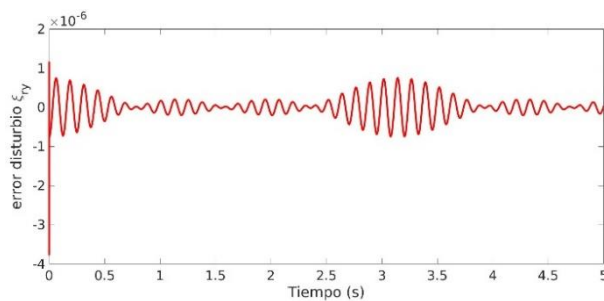


Figura 4 Error del disturbio en rotación en eje y

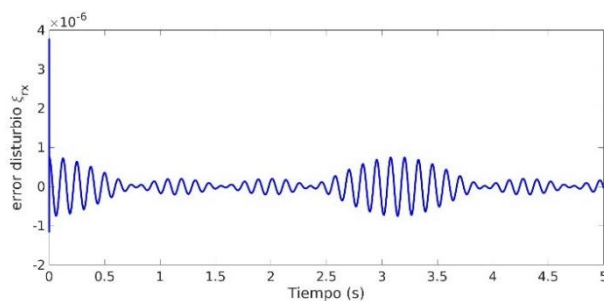


Figura 5 Error del disturbio en rotación en eje x

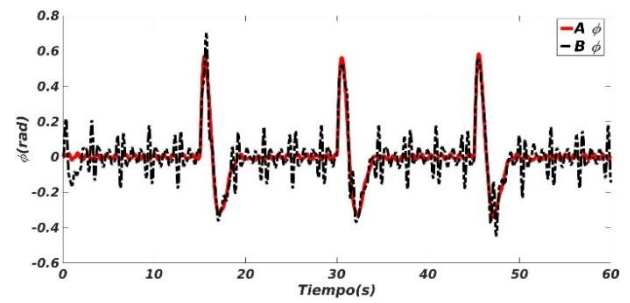


Figura 6 Evolución de la orientación del VANT parametrizada en ángulos de Euler ϕ

Definimos dos controladores para mostrar la robustez de la ley de control propuesta. El control A es el algoritmo propuesto con el observador de estado extendido y el control B es una alternativa que no contiene el observador de estado extendido.

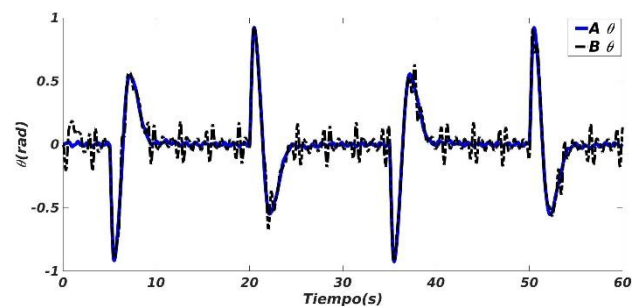


Figura 7 Evolución de la orientación del VANT parametrizada en ángulos de Euler θ

Las figuras 6 y 7 muestran la evolución de la orientación del VANT en ambos controladores A y B, en el algoritmo del control propuesto se muestra un rechazo a perturbaciones y una respuesta suave y es capaz de seguir trayectoria.

En el algoritmo B se muestra una respuesta oscilatoria debido a que no existe un mecanismo para detección de perturbaciones externas e internas.

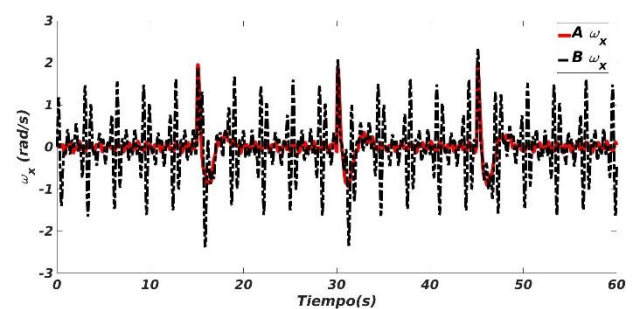


Figura 8 Evolución de la velocidad angular del VANT en el eje x

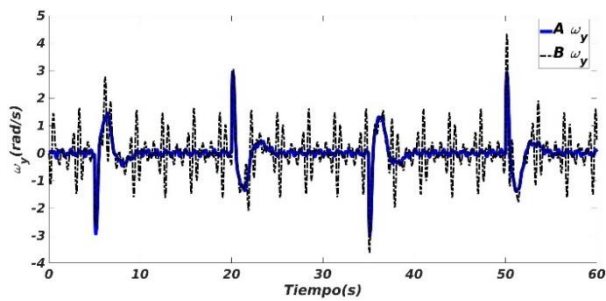


Figura 9 Evolución de la velocidad angular del VANT en el eje y

Las figuras 8 y 9 muestran la evolución de la velocidad angular (ω) en ambos controladores. Se observa una atenuación aproximadamente de 2 rad/seg , en el algoritmo del control A.

Conclusiones

El algoritmo de control muestra una respuesta suave, capaz de seguir trayectorias y rechazar perturbaciones endógenas y exógenas. Por su simplicidad, la estrategia de control puede ser implementada en sistemas computacionales de bajas prestaciones de procesamiento. El observador de estado extendido fue difícil de sintonizar debido a las altas ganancias que se necesitan para lograr la estimación de las variables deseadas.

Como trabajo futuro se pretende implementar el algoritmo propuesto empleando una plataforma computacional desarrollada dentro del mismo marco del proyecto basado en un microcontrolador ESP32 el cual es de bajo costo.

Referencias

- [1] S. Bouabdallah, A. Noth and R. Siegwart, "PID vs LQ control Techniques applied to indoor micro quadrotor." in *2004 IEEE / RSJ International Conferencia sobre Robots y Sistemas Inteligentes (IROS) (IEEE Cat. No 04CH37566)*, vol. 3, 2004, págs. 2451–2456 vol.3.
- [2] A. Tayebi and S. McGilvray, "Attitude stabilization of a vtol quadrotor aircraft," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 14, No. 3, pp. 562–571, 2006.

- [3] V. Mistler, A. Benallegue and NK M'Sirdi, "Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback" in *Proceeding 10th IEEE International Workshop on Robot and Human Interactive communication*. ROMAN 2001 (Cat. No 01TH8591), 2001, pp. 586–593

- [4] A. Castillo, R. Sanz, P. García, W. Qiu, H. Wang y C. Xu, "Disturbance observer-based quadrotor attitude tracking control for aggressive maneuvers" *Control Engineering Practice*, vol. 82, pp.14–23 de 2019. [Online]. Available: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S096706611830563X>

- [5] DJ Almahles, "Robust backstepping sliding mode control for a quadrotor trajectory application" *IEEE, Access* vol. 8, pp.5515–5525, 2020.

- [6] A. L'Afflitto, RB Anderson and K. Mohammadi, "An introduction to nonlinear robust control for unmanned quadrotor aircraft: How to design control algorithms for quadrotors using sliding mode control and adaptive control techniques [focus on education]" *Control IEEE Control Systems Magazine*, vol. 38, no. 3, págs.102-121, 2018.

- [7] MD Shuster, "A survey of attitude representations" *Navigation*, vol. 8, No. 9, pp. 439-517, 1993.

- [8] R. Schlanbusch, A. Loria and PJ Nicklasson, "On the stability and stabilization of quaternion equilibria of rigid bodies," *Automatica*, vol. 48, no. 12, pp. 3135–3141, 2012.

- [9] JF Guerrero-Castellanos, N. Marchand, A. Hably, S. Lesecq and J. Delamare, "Bounded attitude control of rigid bodies: Real Time experimentation to a quadrotor mini-helicopter", *Control Engineering Practice*, vol. 19, no. 8, pp. 790–797, 20.