

Autopilot for flight mode transition in QuadPlanes^{*}

D. A. Martínez-Velasco^{*} M. A. Martínez-Ramírez^{*}
H. Rodríguez-Cortés^{**}

^{*} *Sección de Mecatrónica, Depto. de Ingeniería Eléctrica, Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del Instituto Politécnico Nacional, Ciudad de México, 07360, México (e-mail: {dalexis.martinez,marcoa.martinez}@cinvestav.mx).*

^{**} *Departamento de Ingeniería Eléctrica y Electrónica, Instituto Tecnológico Autónomo de México, Campus Río Hondo, Río Hondo # 1, Col. Progreso Tizapán CP. 01080. Alc. Álvaro Obregón, Ciudad de México (e-mail: {hugo.rodriquez}@itam.mx).*

Abstract: This paper presents the design of an autopilot for the flight mode transition in a hybrid quadrotor/fixed-wing aircraft known as QuadPlane. The autopilot includes an attitude stabilization subsystem, a control subsystem for takeoff and landing in quadrotor mode, and a control subsystem to regulate the longitudinal speed of the aircraft and determine the transition from quadrotor to fixed-wing and vice versa. During pure fixed-wing and quadrotor modes, the pilot has control authority on the QuadPlane. The proposed scheme is validated using the X-Plane flight simulator.

Keywords: Autopilot, QuadPlane, Flight control

1. INTRODUCCIÓN

Las configuraciones básicas que han dominado el diseño de aeronaves son ala fija y ala rotativa; sus ventajas y desventajas están perfectamente identificadas. Las aeronaves de ala fija alcanzan mayor velocidad crucero, tienen mayor autonomía y rango de operación, y capacidad de carga de paga superior; su principal desventaja es la necesidad de una pista de aterrizaje o, en sistemas de catapulta y recuperación por red, una área considerable libre de obstáculos con respecto al tamaño de la aeronave para despegar y aterrizar. Por otro lado, las aeronaves de ala rotativa pueden despegar y aterrizar verticalmente obviando la necesidad de una pista o de una área despejada mayor a las dimensiones de la aeronave. Sin embargo, esta configuración cuenta con una menor velocidad de vuelo y una menor autonomía en comparación con su contraparte.

En años recientes, se ha explorado el diseño de configuraciones de aeronaves que combinan las ventajas del ala fija y el ala rotativa, dando lugar al concepto de aeronaves híbridas. Las configuraciones principales en aeronaves híbridas son: aeronave con eje longitudinal alineado en

dirección al vector de la fuerza de gravedad, aeronave con rotores basculantes y aeronave con ala basculante, *tailsitter*, *tiltrotor*, *tiltwing* en inglés, respectivamente Ducard and Allenspach (2021). Las aeronaves *tiltwing* y *tiltrotor* se conocen genéricamente como convertiplanos. Recientemente, se ha introducido una nueva configuración de aeronave híbrida conocida como QuadPlane que es la combinación directa de una aeronave de ala fija y una aeronave multi rotor de tipo cuatrorotor. A diferencia de las aeronaves *tailsitter*, *tiltrotor*, *tiltwing* en el QuadPlane se tiene un motor dedicado a la operación en modo ala fija.

Las aeronaves híbridas tienen una mayor envolvente de vuelo que incluye despegue y aterrizaje vertical, así como velocidades de crucero altas, por lo que se han vuelto una solución atractiva en múltiples aplicaciones tanto civiles como militares. La aeronave de tipo *tailsitter* de Wingtra (Accesada el 28 de junio de 2023) ha demostrado su eficiencia en diversas aplicaciones civiles.

Las configuraciones híbridas han atraído a la comunidad científica principalmente por la complejidad de la transición de vuelo de configuración de ala rotativa a ala fija. Wang et al. (2017), Sanchez-Rivera et al. (2020). Durante la transición, la aeronave tiene grados de libertad sobreactuados, por lo que se requiere una adecuada colocación de las entradas de control. En específico, durante la transición de ala fija a ala rotativa es importante que

^{*} El primer y segundo autor agradecen a CONAHCYT por el apoyo económico con los CVU 1322997 y 1079221, respectivamente. H. Rodríguez-Cortés en receso sabático de la Sección de Mecatrónica, Depto. de Ingeniería Eléctrica, Centro de Investigación y de Estudios Avanzados del Instituto Politécnico Nacional.

los sistemas de control para ala rotativa y ala fija operen coordinadamente, evitando que el ala alcance la velocidad de desplome generando una aceleración de descenso que el controlador en modo ala rotativa no pueda compensar.

En Mathur and Atkins (2021) se presenta el diseño, modelado y control de una aeronave híbrida de tipo QuadPlane. Se utilizan algoritmos de control para cada modo de vuelo, los cuales se mezclan utilizando una máquina de estados. El algoritmo de control se verifica mediante simulaciones numéricas. En Zhao et al. (2022) se construye un QuadPlane. Además, para mejorar el comportamiento del control de altura durante la fase de transición se propone un principio no lineal para asignación de pesos de control para cada modo de vuelo en combinación con un controlador de rechazo activo de perturbaciones. Los resultados se validan por medio de simulaciones numéricas. La referencia Nguyen et al. (2022) introduce un control de altitud para las fases de transición en una aeronave híbrida de tipo QuadPlane con motor impulsor para modo ala fija. El algoritmo de control se basa en la técnica de regímenes deslizantes. La ley de control incluye un estimador para las fuerzas aerodinámicas sobre el eje longitudinal para optimizar la energía requerida por la aeronave para mantener una altitud deseada. El algoritmo de control se valida mediante simulaciones y vuelos experimentales. En Karssies and Wagter (2022) se propone un control para todas las fases de vuelo de un QuadPlane basado en la técnica Colocación de Control No lineal Incremental (Incremental Nonlinear Control Allocation, INCA). Este controlador evita orientar al ala en ángulos de ataque negativos, minimizando la carga sobre los rotores del modo cuatrorotor. Simulaciones numéricas y vuelos experimentales validan este algoritmo.

Este trabajo aborda el diseño de un autopiloto para realizar la transición de ala rotativa a ala fija y viceversa en una aeronave de tipo QuadPlane. El autopiloto mezcla diversas técnicas de control con estimadores de perturbaciones basados en la técnica de inmersión e invarianza Astolfi et al. (2008). Durante los modos de vuelo de ala fija y ala rotativa, el piloto guía a la aeronave. En la configuración ala rotativa, un autopiloto controla la orientación y la altura de la aeronave de tal forma que el piloto manda referencias de ángulos para guiar a la aeronave en el plano cartesiano. En la configuración ala fija, el piloto controla directamente la potencia del motor y las superficies de control sin la ayuda de un autopiloto.

Este artículo tiene la siguiente organización. La Sección 2 presenta el modelo del QuadPlane que se considera para diseñar los algoritmos de control. La Sección 3 describe los algoritmos de control para cada fase de vuelo. La Sección 4 presenta la máquina de estados que combina los diferentes algoritmos para realizar las fases de transición. La Sección 5 presenta los resultados de la simulación utilizando el simulador de vuelo X-Plane. El artículo finaliza con algunas conclusiones en la Sección 6.

2. DINÁMICA REDUCIDA DEL QUADPLANE

La fase de vuelo crítica en una aeronave híbrida del tipo QuadPlane es la transición entre la configuración de ala rotativa a la configuración de ala fija y, viceversa. Debido a que en configuración de ala fija la velocidad longitudinal debe ser mayor a la velocidad de desplome del ala, el fenómeno importante de transición ocurre en el plano longitudinal para la dinámica de traslación, no obstante, la dinámica rotacional debe considerarse completa ya que los movimientos laterales y alrededor del eje vertical deben mantenerse acotados. Un modelo del QuadPlane se muestra en la Figura 1. La aeronave cuenta con cuatro rotores para el modo cuatrorotor $R_i, i = 1, \dots, 4$, alerones δ_a , elevador δ_e , timón δ_r y rotor para el modo ala fija δ_T .

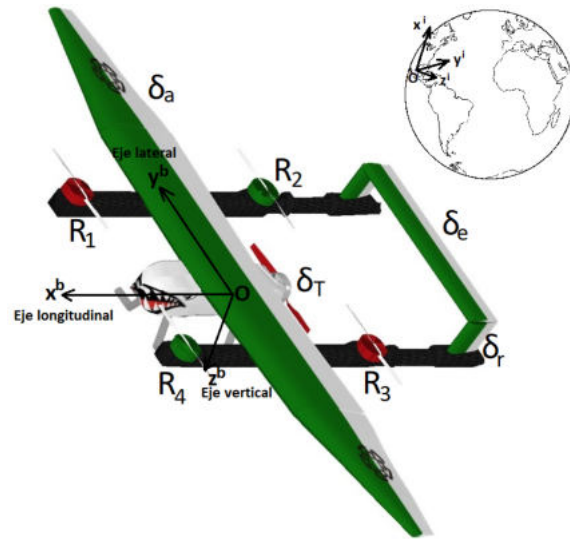


Figura 1. Modelo del QuadPlane. Sistema coordinado cuerpo $0x^b y^b z^b$ e inercial $0x^i y^i z^i$.

El siguiente conjunto de ecuaciones diferenciales modela la dinámica longitudinal traslacional de la aeronave tipo QuadPlane, ver Morelli and Klein (2016),

$$\begin{aligned} \dot{z} &= -us_\theta + wc_\theta \\ m\dot{u} &= -mqw - mgs_\theta + \mathbf{q}SC_X + \kappa mg\delta_T \\ m\dot{w} &= mqu + mgc_\theta + \mathbf{q}SC_Z - T_T \end{aligned} \quad (1)$$

donde z es la posición inercial de la aeronave sobre el eje $0z^i$, u, w son las velocidades a lo largo de los ejes $0x^b$ y $0z^b$, respectivamente, θ es el ángulo de cabeceo, m es la masa del QuadPlane, q es la velocidad angular de cabeceo, g es la constante de la aceleración gravitacional, $\mathbf{q} = \frac{1}{2}\rho(u^2 + w^2)$ es la presión dinámica con ρ la densidad del aire, S es la superficie del ala del QuadPlane, $\delta_T \in (0, 1)$ es la posición del acelerador de la planta motriz en modo aeronave de ala fija, $T_T = \sum_{i=1}^4 T_i$ es el empuje generado por los rotores del cuatrorotor y C_X, C_Z los coeficientes aerodinámicos. La dinámica rotacional es

$$\begin{aligned}\dot{R} &= R\hat{\Omega} \\ J\dot{\Omega} &= -\Omega \times J\Omega + M_P^b + M_Q^b\end{aligned}\quad (2)$$

con $R \in SO(3)$ la matriz de rotación, con $SO(3) = \left\{ R \in \mathbb{R}^{3 \times 3} \mid R^T R = I, \det(R) = 1 \right\}$, el operador $\hat{\cdot}: \mathbb{R}^3 \rightarrow \mathfrak{so}(3)$, con $\mathfrak{so}(3)$ el algebra de Lie de $SO(3)$ de tal forma que $a \times b = \hat{a}b$ para vectores $a, b \in \mathbb{R}^3$. Además, $\Omega = [p \ q \ r]^T$ la velocidad angular en ejes cuerpo,

$$M_P^b = \mathbf{q}S \begin{bmatrix} b(C_\ell(\cdot) + C_{\ell_{\delta_a}}\delta_a + C_{\ell_{\delta_r}}\delta_r) \\ \bar{c}(C_m(\cdot) + C_{m_{\delta_e}}\delta_e) \\ b(C_n(\cdot) + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_{\delta_r}}\delta_r) \end{bmatrix}$$

son los momentos aerodinámicos, en modo aeronave de ala fija, con b la envergadura del ala, $C_\ell(\cdot)$ el coeficiente de momento de alabeo, $C_{\ell_{\delta_a}}$ y $C_{\ell_{\delta_r}}$ los coeficientes aerodinámicos de control de alabeo y guiñada, respectivamente, δ_a, δ_r los ángulos de deflexión de los alerones y del timón, respectivamente. Además, \bar{c} es la cuerda media aerodinámica del ala, $C_m(\cdot)$ el coeficiente de momento de cabeceo, $C_{m_{\delta_e}}$ el coeficiente aerodinámico de control de cabeceo, δ_e el ángulo de deflexión del elevador, $C_n(\cdot)$ el coeficiente de momento de guiñada, $C_{n_{\delta_a}}, C_{n_{\delta_r}}$ los coeficientes de control de guiñada en alabeo y guiñada, respectivamente. Finalmente,

$$M_Q^b = \begin{bmatrix} \ell_1(T_1 + T_4 - T_3 - T_2) \\ \ell_2(T_1 + T_2 - T_3 - T_4) \\ Q_1 + Q_3 - Q_2 - Q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{Q_p} \\ M_{Q_q} \\ M_{Q_r} \end{bmatrix}$$

con ℓ_1 la distancia del eje ox^b a la ubicación de los rotores, ℓ_2 la distancia del eje $0y^b$ a los rotores, $T_i, i = 1, 2, 3, 4$ el empuje de los rotores y $Q_i, i = 1, 2, 3, 4$ el momento contrarrotativo de los rotores.

Comentario 1. Es importante observar que en ambas configuraciones, la dinámica rotacional es completamente actuada. No obstante, los momentos de control de origen aerodinámico solo tendrán efectividad cuando la velocidad longitudinal del QuadPlane sea mayor a la velocidad de desplome. Por el contrario, las entradas de control para la dinámica traslacional longitudinal δ_T y T_T están disponibles en toda la envolvente de vuelo de la aeronave.

3. ALGORITMOS DE CONTROL

Esta sección presenta los algoritmos de control que se utilizan durante la fase de transición cuatrirotor-ala fija y viceversa. Los algoritmos de control mezclan diversas técnicas de control con estimadores de perturbaciones por Inmersión e Invarianza. Se omiten las pruebas de estabilidad bajo la observación de que al menos en una aproximación lineal es posible calcular ganancias que estabilizan a las dinámicas de lazo cerrado en los puntos de equilibrio deseado.

3.1 Control de orientación en modo cuatrirotor COMC

El controlador para la dinámica rotacional funciona en modo cuatrirotor en despegue y aterrizaje, y para control por parte del piloto a través de ángulos de referencia para

los ángulos de alabeo y cabeceo ϕ_d y θ_d , respectivamente, y velocidad angular de referencia en guiñada r_d .

La matriz de rotación parametrizada con los ángulos de Tait-Bryan en la secuencia ZYX es

$$R = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi c_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi s_\psi & c_\phi c_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}$$

con ϕ el ángulo de alabeo y ψ el ángulo de guiñada.

Suponga que

$$R = [r_1^\top \ r_2^\top \ r_3^\top]^\top \rightarrow R^\top = [r_1 \ r_2 \ r_3]$$

con $r_i \in \mathbb{S}^2 \ i = 1, 2, 3$. Por lo tanto, la primera ecuación de (2) puede describirse como Lee et al. (2017)

$$\dot{r}_i = r_i \times \Omega, \quad \dot{r}_2 = r_2 \times \Omega, \quad \dot{r}_3 = r_3 \times \Omega$$

Debido a que la fuerza de gravedad en ejes cuerpo es

$$F_g^b = R^\top F_g^i = mgr_3$$

con $F_g^i = [0 \ 0 \ mg]^\top$ para balancear esta fuerza y producir componentes en el plano cartesiano, el vector r_3 debe ser igual a $r_{3,d} = [-s_{\theta_d} \ c_{\theta_d} s_{\phi_d} \ c_{\phi_d} c_{\theta_d}]^\top$ con ϕ_d y θ_d los ángulos de referencia definidos por el piloto. Durante el despegue y el aterrizaje en modo cuatrirotor se selecciona $r_{3,d} = e_3$.

El error de orientación se define como Coates and Fossen (2021) $\tilde{r}_3 = r_3 \times r_{3,d}$ de tal forma que

$$\dot{\tilde{r}}_3 = -S(\Omega_d)\tilde{r}_3 - S(r_{3,d})S(r_3)\tilde{\Omega}$$

con el operador $S(\cdot)$ tal que $a \times b = S(a)b$ y $\tilde{\Omega} = \Omega - \Omega_d$. Se asume que las referencias para los ángulos de alabeo y cabeceo enviadas por el piloto son constantes por pedazos, de tal forma que $\dot{r}_{3,d} = 0$. Para controlar la velocidad de rotación alrededor del eje vertical se define $\Omega_d = [0 \ 0 \ r_d]^\top$. La dinámica del error para la velocidad angular queda como sigue

$$\dot{\tilde{\Omega}} = J^{-1}(-\Omega \times J\Omega + M_P^b + M_Q^b) \quad (3)$$

nuevamente se asume que la referencia de velocidad angular r_d enviada por el piloto es constante. La velocidad longitudinal en modo cuatrirotor es muy baja por lo que las superficies de control para el modo avión no funcionan por lo que el término M_P^b se considera como una perturbación. Además, contrario al caso del cuatrirotor la matriz de inercia no es diagonal. Asumiendo una envolvente de vuelo conservadora, el modelo dinámico (3) se representa como

$$\dot{\tilde{\Omega}} = M(t) + M_Q^b \quad (4)$$

con $M(t)$ una perturbación cuya derivada con respecto al tiempo se asume acotada, esto es, $\|\dot{M}\| \leq \kappa_0$ para alguna constante κ_0 . Se propone el siguiente controlador

$$M_Q^b = -K_P \tilde{r}_3 - K_D \tilde{\Omega} - \dot{M} - \Gamma \tilde{\Omega}$$

con K_P, K_D y Γ matrices positivas definidas. La dinámica rotacional en lazo cerrado queda como

$$\begin{aligned}\dot{\tilde{r}}_3 &= -S(\Omega_d)\tilde{r}_3 - S(r_{3_d})S(r_3)\tilde{\Omega} \\ \dot{\tilde{\Omega}} &= -K_P\tilde{r}_3 - K_D\tilde{\Omega} + \tilde{M} \\ \dot{\tilde{M}} &= -\Gamma\tilde{M} + \dot{M}\end{aligned}$$

con

$$\begin{aligned}\tilde{M} &= M - \hat{M} - \Gamma\tilde{\Omega} \\ \dot{\tilde{M}} &= -\Gamma\left(\tilde{M} - \Gamma\tilde{\Omega} + M_Q^b\right)\end{aligned}\quad (5)$$

La segunda ecuación de (5) es un estimador para la perturbación diseñado siguiendo el enfoque de Inmersión e Invarianza Astolfi et al. (2008).

3.2 Control de altura en modo cuatrirotor CAMC

Para el control de altura en modo cuatrirotor se considera el siguiente modelo

$$\begin{aligned}\dot{\tilde{h}} &= -w c_\theta \\ \dot{w} &= g c_\theta + \mathbf{w}(t) - \frac{T_T}{m}\end{aligned}\quad (6)$$

dónde $\tilde{h} = h - h_d$ con h la altura medida por el barómetro, h_d la altura deseada constante. Además, $\mathbf{w}(t)$ modela los términos de origen aerodinámico. Se propone la siguiente ley de control

$$T_T = m\left(-k_p\tilde{h} + k_d\left(\dot{w} - \gamma_1\tilde{h}\right) + \hat{\mathbf{w}} - \gamma_2\left(\dot{w} - \gamma_1\tilde{h}\right)\right)\quad (7)$$

dónde k_p , k_d , γ_1 y γ_2 son ganancias y

$$\begin{aligned}\dot{\tilde{w}} &= g c_\theta + \hat{\mathbf{w}} - \gamma_2\left(\dot{w} - \gamma_1\tilde{h}\right) - T_T/m + \gamma_1\left(\dot{w} - \gamma_1\tilde{h}\right) c_\theta \\ \dot{\hat{\mathbf{w}}}&= \gamma_2\left(g c_\theta + \hat{\mathbf{w}} - \gamma_2\left(\dot{w} - \gamma_1\tilde{h}\right) - T_T/m\right)\end{aligned}\quad (8)$$

es un estimador para la perturbación \mathbf{w} y un observador para la velocidad vertical w basado en Mendoza-Soto et al. (2019).

El sistema dinámico en la ecuación (6) en lazo cerrado con el controlador dinámico (7)-(8) es

$$\begin{aligned}\dot{\tilde{h}} &= -w c_\theta \\ \dot{w} &= k_p\tilde{h} - k_d w + k_d\tilde{w} + \hat{\mathbf{w}} \\ \dot{\tilde{w}} &= \hat{\mathbf{w}} + \gamma_1\tilde{w} c_\theta \\ \dot{\hat{\mathbf{w}}}&= -\gamma_1\gamma_2\tilde{w} c_\theta + \hat{\mathbf{w}}\end{aligned}\quad (9)$$

con

$$\begin{aligned}\tilde{w} &= w - \hat{w} + \gamma_1\tilde{h} \\ \hat{\mathbf{w}} &= \mathbf{w} - \hat{\mathbf{w}} + \gamma_2\left(\dot{w} - \gamma_1\tilde{h}\right)\end{aligned}$$

3.3 Control de velocidad longitudinal en modo cuatrirotor CVMC

El control de velocidad longitudinal en modo cuatrirotor funciona durante la transición de modo cuatrirotor a modo ala fija. La velocidad de referencia es la velocidad de desplome del ala. En esta configuración se utiliza el motor para modo aeronave de ala fija por lo que se tiene un cuatrirotor sobre actuado. Debido a que la aeronave no

tiene un freno aerodinámico para disminuir su velocidad se utilizará el ángulo de cabeceo θ como entrada de control, por lo que al frenar la aeronave incrementará la altura de vuelo. Para incrementar la velocidad se utilizará el acelerador δ_T . Para el diseño del algoritmo de control se considera el modelo siguiente

$$\dot{u} = -g s_\theta + \mathbf{u}(t) + \kappa g \delta_T \quad (10)$$

con $\mathbf{u}(t)$ una perturbación que incluye los términos no considerados respecto al modelo en (1).

Se propone el siguiente algoritmo de control.

$$\delta_T = \begin{cases} \frac{1}{\kappa g}(-k_{p_u}\tilde{u} + g s_\theta - \hat{\mathbf{u}} - \sigma_1 u), & \text{si } u_d > u \\ 0, & \text{si } u_d < u \end{cases}$$

$$\dot{\hat{\mathbf{u}}} = -\sigma_1(-g s_\theta + \hat{\mathbf{u}} + \sigma_1 u + \kappa g \delta_T)$$

con k_{p_u} y σ_1 ganancias positivas, $\tilde{u} = u - u_d$ y u_d la velocidad deseada. Cuando $u_d < u$, se envía la siguiente referencia para el ángulo de cabeceo al controlador de orientación en modo cuatrirotor

$$\theta_d = \arcsin\left(\frac{-k_{p_u}\tilde{u} - \hat{\mathbf{u}} + \sigma_1 u}{g}\right)$$

3.4 Control de velocidad longitudinal en modo ala fija CVMAF

En la transición de ala fija a cuatrirotor, la velocidad debe disminuir a la velocidad de desplome del ala, en este punto se activan los controles de orientación y de altura en modo cuatrirotor. Para el diseño de este algoritmo de control se considera el siguiente modelo

$$\begin{aligned}\frac{\dot{u}}{g} &= -s_\theta + \mathbf{u}_f(t) + \kappa \delta_T \\ \dot{\theta} &= q\end{aligned}\quad (11)$$

$$\dot{q} = \mathbf{q} \frac{S\bar{c}}{I_{yy}} (C_m(\cdot) + C_{m_{s_e}} \delta_e)$$

con $\mathbf{u}_f(t)$ una señal que modela las partes no considerada respecto al modelo en (1). Se propone el siguiente algoritmo de control

$$\begin{aligned}\delta_T &= \frac{1}{\kappa} \left(-\hat{\mathbf{u}}_f - \sigma_2 \frac{u}{g} + \bar{\delta}_T \right) \\ \dot{\hat{\mathbf{u}}}_f &= -\sigma_2 \left(-s_\theta + \hat{\mathbf{u}}_f + \sigma_2 \frac{u}{g} + \bar{\delta}_T \right)\end{aligned}\quad (12)$$

con σ_2 una ganancia,

$$\begin{aligned}\bar{\delta}_T &= \frac{1}{1 + k_{p_h}} \left(k_{p_h}(2s_\theta + \frac{k_v}{g}\tilde{u}) + k_{i_h}\eta_1 \right), \\ \dot{\eta}_1 &= -\bar{\delta}_T + 2s_\theta + \frac{k_v}{g}\tilde{u},\end{aligned}\quad (13)$$

k_{p_h} , k_{i_h} , k_v ganancias de control y

$$\begin{aligned}\delta_e &= -k_p s_\theta - k_d q + k_{p_l} \left(-\bar{\delta}_T + \frac{k_v}{g}\tilde{u} \right) + k_{i_l}\eta_2 \\ \dot{\eta}_2 &= -\bar{\delta}_T + \frac{k_v}{g}\tilde{u}\end{aligned}\quad (14)$$

con k_p , k_d , k_{p_l} y k_{i_l} ganancias de control. La dinámica en lazo cerrado queda como

$$\begin{aligned}
 \frac{\dot{u}}{g} &= -s_\theta + \tilde{\mathbf{u}}_f + \bar{\delta}_T \\
 \dot{\theta} &= q \\
 \dot{q} &= \mathbf{q} \frac{S\bar{c}}{I_{yy}} \left(C_m(\cdot) + C_{m\delta_e} (-k_p s_\theta - k_d q \right. \\
 &\quad \left. + k_{p_i} \left(-\bar{\delta}_T + \frac{k_v}{g} \tilde{u} \right) + k_{i_i} \eta_2 \right) \\
 \dot{\eta}_1 &= -\bar{\delta}_T + 2s_\theta + \frac{k_v}{g} \tilde{u} \\
 \dot{\eta}_2 &= -\bar{\delta}_T + \frac{k_v}{g} \tilde{u} \\
 \dot{\tilde{\mathbf{u}}}_f &= -\sigma_2 \tilde{\mathbf{u}}_f + \dot{\mathbf{u}}_f
 \end{aligned} \tag{15}$$

Puede verificarse que si $\dot{\tilde{\mathbf{u}}}_f = 0$ el único punto de equilibrio de (15) incluye a $\tilde{\mathbf{u}} = 0$. A partir de la aproximación lineal de (15) se pueden determinar las ganancias para garantizar estabilidad local. El controlador definido en (12)-(14) se basa en la técnica de control total de la energía descrito en Lambregts (1984) en el caso lineal y en Brigido-González and Rodríguez-Cortés (2016) para el caso no lineal.

4. MÁQUINA DE ESTADOS

Se propone combinar la acción de los controladores descritos en la Sección 3 utilizando una máquina de estados finita. Los estados del autómata son Sipser (1996)

$$\mathcal{Q} = \{\mathbf{AMC}, \mathbf{MC}, \mathbf{TCAF}, \mathbf{MAF}, \mathbf{T AFC}\}$$

con **AMC** el aterrizaje en modo cuatrirotor, **MC** la operación en modo cuatrirotor, **TCAF** transición de modo cuatrirotor a ala fija, **MAF** operación en modo ala fija y **T AFC** transición de modo ala fija a cuatrirotor. El alfabeto del autómata está definido por las posiciones binarias de dos canales del radio control y la comparación de la velocidad longitudinal con la velocidad de desplome del ala fija u_D . Por lo tanto,

$$\Sigma = \{T_{11}, T_{12}, T_{21}, T_{22}, u > u_D, u < u_D\}$$

El diagrama de estados en la Figura 2 representa las transiciones en el autómata.

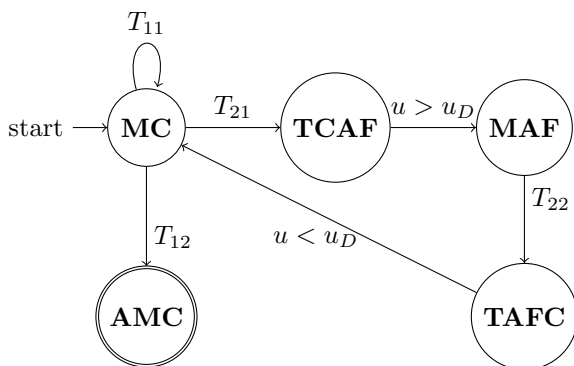


Figura 2. Diagrama de estados.

La Figura 3 muestra la asignación de los mandos de la aeronave y los canales de transición, despegue y aterrizaje en el radio control. Durante los estados **AMC** y **MC** el



Figura 3. Colocación de mandos en el radio control.

controlador **COMC** regula la orientación de la aeronave, el piloto puede enviar referencias para los ángulos de alabeo y cabeceo así como para la velocidad de guiñada. Mientras que el control **CAMC** regula la altura de la aeronave. En el estado **TCAF** operan los controladores **COMC**, **CAMC** y **CVMC**. En el estado **MAF** el piloto tiene control total de la aeronave. En el estado **T AFC** el control **CVMAF** regula la velocidad y el ángulo de cabeceo de la aeronave. Finalmente, durante el estado **AMC** funcionan los controles **COMC** y **CAMC**.

5. RESULTADOS DE SIMULACIÓN

Los algoritmos de control propuestos y el autómata se validan en una co simulación entre X-Plane Thomas (Retrieved February 25, 2022) y Matlab-Simulink. Estos resultados numéricos pueden considerarse tan sólo un paso por detrás de los resultados experimentales, pues el simulador de vuelo obtiene el modelo dinámico haciendo análisis CFD (Computational Fluid Dynamics) simplificado. La aeronave se modela utilizando la aplicación Plane Maker de X-Plane. Las características principales de la aeronave se muestran en la Tabla 1. Se simula el sigu-

Parámetro	Valor	Parámetro	Valor
b	2.17m	S	1.32m ²
m	22.67kg	\bar{c}	0.45m
ℓ_1	0.65m	ℓ_2	0.8m

Tabla 1. Parámetros físicos del QuadPlane

iente perfil de vuelo. La aeronave despegue y se mantiene por un tiempo en modo cuatrirotor, se modifica el estado del canal T_{11} del radio control para iniciar la transición de modo cuatrirotor a modo ala fija, en la cual debe alcanzar la velocidad de desplome, misma que fue calculada como en McClamroch (2011). El piloto comanda la aeronave y después de unos segundos activa la segunda posición del canal T_{11} para indicar la transición ala fija a cuatrirotor. Finalmente, el piloto activa la segunda posición del canal T_{21} para aterrizar a la aeronave. La posición de la aeronave puede observarse en la Figura 4. La Figura 5 muestra la evolución en el tiempo de lenguaje definido por los canales binarios del radio control. En particular, pueden observarse las indicaciones de despegue y aterrizaje así

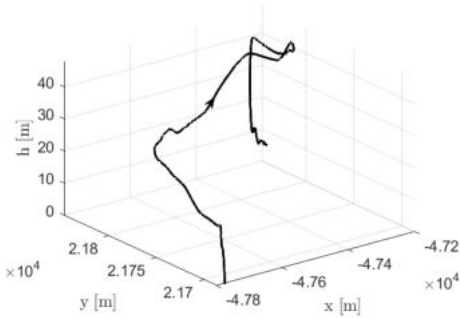


Figura 4. Trayecto de la aeronave.

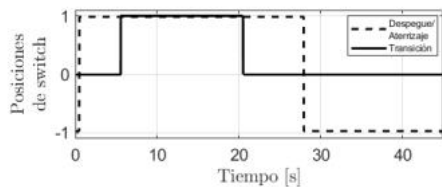


Figura 5. Evolución de los canales binarios.

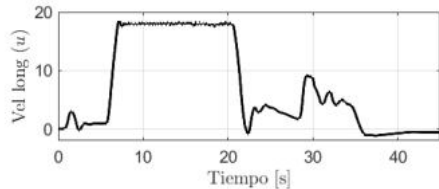


Figura 6. Evolución de la velocidad longitudinal (u) de la aeronave.

como las transiciones, cabe aclarar que el canal utilizado para el despegue y aterrizaje tiene dos posiciones, las cuales son $[-1,1]$, con -1 el aterrizaje, y 1 el despegue. Por otro lado, el canal utilizado para la transición tiene también dos posiciones, pero estas son $[0,1]$, con 0 la transición de ala fija a cuatrorotor, y con 1 la transición de cuatrorotor a ala fija. La Figura 6 muestra la velocidad longitudinal u de la aeronave. Se notan los cambios de velocidad bruscos al rededor del segundo 6 y del segundo 20, esto debido a que es cuando se modifica el canal de transición. El video de la simulación se puede ver en el siguiente enlace de youtube: <https://youtu.be/vqJS-ZlkTsQ>.

6. CONCLUSIONES

Este trabajo presenta el diseño de algoritmos de control para operar una aeronave de tipo QuadPlane en diferentes configuraciones y una estrategia para combinar estos algoritmos, basada en un autómatas. El autopiloto se valida en una co simulación, corriendo el control en Matlab/Simulink, mientras que el modelo dinámico es simulado en X-Plane. Queda como parte de trabajo futuro la prueba de estabilidad de la dinámica en lazo cerrado generada por la aeronave en lazo cerrado con la máquina de estados.

REFERENCIAS

- Astolfi, A., Karagiannis, D., and Ortega, R. (2008). *Nonlinear and Adaptive Control with Applications*, volume 187. Springer.
- Brigido-González, J. and Rodríguez-Cortés, H. (2016). Experimental validation of an adaptive total energy control system strategy for the longitudinal dynamics of a fixed-wing aircraft. *Journal of Aerospace Engineering*, 29(1), 04015024.
- Coates, E.M. and Fossen, T.I. (2021). Geometric reduced-attitude control of fixed-wing uavs. *Applied Sciences*, 11(7). doi:10.3390/app11073147. URL <https://www.mdpi.com/2076-3417/11/7/3147>.
- Ducard, G.J. and Allenspach, M. (2021). Review of designs and flight control techniques of hybrid and convertible vtol uavs. *Aerospace Science and Technology*, 118, 107035. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107035>. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963821005459>.
- Karsies, H. and Wagter, C.D. (2022). Extended incremental non-linear control allocation (xınca) for quadplanes. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 14, 17568293211070825. doi: 10.1177/17568293211070825. URL <https://doi.org/10.1177/17568293211070825>.
- Lambregts, A. (1984). Functional integration of vertical flight path and speed control using energy principles. *NASA Langley Research Center NASA Aircraft Controls Research*, 1983.
- Lee, T., Leok, M., and McClamroch, N.H. (2017). Global formulations of lagrangian and hamiltonian dynamics on manifolds. *Springer*, 13, 31.
- Mathur, A. and Atkins, E.M. (2021). *Design, Modeling and Hybrid Control of a QuadPlane*. doi:10.2514/6.2021-0374. URL <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2021-0374>.
- McClamroch, N.H. (2011). *Steady Aircraft Flight and Performance*. Princeton University Press.
- Mendoza-Soto, J.L., Corona-Sánchez, J.J., and Rodríguez-Cortés, H. (2019). Quadcopter path following control: a maneuvering approach. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 93, 73–84.
- Morelli, E.A. and Klein, V. (2016). *Aircraft system identification: theory and practice*, volume 2. Sunflyte Enterprises Williamsburg, VA.
- Nguyen, T.T., Van Vu, D., Mai, S.X., and Thanh Nguyen, D. (2022). An energy-effective altitude controller of a pusher-type hybrid uav in transition phases. In *2022 International Electrical Engineering Congress (iEECON)*, 1–4. doi:10.1109/iEECON53204.2022.9741666.
- Sanchez-Rivera, L.M., Lozano, R., and Arias-Montano, A. (2020). Transition flight dynamics of a dual tilt-wing uav. In *2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 862–866. doi:10.1109/ICUAS48674.2020.9214061.
- Sipser, M. (1996). Introduction to the theory of computation. *ACM Sigact News*, 27(1), 27–29.
- Thomas, P. (Retrieved February 25, 2022). *X-Plane Blockset*. MATLAB Central File Exchange. URL <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/76028-x-plane-blockset>.
- Wang, K., Ke, Y., Lai, S., Gong, K., Tan, Y., and Chen, B.M. (2017). Model-based optimal auto-transition and control synthesis for tail-sitter uav kh-lion. In *2017 13th IEEE International Conference on Control & Automation (ICCA)*, 541–547. doi: 10.1109/ICCA.2017.8003118.
- Wingtra (Accesada el 28 de junio de 2023). *A mapping drone for fast and accurate surveying data every time*. URL <https://wingtra.com/mapping-drone-wingtraone/#intro>.
- Zhao, H., Xia, Y., Ma, D., Hao, C., and Yu, F. (2022). Active disturbance rejection altitude control for a quadplane. In L. Yan, H. Duan, and X. Yu (eds.), *Advances in Guidance, Navigation and Control*, 329–342. Springer Singapore, Singapore.