

Control adaptable para un vehículo aéreo no tripulado ante cambios de carga útil con aplicaciones en agricultura de precisión

Adaptive control for an unmanned aerial vehicle under payload variation with precision agriculture applications

J. C. López-Hoyos ^{a,*}, J. S. Cervantes-Rojas ^b, P. Ordaz-Oliver ^a

^aÁrea Académica de Computación y Electrónica, Universidad Autónoma del Estado de Hidalgo, 42184, Pachuca, Hidalgo, México.

^bCátedras CONACYT, Área Académica de Computación y Electrónica, Universidad Autónoma del Estado de Hidalgo, 42184, Pachuca, Hidalgo, México.

Resumen

En este trabajo, se presenta el diseño de un control adaptable por modelo de referencia para un vehículo aéreo no tripulado sujeto a variaciones en su carga útil, como consecuencia de la liberación de semillas durante un proceso agrícola de siembra, de modo que la masa del vehículo y sus momentos de inercia se consideran parámetros inciertos en su dinámica. El diseño del controlador considera el análisis del modelo subactuado de la dinámica del vehículo aéreo, el cual puede descomponerse en tres subsistemas independientes. Para cada subsistema se propone un modelo de referencia y utilizando el formalismo de Lyapunov se obtiene la ley de control por realimentación para estabilizar al vehículo junto con una regla de adaptación que ajusta en línea los parámetros inciertos. Esto resulta en un esquema de control tipo backstepping con capacidades de adaptación. El análisis de estabilidad, también garantiza la convergencia de los estados de cada subsistema a los de su correspondiente modelo de referencia. Para evaluar el desempeño del controlador propuesto se realizaron simulaciones numéricas en MATLAB Simulink, obteniéndose resultados satisfactorios que demuestran la viabilidad de este algoritmo para su posterior implementación.

Palabras Clave: Variaciones en carga, Vehículo aéreo no tripulado, Control backstepping adaptable, Vuelo estacionario, Simulación numérica.

Abstract

This paper presents a model reference adaptive control for a quadrotor under payload variations as a consequence of the release of seeds during a sowing process, in this way, drone's mass and moments of inertia are considered uncertain parameters in its dynamics. The control design considers the analysis of the underactuated model of the drone dynamics, which can be decomposed into three independent subsystems. For each subsystem a reference model is proposed and using the Lyapunov formalism, a feedback control law is obtained in order to stabilize the vehicle together with an adaptation rule that adjusts the uncertain parameters online. This results in a backstepping control scheme with adaptive capabilities. The stability analysis also guarantees the convergence of the states of each subsystem to those of its corresponding reference model. To evaluate the performance of the proposed controller, numerical simulations were developed in MATLAB Simulink, where the reached results demonstrate the viability of this algorithm for its subsequent implementation.

Keywords: Payload variation, Unmanned aerial vehicle, Adaptive backstepping control, Hovering, Numerical simulation.

1. Introducción

Durante los últimos años, los vehículos aéreos no tripulados han generado un gran interés en el ámbito académico, civil y militar gracias a sus numerosas ventajas y aplicaciones (Tenorio et al., 2014). Al no requerir de un piloto humano abordo

estos vehículos pueden construirse a menor escala con respecto a sus versiones tripuladas reduciendo los costos de fabricación y facilitando operaciones de vuelo, mantenimiento y transporte; también suelen ser más eficientes y presentan una mayor agilidad y maniobrabilidad durante el vuelo; adicionalmente pueden

* Autor para correspondencia: lo215839@uaeh.edu.mx

Correo electrónico: lo215839@uaeh.edu.mx (Juan Carlos López-Hoyos), jorge_cervantes@uaeh.edu.mx (Jorge Said Cervantes-Rojas) jesus_ordaz@uaeh.edu.mx (Patricio Ordaz-Oliver).

ser utilizados en entornos hostiles o de difícil acceso sin necesidad de poner en riesgo la integridad o la vida de un ser humano (Tabuchi, 2015; Xu, 2018).

Dentro de los vehículos aéreos no tripulados, los helicópteros del tipo multirrotores se han vuelto bastante populares principalmente por su capacidad de realizar despegue y aterrizaje vertical, así como maniobras de vuelo estacionario (hovering en inglés); en este sentido, destaca el uso de los helicópteros de cuatro rotores, también conocido como cuadrotores (Senkul and Altug, 2016). Lo anterior representa una ventaja respecto a las aeronaves de ala fija y es por ello que han sido utilizados principalmente en aplicaciones que involucran vistas aéreas, tales como tareas de vigilancia, inspección, toma de fotografía o vídeo, supervisión de estructuras altas, misiones de búsqueda y rescate; sin embargo también ha cobrado relevancia su aplicación en tareas de agricultura y servicios de transporte, entre otras. Por tanto, el uso de estos vehículos es cada vez más demandado y está en constante crecimiento, se estima que el valor de mercado de los drones para fines comerciales alcanzará los 29 billones de dólares anuales en 2027 (Chandra, 2017); por otra parte, la AUVSI (Association for Unmanned Vehicle Systems International) ha reportado un incremento anual del 80 % a 90 % en el mercado de estos vehículos, especialmente en el sector agrícola. Actualmente se comercializan diferentes modelos de vehículos aéreos no tripulados para aplicaciones en agricultura, dentro de los que destacan el Honeycomb AgDrone System, DJI Matrice 100, EBEE SQ- SenseFly, Lancaster 5 Precision Hawk, SOLO AGCO Edition y el Agras MG-1- DJI; este último está especialmente diseñado para el transporte y liberación de cargas líquidas como pesticidas o fertilizantes. Sin embargo, el costo de estos vehículos puede variar desde los \$1000 dólares para los sistemas más sencillos hasta los \$20000 dependiendo de sus especificaciones y características (Stehr, 2015).

Una de las aplicaciones de gran interés en la actualidad es la de transporte de carga (Kusznir and Smoczek, 2020; Xu, 2017). Históricamente, las aeronaves tripuladas han jugado un papel importante en tareas que requieren el transporte de carga, sin embargo, recientemente, la demanda de servicios de transporte con cuadrotores se ha incrementado debido al amplio espectro de tareas en las que puede aprovecharse, como actividades de construcción, respuesta a desastres, traslado de mercancía, escenarios militares y más (Villa et al., 2018; Khamseh et al., 2018; Gupte et al., 2012). De igual forma, procesos de vuelo donde se requiere liberar carga útil son muy comunes en aplicaciones de agricultura, por ejemplo en misiones de riego, fumigación, siembra o abono (González et al., 2016). En Alatorre et al. (2021), se presenta un control robusto adaptable con aplicaciones orientadas a agricultura de precisión, donde la misión es combatir la plaga de moscas del mediterráneo mediante el transporte y la liberación de agentes biológicos. El uso de drones en agricultura de precisión facilita el trabajo de los agricultores y presenta diferentes ventajas con respecto a la agricultura convencional, tales como (Krishna, 2018; Pino-Vargas, 2019; Puri et al., 2017):

- **Análisis de cultivos:** Gracias a diferentes instrumentos, incluyendo la integración de sistemas de información geográfica (SIG), pueden inspeccionar y recolectar una gran cantidad de información sobre los cultivos, ayudando a los agricultores a identificar problemas y necesida-

des de los mismos; además, mediante sensores infrarrojos, NVDI y multispectrales pueden realizar un mejor seguimiento de la salud de los cultivos.

- **Ahorro de tiempo:** Pueden monitorear y recorrer grandes áreas de terreno en poco tiempo; alcanzando los 56 km/h y cubriendo cerca de 250 hectáreas en una hora.
- **Mayor rendimiento agrícola:** Son capaces de liberar fertilizantes, pesticidas o agua con precisión y rapidez; esto ayuda a evitar el exceso de humedad o la pérdida de nutrientes y otros problemas relacionados con una irrigación o fumigación excesiva o deficiente, además, al estar suspendidos no maltratan el suelo ni la vegetación al realizar este tipo de tareas. De igual forma, las descargar se realizan de forma puntual y localizada, liberando la carga únicamente donde se requiera, evitando gastos innecesarios y el desperdicio de recursos.

Por otra parte, en Cornejo-Velazquez et al. (2020) se realizó un estudio sobre 704 artículos científicos publicados entre el 2000 y 2018 que involucran la investigación y aplicación de vehículos aéreos no tripulados en el sector agrícola, se menciona que las principales tendencias de investigación se relacionan con análisis de cultivos, como procesamiento de imágenes para la cuantificación del índice vegetal, construcción de modelos de superficie, seguimiento de cultivos y, detección de malezas; sin embargo, otras temáticas como la aplicación de plaguicidas o procesos que involucran transporte y liberación de carga no han sido abordados ampliamente, por lo que representa un área de oportunidad interesante.

A pesar de que el transporte de carga utilizando estos vehículos representa un panorama prometedor, sigue siendo muy desafiante en situaciones reales. Esto es porque cuando se realizan procesos de vuelo autónomo que implican levantar y/o liberar carga útil, la masa de la carga no siempre se conoce o puede variar durante los transportes, o con el paso del tiempo. Esta incertidumbre de carga representa un cambio en la masa del vehículo y en consecuencia altera su peso y otros parámetros de su modelo dinámico, lo que provoca que los controladores existentes dejen de funcionar adecuadamente, y se produzca un deterioro en el desempeño de vuelo (Zhou et al., 2016; Liu et al., 2019).

El presente trabajo de investigación tiene como objetivo aplicar un control adaptable para el vuelo estacionario de un helicóptero de cuatro rotores de modo que se mantenga en una posición y altura deseada ante el efecto de variaciones en su masa como consecuencia de la liberación de semillas durante un proceso de siembra agrícola. Específicamente, se trata de un vehículo cuadrotores modelo F450 con un dispositivo acoplado en la parte inferior que permite el transporte y liberación de las semillas. Al considerar el problema de cambio en carga, los parámetros de masa y momentos de inercia del vehículo se vuelven inciertos. Para tratar el problema se propone un control adaptable por modelo de referencia; a fin de facilitar el proceso de diseño, se analiza la dinámica del sistema compuesta por tres subsistemas que pueden controlarse de forma independiente. Se propone un modelo de referencia para cada subsistema y se obtiene la ley control considerando un diseño basado en Lyapunov, junto con una regla de adaptación que permite ajustar parámetros de control. Lo anterior resulta en un esquema de

control tipo Backstepping puesto que se tiene un procedimiento recursivo que parte de la elección de una función de Lyapunov junto con el diseño de un control en realimentación. Dado que se trata de un sistema subactuado el diseño de control también proporciona las entradas virtuales para los ángulos deseados roll y pitch. Finalmente, para evaluar el desempeño de control adaptable aplicado para el vuelo estacionario del vehículo considerando que éste presenta cambios de carga, se realizaron simulaciones numéricas en el entorno de MATLAB Simulink. Cabe señalar que como parte del trabajo futuro se tiene contemplada la implementación del controlador y el desarrollo de pruebas experimentales utilizando el cuadrotor F450, sin embargo, para el presente artículo solo se incluye la etapa de simulación numérica.

El resto del documento se encuentra organizado de la siguiente forma: la sección 2 presenta el modelo dinámico del vehículo aéreo y los subsistemas; a continuación, la sección 3 muestra un bosquejo del control adaptable por modelo de referencia para los diferentes subsistemas; posteriormente, en la sección 4 se presentan los resultados de las simulaciones numéricas realizadas para evaluar el desempeño del control propuesto previamente; finalmente, las conclusiones se encuentran en la sección número 5.

2. Modelado matemático

El helicóptero de cuatro rotores modelo F450 puede verse como un cuerpo sólido que se mueve en un espacio tridimensional, sujeto al empuje principal (u) y a los momentos de roll pitch y yaw (τ_ϕ , τ_θ , τ_ψ) que constituyen las entradas de control. El helicóptero, está caracterizado por un sistema de coordenadas ligado a él y con origen en su centro de masa $\mathcal{B} = \{x_L, y_L, z_L\}$; y un sistema de coordenadas inerciales $\mathcal{I} = \{x, y, z\}$ que se considera fijo con respecto a la tierra. La triada $\xi = (x, y, z) \in \mathbb{R}^3$ denota la posición del centro geométrico del vehículo con respecto al marco inercial fijo \mathcal{I} , mientras que $\eta = (\psi, \theta, \phi) \in \mathbb{R}^3$ representa la orientación (García et al., 2012; Cervantes-Rojas et al., 2020). En la Figura 1 se ilustran las coordenadas generalizadas del vehículo y los marcos de referencia.

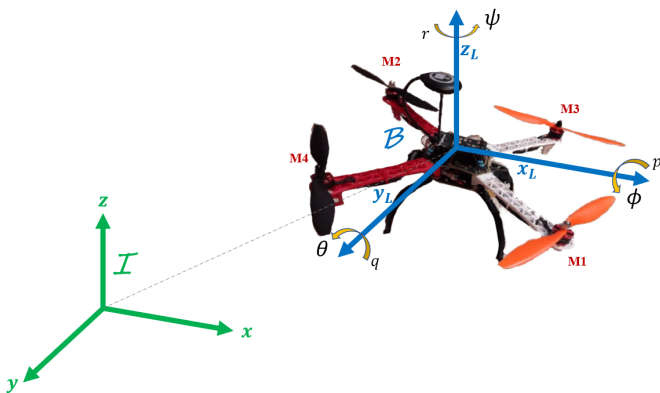


Figura 1: Coordenadas generalizadas y marcos de referencia

El modelo matemático del vehículo aéreo se obtiene aplicando la formulación de Euler Lagrange, resultando en el modelo simplificado descrito por el siguiente conjunto de ecuacio-

nes diferenciales (González et al., 2018):

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{1}{m} (\cos \phi \sin \theta) u & \ddot{\phi} &= \frac{1}{I_{xx}} \tau_\phi \\ \ddot{y} &= \frac{1}{m} (-\sin \phi) u & \ddot{\theta} &= \frac{1}{I_{yy}} \tau_\theta \\ \ddot{z} &= \frac{1}{m} (\cos \theta \cos \phi) u - g & \ddot{\psi} &= \frac{1}{I_{zz}} \tau_\psi \end{aligned} \quad (1)$$

2.1. Dinámica del vehículo aéreo en términos de subsistemas

Un enfoque para facilitar el diseño de controladores para este tipo de vehículos, consiste en analizar su dinámica mediante tres subsistemas que pueden ser controlados de forma independiente. Estos subsistemas se forman al agrupar las ecuaciones dinámicas de la siguiente manera:

- Subsistema 1 (z, ψ): Este subsistema contiene la altura del marco de referencia traslacional y el ángulo de guiñada (yaw) del sistema

$$\begin{cases} \ddot{z} = \frac{1}{m} (\cos \theta \cos \phi) u - g \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_{zz}} \tau_\psi \end{cases} \quad (2)$$

- Subsistema 2 (x, θ): Este subsistema integra las dinámicas de traslación respecto al este del marco de referencia tradicional y el cabeceo (pitch) del dron

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (\cos \phi \sin \theta) u \\ \ddot{\theta} = \frac{1}{I_{yy}} \tau_\theta \end{cases} \quad (3)$$

- Subsistema 3 (y, ϕ): Por último, este subsistema agrupa las dinámicas de traslación respecto al norte del marco de referencia tradicional y el ángulo de alabeo (roll) del vehículo aéreo

$$\begin{cases} \ddot{y} = \frac{1}{m} (-\sin \phi) u \\ \ddot{\phi} = \frac{1}{I_{xx}} \tau_\phi \end{cases} \quad (4)$$

Los subsistemas se agrupan de esta manera considerando que el sistema del vehículo aéreo es subactuado y por tanto existe acoplamiento en las dinámicas de traslación y orientación. Esto puede notarse fácilmente en (3) donde una variación del ángulo θ produce un cambio en la posición x ; lo mismo ocurre con ϕ y y en (4). En el caso del (2) las dinámicas están desacopladas, por lo que no es un subsistema subactuado, sin embargo, se sigue tratando como tal durante el diseño del control.

La tarea que considera el vehículo aéreo involucra el transporte y liberación de semillas de trigo en un punto de interés como parte de un proceso de siembra agrícola. De esta manera, la carga útil (semillas) es liberada de manera súbita durante el vuelo estacionario y tiene como consecuencia la alteración de los parámetros del sistema; específicamente, la masa (m) y los momentos de inercia (I_{xx} , I_{yy} , I_{zz}).

3. Estrategia de control

El primer paso para la construcción del algoritmo de control adaptable, se propone una realimentación de tipo linealizante de la siguiente forma

$$u = \frac{v}{\cos \theta \cos \phi} \quad (5)$$

advierta que en este lazo de control no se considera la masa del sistema. Esto se debe a que este coeficiente se considera que va a variar en el tiempo por los cambios de carga. Esta realimentación del tipo linealizante se aplica a los subsistemas (2), (3), (4), obteniéndose lo siguiente:

- Subsistema 1, la dinámica de altura y guiñada (z, ψ) se representa de la siguiente forma

$$P_1 \ddot{Q}_1 = U_1 + P_1 G_z, \quad Q_1 = [z \quad \psi]^T, \quad G_z = [-g \quad 0]^T \quad (6)$$

donde $P_1 = \text{diag}(m, I_{zz})$, contiene los parámetros del subsistema. Recordando que dichos parámetros pueden cambiar durante el vuelo. Aquí, el objetivo del control es que este se adapte a dichos cambios. Mientras que la entrada de control U_1 , que será diseñada posteriormente se define como

$$U_1 = \begin{bmatrix} v \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_z \\ \tau_\psi \end{bmatrix} \quad (7)$$

donde por notación, Q_1 es el estado de dicho subsistema.

- Subsistema 2, de traslación hacia el este y rotación en cabeceo (x, θ) como

$$P_2 \ddot{Q}_2 = U_2, \quad Q_2 = [x \quad \theta]^T \quad (8)$$

donde $P_2 = \text{diag}(m, I_{yy})$. Nótese que la masa es la misma para todos los subsistemas, sin embargo, el control de cada subsistema se adaptará de forma independiente a esta. En este caso, la entrada de control para este subsistema se define por

$$U_2 = \begin{bmatrix} \tan \theta v \\ \tau_\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_x \\ \tau_\theta \end{bmatrix} \quad (9)$$

- Subsistema 3, las dinámicas de traslación hacia el norte y alabeo (y, ϕ) son descritas por

$$P_3 \ddot{Q}_3 = U_3, \quad Q_3 = [y \quad \phi]^T \quad (10)$$

donde $P_3 = \text{diag}(m, I_{xx})$ son los parámetros de dicho subsistema, y su entrada de control está dada por

$$U_3 = \begin{bmatrix} -\frac{\tan \phi}{\cos \theta} v \\ \tau_\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_y \\ \tau_\phi \end{bmatrix} \quad (11)$$

Las ecuaciones anteriores se refieren a la dinámica reducida del helicóptero una vez que se ha aplicado un control linealizante para la dinámica de altura. Sin embargo, el objetivo es estabilizar al sistema ante cambios de carga, para ello se realizará la estabilización por subsistemas como se ha reportado en (Ajmera and Sankaranarayanan, 2016). Tomando como base las ecuaciones simplificadas (6), (8) y (10), se procede a aplicar un control adaptable por modelo de referencia a cada uno de los subsistemas para estimar las variaciones paramétricas de forma independiente. Es decir, aunque el cambio en carga en general es el mismo, cada subsistema se adaptará a distintos parámetros.

3.1. Modelo de referencia

Uno de los principales enfoques dentro de la teoría de control adaptable es el basado en un modelo de referencia. Este enfoque, plantea que la salida de una planta, cuyos parámetros varían o se desconocen, se comporte de acuerdo a la salida producida por un modelo de referencia ante una entrada deseada. Esto puede representarse por el esquema de la Figura 2, donde se tiene un sistema de control en lazo cerrado con un error entre la salida real y la salida del modelo de referencia y dos bucles principales; un bucle externo que contiene una ley de control que considera el error y los parámetros estimados, y un bucle interno con un mecanismo de ajuste que permite actualizar los valores estimados (Slotine et al., 1991; Åström and Wittenmark, 2013).

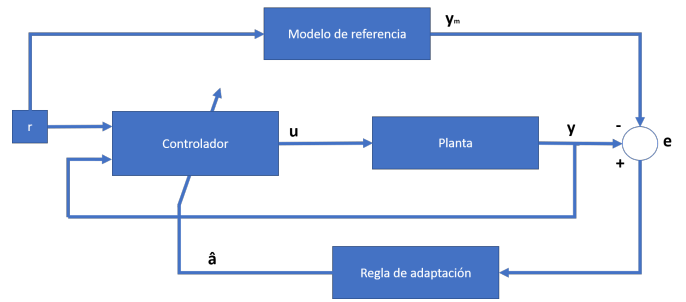


Figura 2: Esquema de control adaptable por modelo de referencia

En el diseño propuesto en este trabajo de investigación, el control por modelo de referencia se aplica para cada uno de los tres subsistemas que conforman la dinámica de un vehículo aéreo, de la siguiente forma:

- Subsistema 1: Para la dinámica de altura y guiñada (z, ψ), se propone el modelo de referencia de la forma

$$\ddot{Q}_{1m} = K_2(\dot{Q}_{1d} - \dot{Q}_{1m}) + K_1(Q_{1d} - Q_{1m}) \quad (12)$$

donde $K_1, K_2 \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$ son matrices diagonales definidas positivas, $Q_{1d} = [z_d \quad \psi_d]^T$ es el vector con los valores de referencia deseados para la altura z y el ángulo ψ , mientras que $Q_{1m} = [z_m \quad \psi_m]^T$ es el vector con los valores correspondientes del modelo de referencia. Por tanto, se tiene un error de seguimiento entre el modelo real y el modelo de referencia que define por

$$e_1 = Q_1 - Q_{1m} \quad (13)$$

- Subsistema 2: De la misma forma que en el subsistema 1, se tiene lo siguiente para las dinámicas de traslación hacia el este y cabeceo (x, θ)

$$\ddot{Q}_{2m} = K_2(\dot{Q}_{2d} - \dot{Q}_{2m}) + K_1(Q_{2d} - Q_{2m}) \quad (14)$$

donde $Q_{2d} = [x_d \quad \theta_d]^T$, son las entradas de referencia y $Q_{2m} = [x_m \quad \theta_m]^T$ define el modelo de referencia para este subsistema. En este caso, el error de seguimiento es $e_2 = Q_2 - Q_{2m}$

- Subsistema 3: Finalmente para el tercer subsistema, con las dinámicas de traslación hacia el norte y alabeo (y, ϕ), se tiene

$$\ddot{Q}_{3m} = K_2(\dot{Q}_{3d} - \dot{Q}_{3m}) + K_1(Q_{3d} - Q_{3m}) \quad (15)$$

donde $Q_{3d} = [y_d \ \phi_d]^T$, son las posiciones de referencia deseadas y $Q_{3m} = [y_m \ \phi_m]^T$ el modelo de referencia. En este subsistemas, el error de seguimiento es dado por $e_3 = Q_3 - Q_{3m}$.

Por lo tanto, a partir de las ecuaciones (6)-(10) y (13)-(15), se puede plantear un diseño de control adaptable por modelo de referencia como el mostrado en la Figura 2.

3.2. Bosquejo de diseño del control adaptable

Puesto que el diseño del control adaptable propuesto es similar para todos los subsistemas, en este caso sólo se presenta el diseño de control para el Subsistema 1 de altura y guiñada (z, ψ).

Si se considera el problema de cambios en la carga útil, la masa m (expresada en kg) comienza a variar y esto afecta directamente el valor de los momentos de inercia I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} (expresados en Nm); por lo tanto, estos cuatro parámetros son inciertos en el sistema. En el caso del subsistema (z, ψ), el vector que contiene tales cantidades escalares se define por $\gamma_1 = [m \ I_{zz}]^T$, mientras que el estimado de γ_1 se define como $\hat{\gamma}_1 = [\hat{m} \ \hat{I}_{zz}]^T$. Por lo que se define un error de estimación de la forma

$$\tilde{\gamma}_1 = \gamma_1 - \hat{\gamma}_1 \quad (16)$$

A fin de obtener la ley de control, se propone la siguiente función candidata de Lyapunov

$$V_1 = w_1 + w_2 + w_3 \quad (17)$$

donde $w_1 = \frac{1}{2}e_1^T e_1$, $w_2 = \frac{1}{2}(\dot{e}_1 + K_1 e_1)^T P_1(\dot{e}_1 + K_1 e_1)$ y $w_3 = \frac{1}{2}\tilde{\gamma}_1^T R_1 \tilde{\gamma}_1$, con $K_1, P_1, R_1 \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$ matrices cuadradas definidas positivas.

Derivando (17) y evaluando a lo largo de las trayectorias del Subsistema 1, resulta

$$\dot{V}_1 = e_1^T \dot{e}_1 + (\dot{e}_1 + K_1 e_1)^T P_1(\dot{e}_1 + K_1 e_1) - \tilde{\gamma}_1^T R_1 \dot{\hat{\gamma}}_1 \quad (18)$$

Ahora, sumando y restando el término $2w_1$ en el lado derecho de la ecuación (18) se tiene

$$\dot{V}_1 = e_1^T K_1 e_1 + (\dot{e}_1 + K_1 e_1)^T (e_1 + P_1 \dot{e}_1 + P_1 K_1 \dot{e}_1) - \tilde{\gamma}_1^T R_1 \dot{\hat{\gamma}}_1 \quad (19)$$

Considerando (6) y (13), es posible notar que

$$P_1 \ddot{e}_1 + P_1 K_1 \dot{e}_1 = U_1 + P_1(-\ddot{Q}_{1m} + K_1 \dot{e}_1 + Gz) \quad (20)$$

donde, además, se puede establecer una parametrización con respecto al vector γ_1 ; para esto también se considera que $K_1 = \text{diag}(a_1, b_1)$. De lo anterior, se obtiene

$$P_1(-\ddot{Q}_{1m} + K_1 \dot{e}_1 + Gz) = \underbrace{\begin{bmatrix} a_1 \dot{e}_z - \ddot{z}_m - g & 0 \\ 0 & b_1 \dot{e}_\psi - \ddot{\psi}_m \end{bmatrix}}_{\varphi^T} \underbrace{\begin{bmatrix} m \\ I_{zz} \end{bmatrix}}_{\gamma_1} \quad (21)$$

donde φ^T constituye un regresor definido por

$$\varphi^T = \text{diag}(K_1 \dot{e}_1 - \ddot{Q}_{1m}) + \text{diag}(Gz) \quad (22)$$

De esta manera, (19) se puede reescribir como

$$\dot{V}_1 = -e_1^T K_1 e_1 + (\dot{e}_1 + K_1 e_1)^T (e_1 + \varphi_1^T \gamma_1 + U_1) - \tilde{\gamma}_1^T R_1 \dot{\hat{\gamma}}_1$$

De (16), se obtiene la relación $\gamma_1 = \tilde{\gamma}_1 + \hat{\gamma}_1$, por tanto

$$\dot{V}_1 = -e_1^T K_1 e_1 + (\dot{e}_1 + K_1 e_1)^T (e_1 + \varphi^T \tilde{\gamma}_1 + \varphi^T \hat{\gamma}_1 + U_1) - \tilde{\gamma}_1^T R_1 \dot{\hat{\gamma}}_1 \quad (23)$$

Si se propone la entrada de control de la forma

$$U_1 = -e_1 - \varphi^T \hat{\gamma}_1 - K_2(\dot{e}_1 + K_1 e_1) \quad (24)$$

al sustituir (24) en (23) se obtiene

$$\dot{V}_1 = -e_1^T K_1 e_1 - (\dot{e}_1 + K_1 e_1)^T K_2(\dot{e}_1 + K_1 e_1) + \tilde{\gamma}_1^T (\varphi(\dot{e}_1 + K_1 e_1) - R_1 \dot{\hat{\gamma}}_1) \quad (25)$$

Finalmente, del teorema de estabilidad de Lyapunov, se busca que el sistema sea asintóticamente estable ($\dot{V}_1 < 0$). Por tanto, el tercer término de (25) debe cumplir que, $\varphi(\dot{e}_1 + K_1 e_1) - R_1 \dot{\hat{\gamma}}_1 = 0_2$, y la regla de adaptación de los parámetros inciertos es

$$\dot{\hat{\gamma}}_1 = R_1^{-1} \varphi(\dot{e}_1 + K_1 e_1) \quad (26)$$

Con lo anterior se asegura que la derivada (25) cumpla la siguiente desigualdad

$$\dot{V}_1 = -e_1^T K_1 e_1 - (\dot{e}_1 + K_1 e_1)^T K_2(\dot{e}_1 + K_1 e_1) \leq 0 \quad (27)$$

En consecuencia, la función de energía (17), es una función de Lyapunov y se garantiza la estabilidad sobre las funciones de error e_1 y \dot{e}_1 . Además, por el Lema de Barbalat (Corolario) (Krstic et al., 1995) se asegura que e_1 y $\dot{e}_1 \rightarrow 0$ conforme $t \rightarrow \infty$. Esto significa que se garantiza la estabilidad asintótica del error e_1 .

Siguiendo el mismo procedimiento para garantizar la estabilidad del subsistema 1, en los subsistemas 2 y 3 se obtienen las siguientes entradas de control

$$U_2 = -e_2 - \varphi_2^T \hat{\gamma}_2 - K_2(\dot{e}_2 + K_1 e_2) \quad (28)$$

$$U_3 = -e_3 - \varphi_3^T \hat{\gamma}_3 - K_2(\dot{e}_3 + K_1 e_3) \quad (29)$$

con sus respectivas reglas de adaptación

$$\dot{\hat{\gamma}}_2 = R_2^{-1} \varphi_2(\dot{e}_2 + K_1 e_2) \quad (30)$$

$$\dot{\hat{\gamma}}_3 = R_3^{-1} \varphi_3(\dot{e}_3 + K_1 e_3) \quad (31)$$

3.3. Consideraciones

Dado que es un sistema subactuado, el diseño del control adaptable debe proporcionar las entradas virtuales para los ángulos deseados ϕ_d y θ_d . Entonces considerando (5), (7), (9) y (11) se obtiene lo siguiente:

$$u = \frac{u_z}{\cos \phi \cos \theta} \quad (32)$$

$$\theta_d = \arctan\left(\frac{u_x}{u_z}\right) \quad (33)$$

$$\phi_d = \arctan\left(\frac{-u_y \cos \theta}{u_z}\right) \quad (34)$$

Además, se asume que los ángulos $\phi, \theta \in (-\frac{\pi}{2} - \delta, \frac{\pi}{2} + \delta)$ para una $\delta > 0$ suficientemente pequeña, con lo que se garantiza que la ley de control (32) puede aplicarse. Lo anterior es una consideración común en la literatura (Huang et al., 2010; Antonelli et al., 2018).

4. Simulaciones

A fin de evaluar el desempeño del control diseñado previamente se llevaron a cabo varias simulaciones numéricas con ayuda de MATLAB Simulink R2020b. Como parte de la configuración se utilizó un método numérico de paso fijo, en este caso, el Runge-Kutta con un tamaño de paso de 0.001 segundos y un tiempo de simulación de 60 s.

Los parámetros de la planta (1) empleados en la simulación se encuentran en la Tabla 1. Además se consideraron las siguientes posiciones iniciales $\xi_i = [0,12 \ 0,2 \ 0,1]$ y $\eta_i = [0 \ 0 \ 0,5]$. Por otra parte, los parámetros (ganancias) de control, se muestran en la Tabla 2.

Tabla 1: Parámetros del cuadrotor

Parámetro	Valor	Unidad
m	1,25	kg
g	9,81	m/s^2
I_{xx}	0,01	kgm^2
I_{yy}	0,011	kgm^2
I_{zz}	0,0206	kgm^2

Tabla 2: Ganancias del control

Parámetro	Valor
K_1	$diag(1,1, 1,1)$
K_2	$diag(2,4, 2,4)$
R_1	$diag(0,8, 0,7)$
R_2	$diag(0,5, 0,6)$
R_3	$diag(0,7, 0,8)$

Las entradas de referencia deseada que se consideraron fueron constantes para $x_d = 1,8$ y $y_d = 1,6$, mientras que la altura corresponde a una entrada tipo escalón representada por la siguiente función:

$$z_d = \begin{cases} 1,8 & \text{si } t \leq 20 \\ 3,5 & \text{si } 20 < t \leq 40 \\ 2,4 & \text{si } t > 40 \end{cases} \quad (35)$$

También se aborda el problema de variación en la carga útil, simulando una tarea donde se requiere que el dron realice dos procesos de liberación súbita de las semillas que transporta como parte de un proceso de siembra en una zona de cultivo. De manera más específica, se plantea que vuele durante 30 segundos para liberar una primer carga de semillas y 20 segundos después libere la segunda parte de la carga; esto significa que la masa cambia de acuerdo con la siguiente función:

$$m = \begin{cases} 2,2 & \text{si } t \leq 30 \\ 1,5 & \text{si } 30 < t \leq 50 \\ 1,25 & \text{si } t > 50 \end{cases} \quad (36)$$

En la Figura 3, se muestran los resultados de la simulación para las posiciones del sistema x , y y la altura z . Pese a que inicialmente se presentan algunas oscilaciones, el controlador logra cumplir con el objetivo al alcanzar la posición deseada en un tiempo relativamente corto (menos de 4 segundos) y también responden satisfactoriamente al cambio en la altura (segundos 20 y 40) sin sobre impulsos considerables. Se observa que el control es capaz de compensar adecuadamente el efecto de cambio en la masa (segundos 30 y 50) y mantener al vehículo en la trayectoria deseada sin presentar alteraciones notables; esto permite un proceso de vuelo estable. Además, la Figura 4 también demuestra el buen desempeño del control en lo que refiere a la orientación del vehículo.

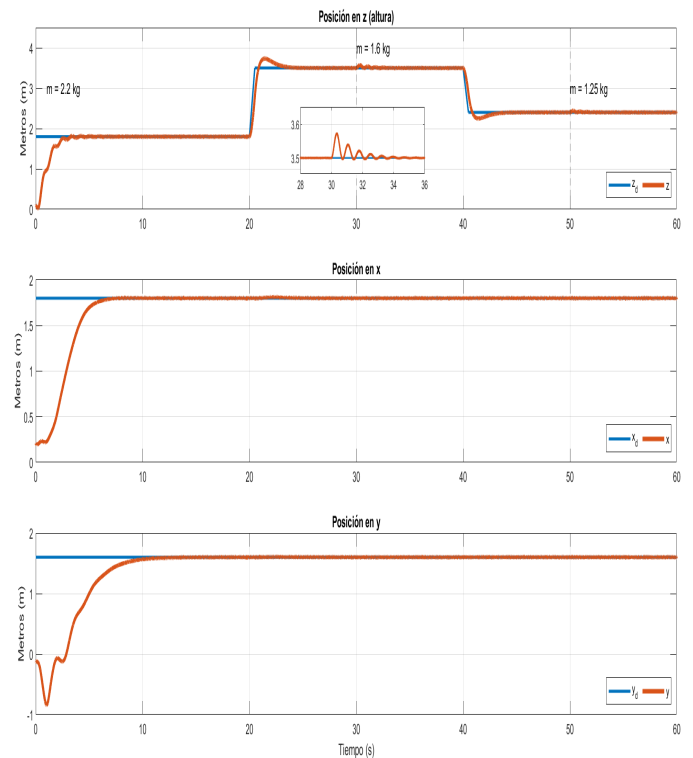


Figura 3: Posición del dron

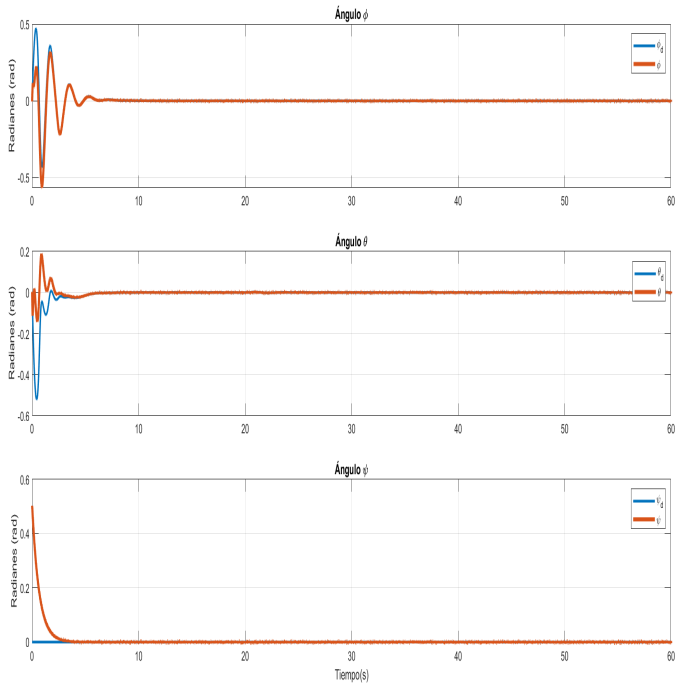


Figura 4: Orientación del dron

En la Figura 5, es posible observar el ajuste de los parámetros ante la regla de adaptación; en el subsistema 1, la masa estimada coincide con el valor real de m , sin embargo, para los subsistemas 2 y 3, no se tiene la convergencia exacta de dicho parámetro; de manera semejante, la estimación de los momentos de inercia tiene una mayor coincidencia para I_{xx} e I_{zz} , siendo un poco menor en I_{yy} aunque sigue manteniéndose cercano a su valor real.

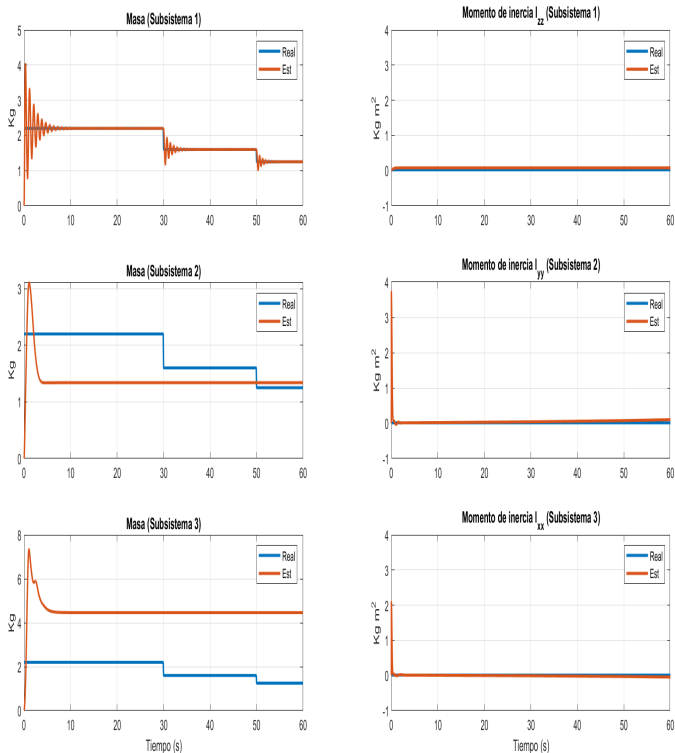


Figura 5: Ajuste de parámetros

Por último, la Figura 6 ilustra el comportamiento de las señales de control. Se observa cómo es que el empuje principal u actúa para tratar de compensar el cambio altura y realiza el ajuste correspondiente de acuerdo a la estimación de la masa.

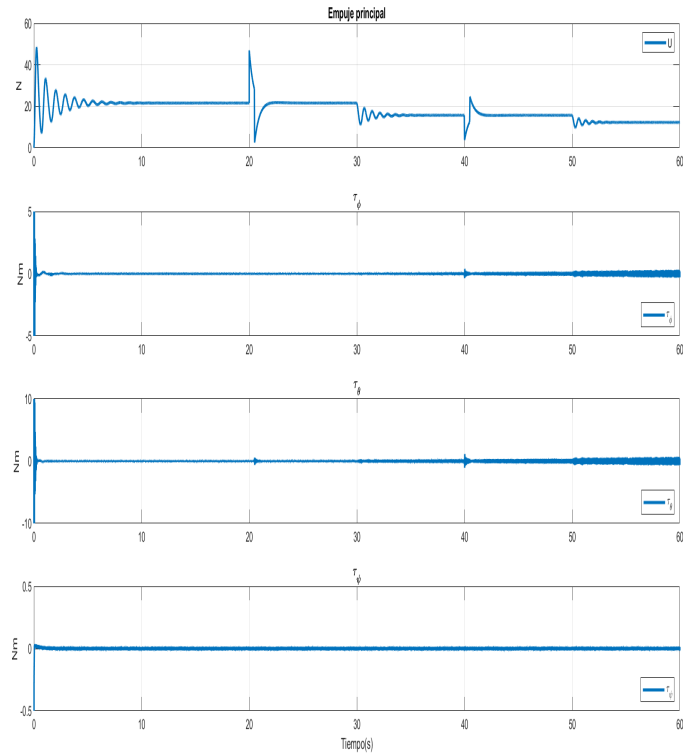


Figura 6: Señales de control

Es importante mencionar que, en la literatura especializada de vehículos aéreos, se ha tratado de varias formas el problema de la compensación de variaciones paramétricas relacionadas con el cambio de la masa de un vehículo aéreo durante el vuelo. Por ejemplo, en el trabajo de Alatorre et al. (2021) se presenta un controlador con características adaptables que ofrece una solución para la compensación de los cambios de masa. Si bien este controlador resuelve el problema de la estabilización del vehículo, el esquema del control es distinto puesto que este implementa un observador por modos deslizantes, así como un algoritmo de mínimos cuadrados recursivos que permite una identificación de los parámetros inciertos para posteriormente determinar las ganancias del controlador robusto adaptable mediante la ubicación de polos que se aplica únicamente al control de altura; en cambio, en el presente trabajo se aborda un esquema por modelo de referencia donde no se cuenta con observadores ni algoritmos de identificación paramétrica, sino únicamente una regla de adaptación que permite el ajuste de los parámetros, lo que podría suponer una ventaja para su posible implementación y donde, además, la ley de control adaptable se aplica a cada uno de los subsistemas.

Por otro lado, otra diferencia radica en la posible implementación de ambos controladores en tiempo real. Es decir, el controlador adaptable que proponemos en este trabajo, resulta en la implementación de un algoritmo de control con menor costo computacional, debido principalmente a que sólo se tendrían que programar dos estructuras: la ley de adaptación de los parámetros inciertos y la ley de control que utiliza los

parámetros estimados; a diferencia del controlador de Alatorre et al. (2021), el cual involucraría la programación de una estructura con mayor complejidad como un observador por modos deslizantes, además de un algoritmo de mínimos cuadrados que demandarían un mayor tiempo de cómputo en implementaciones en tiempo real.

5. Conclusiones

En este trabajo de investigación se presentó el control adaptable tipo backstepping para un vehículo aéreo no tripulado en vuelo hover ante cambios de carga útil. El control aplicado es basado en un modelo de referencia y diseñado, de forma independiente, para cada uno de los subsistemas que conforman la dinámica de un vehículo aéreo no tripulado.

La ley de control es viable para ser implementada en un helicóptero de cuatro rotores con un controlador de vuelo de código abierto como el autopiloto Pixhawk, e inclusive otras plataformas con procesadores de 32 bits, lo cual puede suponer una alternativa de bajo costo para diversas aplicaciones que involucren el transporte y liberación de objetos, como en tareas de agricultura. Si bien en las simulaciones se trata el problema de liberación de carga útil de manera súbita en vuelo hover, también es posible aplicar este control para procesos de liberación gradual de carga, o que involucren seguimiento de trayectorias deseadas; abriendo el panorama de aplicación para misiones más complejas de riego, fumigación, siembra, entre otras aplicaciones.

Referencias

- Ajmera, J. and Sankaranarayanan, V. (2016). Point-to-point control of a quadrotor: Theory and experiment. *IFAC-PapersOnLine*. 4th IFAC Conference on Advances in Control and Optimization of Dynamical Systems ACODS 2016.
- Alatorre, A., Espinoza, E. S., Sánchez, B., Ordaz, P., Muñoz, F., and García Carrillo, L. R. (2021). Parameter estimation and control of an unmanned aircraft-based transportation system for variable-mass payloads. *Asian Journal of Control*.
- Antonelli, G., Cataldi, E., Arrichiello, F., Robuffo Giordano, P., Chiaverini, S., and Franchi, A. (2018). Adaptive trajectory tracking for quadrotor mavs in presence of parameter uncertainties and external disturbances. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 26(1):248–254.
- Åström, K. and Wittenmark, B. (2013). *Adaptive Control: Second Edition*. Dover Publications.
- Cervantes-Rojas, J. S., Muñoz, F., Chairez, I., González-Hernández, I., and Salazar, S. (2020). Adaptive tracking control of an unmanned aerial system based on a dynamic neural-fuzzy disturbance estimator. *ISA transactions*, 101:309–326.
- Chandra, R. (2017). Viability analysis of tworayground and nakagami model for vehicular ad-hoc networks. *International Journal of Applied Evolutionary Computation (IJAEC)*.
- Cornejo-Velazquez, E., Romero-Trejo, H., Acevedo-Sandoval, O.-A., Toriz-Palacios, A., and Clavel-Maqueda, M. (2020). Use of unmanned aerial vehicles (uav) as an innovation in agriculture. *African Journal of Agricultural Research*, 16(12):1665–1673.
- García, L. R., Dzul, A., Lozano, R., and Pégard, C. (2012). *Quad Rotorcraft Control Vision-Based Hovering and Navigation*. Springer-Verlag London.
- González, A., Amarillo, G., Amarillo, M., and Sarmiento, F. (2016). Drones aplicados a la agricultura de precisión. *Publicaciones e Investigación*, 10:23–37.
- González, F., Afanador, M., and Niño, E. (2018). Modelamiento y simulación de unquadrotor mediante la integración de simulink y solidworks. *MASKAY*.
- Gupte, S., Mohandas, P., and Conrad, J. M. (2012). A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles. *Proceedings of IEEE Southeastcon*.
- Huang, M., Xian, B., Diao, C., Yang, K., and Feng, Y. (2010). Adaptive tracking control of underactuated quadrotor unmanned aerial vehicles via backstepping. In *Proceedings of the 2010 American Control Conference*, pages 2076–2081.
- Khamseh, H. B., Janabi-Sharifi, F., and Abdessameud, A. (2018). Aerial manipulation - a literature survey. *Robotics and Autonomous Systems*.
- Krishna, K. (2018). *Agricultural Drones: A Peaceful Pursuit*. Apple Academic Press.
- Krstic, M., Kanellakopoulos, I., and Kokotovic, P. V. (1995). *Nonlinear and adaptive control design*. Wiley.
- Kusznir, T. and Smoczek, J. (2020). Sliding mode-based control of a uav quadrotor for suppressing the cable-suspended payload vibration. *Journal of Control Science and Engineering*.
- Liu, Z., Liu, X., Chen, J., and Fang, C. (2019). Altitude control for variable load quadrotor via learning rate based robust sliding mode controller. *IEEE Access*, 7:9736–9744.
- Pino-Vargas, E. (2019). Los drones una herramienta para una agricultura eficiente: un futuro de alta tecnología. *Idesia (Arica)*.
- Puri, V., Nayyar, A., and Raja, L. (2017). Agriculture drones: A modern breakthrough in precision agriculture. *Journal of Statistics and Management Systems*.
- Senkul, F. and Altug, E. (2016). System design of a novel tilt-roll rotor quadrotor uav. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 84.
- Slotine, J., Slotine, J., and Li, W. (1991). *Applied Nonlinear Control*. Prentice Hall.
- Stehr, N. (2015). Drones: The newest technology for precision agriculture. *Natural Sciences Education*.
- Tabuchi, R. T. (2015). Diseño de un vehículo aéreo no tripulado de cuatro rotores para una carga útil de 1 kg. Master's thesis, Pontificia Universidad Católica del Perú.
- Tenorio, J. L., Guerrero, J. F., Téllez, J. J., Cruz, R., Mino, G., Maya, R. L., Vega, A., and Sanzón, J. M. (2014). Estabilización en tiempo real de un mini helicóptero de cuatro rotores con acciones de control limitadas. *Memorias del Congreso Nacional de Control Automático*.
- Villa, D. K., Brandão, A. S., and Sarcinelli-Filho, M. (2018). Load transportation using quadrotors: a survey of experimental results. *Proceedings of 2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*.
- Xu, B. (2017). Disturbance observer-based dynamic surface control of transport aircraft with continuous heavy cargo airdrop. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 47(1):161–170.
- Xu, B. (2018). Composite learning finite-time control with application to quadrotors. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 48(10):1806–1815.
- Zhou, X., Zhang, X., and Zhang, J. (2016). Stabilization and trajectory control of a quadrotor with uncertain suspended load. *ArXiv Cornell University*.