

Estudio del desarrollo de las aeronaves tilt-rotor

Study of the development of Tilt-rotor aircraft

Víctor Gabriel **Sánchez Meza**¹, Alberto **Luviano Juárez**²
Yair **Lozano Hernández**³, Jaime **González Sierra**⁴

Instituto Politécnico Nacional, Unidad Profesional Interdisciplinaria en Ingeniería y Tecnologías Avanzadas, MÉXICO

¹ ORCID: 0000-0003-3130-3082 | vsanchezm1301@alumno.ipn.mx

² ORCID: 0000-0001-8790-4165 | aluvianoj@ipn.mx

Instituto Politécnico Nacional, Unidad Profesional Interdisciplinaria en Ingeniería campus Hidalgo, MÉXICO

³ ORCID: 0000-0001-8157-3510 | ylozanoh@ipn.mx

⁴ ORCID: 0000-0001-9141-0061 | jagonzalezsi@ipn.mx

Recibido 09-09-2024, aceptado 31-10-2024.

Resumen

La aeronave de rotor basculante es un diseño híbrido que combina los modos de vuelo de ala fija y ala rotatoria, de esta forma, combina las ventajas de vuelo de los aviones y los helicópteros. En este artículo se presenta la descripción de las aeronaves híbridas en modo de vuelo y el estado del arte del desarrollo de modelos de aeronaves híbridas, y esquemas de control. Se exponen diferentes modelos mecánicos de aeronaves que incluyen mecanismos para la transición de modo de vuelo de ala rotatoria a ala fija y viceversa. También, se formula el modelo matemático empleado comúnmente en los trabajos reportados, así como el planteamiento de algoritmos de control propuestos enfocados en la estabilidad de las aeronaves en su transición de modo de vuelo.

Palabras clave: Tilt-rotor, VANT, control, vuelo híbrido.

Abstract

The tilting rotor aircraft is a hybrid design that combines the fixed -wing flight modes and a rotating wing, thus combines the flight advantages of airplanes and helicopters. This article presents the description of hybrid aircraft in flight mode and the state of the art of the development of hybrid aircraft, and control schemes. Different mechanical models of aircraft are exposed that include mechanisms for the transition of the rotating wing flight to a fixed wing and vice versa. Also, the mathematical model commonly used in the reported works is formulated, as well as the proposed control algorithms approach focused on the stability of the aircraft in their flight mode transition.

Keywords: Tilt-rotor, UAV, control, hybrid flight.

I. INTRODUCCIÓN

El interés por los Vehículos Aéreos No Tripulados (en adelante, *VANT*) ha crecido de manera constante durante los últimos años, no solo en la investigación, sino también desde un punto de vista comercial y militar [1]. En México, se ha manifestado un interés en este tipo de tecnología, tanto en empresas privadas como públicas, para la vigilancia aérea, fotografía aérea, protección costera y el monitoreo forestal [2].

Existen distintas plataformas en uso que pueden dividirse en dos clases: ala rotatoria y de ala fija, con diferentes ventajas y desventajas inherentes, por ejemplo, flexibilidad, carga útil y facilidad de uso [3]. Las diferencias principales son la maniobrabilidad y agilidad de los vehículos de ala rotatoria como cuadrotores y helicópteros convencionales. Estos pueden mantenerse en vuelo estacionario y no requieren de una pista para el despegue y aterrizaje. Por otro lado, los vehículos de ala fija tienen la capacidad de producir fuerzas de sustentación inducidas por la velocidad del aire, también, operan de manera eficiente en vuelo avance frontal de alta velocidad manteniendo un menor consumo energético en comparación con los de ala rotatoria [4], [5].

En adición, existen aeronaves de alas basculantes conocidas como *Tilt-rotor*, son un diseño híbrido de ala fija y de ala rotatoria un ejemplo de estos es mostrado en la Figura 1. Estas aeronaves combinan las ventajas de ambos modos de vuelo y de esta forma tiene la capacidad de despegar y aterrizar verticalmente y mantener el vuelo estacionario como un helicóptero, también tiene la velocidad y el alcance de un avión [6]. Estas características hacen de los aviones de rotor basculante un punto de acceso de investigación durante los últimos años [7], [8] [9].



Fig. 1. VANT Tilt-rotor [6].

En específico, el Tilt-rotor representa un reto importante en el área de control automático, debido a que es un sistema multivariable con dinámica no lineal y compleja. La dinámica propia del Tilt-rotor requiere del estudio de algoritmos de control para su posicionamiento y mantener la estabilidad, especialmente en las etapas de transición de modo de vuelo las cuales suelen ser maniobras agresivas. En la actualidad, el diseño de controladores para aeronaves tipo Tilt-rotor se centra en el estudio por separado de la dinámica de un avión de ala fija y de un helicóptero, siendo común encontrar modelos obtenidos a partir de la dinámica del cuerpo rígido del VANT, excluyendo la presencia de efectos aerodinámicos. Sin embargo, lo anterior no soluciona los problemas presentes durante la fase crítica de vuelo.

De lo anterior, el diseño de los esquemas de control ante perturbaciones exógenas para realizar el despegue/aterrizaje y transición de modo de vuelo en los Tilt-rotos continúa siendo una oportunidad de desarrollo en la investigación. En este artículo, se pretende exponer los diferentes modelos mecánicos de aeronaves híbridas que permiten generar la combinación de ambos modos de vuelo. También, se expone el modelo matemático generalizado que define la dinámica de una aeronave sobre de un marco de referencia de cuerpo fijo. Además, se presentan algunos esquemas de control documentados con propiedades significativas en posicionamiento y estabilidad de la aeronave. De esta forma, se pretende exponer los avances alcanzados y las áreas de oportunidad disponibles para su desarrollo e investigación de las aeronaves híbridas.

La estructura de este trabajo está organizada por la sección 2 que presenta una descripción de los VANT híbridos en modo de vuelo, mientras que la sección 3 muestra algunos desarrollos de prototipos de VANT Tilt-rotor que han sido funcionales para sus pruebas de vuelo. Por otra parte, sección 4 muestra el modelo matemático de forma general que representa la dinámica del VANT Tilt-rotor. En adición, la sección 5 detalla algunos esquemas de control empleados principalmente para la estabilidad de rotación del VANT.

II. DESCRIPCIÓN DE LOS VANT HÍBRIDOS

3

Los VANT híbridos son aeronaves con la capacidad de migrar en su forma de vuelo, es decir, pasar de un vuelo de ala rotatoria a un modo de vuelo de ala fija y/o viceversa, incluso durante su navegación. Esto le brinda al VANT las propiedades de mantener su vuelo en estado estacionario, planear para mantener el rendimiento y velocidad de un VANT de ala fija, despegar y aterrizar de forma vertical sin la necesidad de tener acceso a una pista de despegue. Existen algunas configuraciones principales en las arquitecturas de las aeronaves híbridas para realizar la transición de tipo de vuelo [10], [7]. Algunas de las arquitecturas de estos VANT son [11]:

- Rotor-wing
- Sistemas duales
- Tilt-wing (*Ala basculante*)
- Tilt-rotor (*Rotor basculante*)

A. Rotor-wing

La arquitectura del rotor-wing, emplea un ala rotativa que gira para proporcionar elevación durante el vuelo vertical y se detiene para actuar como un ala fija durante el vuelo [12]. La Fig. 2 muestra el principio de funcionamiento del Rotor-wing, durante su primera fase de despegue hace rotar las alas del VANT para generar propulsión, posteriormente son detenidas para activar un segundo sistema de propulsión y utilizar las alas detenidas para generar la sustentación [13]. Dicha metodología de diseño fue explotada inicialmente por Sikorsky Aircraft quien desarrolló su primer prototipo integrado con las hélices compuestas de ala en forma de X como se muestran en la Fig. 3 [14]. Más tarde, solo fue investigado por Boeing y el Laboratorio de Investigación Naval en el diseño de dos VANT de ala de rotor, es decir, Dragonfly X-50 y NRL [11], [15].

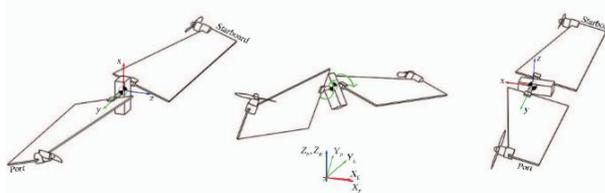


Fig. 2. Principio de operación de Rotor-wing [12].



Fig. 3. Fotografía del Sikorsky X-wing [14].

B. Sistemas duales

Los sistemas duales utilizan dos conjuntos de sistemas de propulsión: uno contiene un rotor (o rotores) montado hacia arriba para la operación vertical y otro adopta propulsores para el vuelo de ala fija. Como el mecanismo de inclinación no es necesario para la transición de modo de vuelo, dicha aeronave, presenta un diseño mecánico simplificado. Sin embargo, durante el vuelo de ala fija, los múltiples rotores no operados para la generación de elevación vertical causan un arrastre aerodinámico adicional debido a su montaje fijo, lo que resulta en una carga adicional a los rotores de propulsión (véase Fig. 4 [16]).

4



Fig. 4. VANT con sistema dual [16].

C. Tilt-wing

Los Tilt-wing generan su transición de modo de vuelo realizando la inclinación parcial o completa del ala junto con el rotor respectivo. Esto implica que las alas estén posicionadas de forma vertical cuando el VANT toma un modo de vuelo de ala rotatoria. La transición de modo de vuelo de este VANT tiene complicaciones en los efectos aerodinámicos que generan los vórtices de las ráfagas de viento con la inclinación del ala [16]. Debido a tal desafío, el concepto de diseño de ala de inclinación perdió popularidad hasta el año 2000, cuando la tecnología de fabricación de aviones RC en miniatura maduro y su potencial en el mercado fue impulsada gradualmente por los diseñadores. Durante la última década, se han investigado activamente aeronaves con sistemas de inclinación del perfil alar y se han desarrollado casos representativos que se muestran en la Fig.5 ([17], [18], [19], [20], [21], [22]).



(a) HARVee [17].



(b) AVIGLE [20], [21].



(c) Greased Lightning (GL) VTOL Drone [18].



(d) AT-10 Responder [22].



(e) Quad Tilt Wing (QTW) VTOL [19].



(f) SUAVI [16].

Fig. 5. Modelos de VANT Tilt-wing.

5



(a) Fotografía del modelo Bell Eagle [23].



(b) Fotografía del modelo Tilt-rotor V-22 Osprey [23].

Fig. 6. Modelos Tilt-rotores con 2 rotores.



a) Fotografía del modelo delta con 3 rotores [24].



(b) Fotografía del modelo con 4 rotores [11].

Fig. 7. Tilt-rotores con 3 y 4 rotores.

D. Tilt-rotor

A diferencia del Tilt-wing, el Tilt-rotor realiza la inclinación de los rotores manteniendo las alas fijas, esto genera mayor simplicidad en el mecanismo de inclinación de los rotores y evitando los efectos aerodinámicos causados por la rotación de las alas. Las configuraciones principales de los Tilt-rotores pueden contener dos, tres o cuatro rotores [11]. Los Tilt-rotores de dos rotores posicionan los rotores en las extremidades de las alas. Esta configuración presenta problemas de estabilidad de orientación, pero se ha resuelto colocando mecanismos llamados *platos cíclicos* y *longitudinales*. Estos varían el ángulo de ataque de las palas, así generar los torques de rotación del cuerpo de la aeronave para mantener su estabilidad. El concepto del Tilt-rotor fue introducido por primera vez en 1993 por Bell Helicopter Inc., que se trata como el pionero en el campo de los VANT híbridos bi-rotores [10]. Uno de sus diseños principales es el Bell Eagle que se muestra en la Fig. 6(a); este diseño es la versión no tripulada del avión híbrido tripulado V-22 Osprey que se muestra en la Fig. 6(b) [23].

Por otra parte, los Tilt-rotores de tres y cuatro propulsores en generalmente utilizan el tercer y en su caso el cuarto rotor como un estabilizador de orientación evitando el uso de los platos cíclicos y longitudinales como se muestra en la Fig. 7 [24], [11].

De lo anterior, el Tilt-rotor de dos rotores es la aeronave que ha presentado mayor desarrollo particularmente los modelos Bell Eagle y V-22 Osprey ya que incluso estos modelos han sido comercializados con funciones prácticas [10], [11], [23]. Además, esta configuración presenta menos efectos aerodinámicos al mantener el perfil alar fijo en su transición de modo de vuelo [16]. Mientras que las demás configuraciones de VANT híbridas solo se han desarrollado a nivel prototipo con objeto de estudio para el mejoramiento de sus funcionalidades.

III. DESARROLLOS EN MODELOS MECÁNICOS DEL TILT-ROTOR.

En cuanto al diseño de VANT Tilt-rotor de tres rotores, en [25] se presenta un diseño (véase Fig. 8(a)) donde el material utilizado para la construcción del marco del cuerpo es el aluminio, que en forma de varillas y barras huecas ofrece resistencia y flexibilidad. Una consideración importante para el proceso de diseño que se presenta es reducir las vibraciones inducidas por el rotor tanto como sea posible. Los autores mencionan que, si bien las vibraciones de alta frecuencia son rechazadas de manera eficiente por las vibraciones filtradas de baja frecuencia de alta amplitud de la unidad de medición inercial, conducen a los datos de sensores calibrados ruidosos y a la deriva de las estimaciones de actitud del sistema informadas.

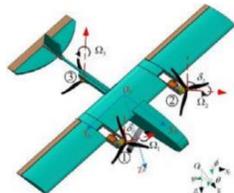
Por otra parte, en [26] se presenta un diseño del Tilt-rotor con una estructura de ala delta ilustrado en la Fig. 8(b), los autores muestran el mecanismo de inclinación de los rotores realizando el estudio de los esfuerzos del mecanismo por medio de SolidWorks. Las consideraciones de diseño fueron las siguientes: capacidad de acoplarse a los tubos sobre los que se montan los rotores frontales; capacidad de ensamblarse con el servomotor seleccionado; y capacidad de rotar por lo menos 90° una vez montada. De forma similar, en [27] se presenta un diseño basado en el Bell-Boeing V-22 Osprey mostrado en a Fig. 8(c).



(a) Fotografía del modelo presentado en [25].



(b) Fotografía del modelo presentado en [26].



(c) Ilustración del modelo presentado en [27].



(d) Fotografía del modelo presentado en [28].

Fig. 8 Modelos de Tilt-rotor.

En adición, la comercializadora *Bannana Hobby* tiene a la venta un prototipo a escala del *Bell-Boeing V-22*, elaborado con un material de espuma de poliuretano [28] (véase Fig. 8(d)). El diseño está conformado por dos rotores principales con hélices fijas y un rotor de cola para compensar la falta de los platos cíclicos y longitudinales, de este modo, ser capaz de generar efectos de cabeceo de la aeronave.

IV. MODELADO MATEMÁTICO DEL TILT-ROTOR

En cuanto al modelado matemático, en [4], [26], [29] se desarrolla el modelado dinámico de los VANT tilt-rotor de dos y tres rotores contemplando ambas formas de vuelo. El modelado es desarrollado por el formulismo de Newton-Euler y puede representarse por la siguiente ecuación:

7

$$\begin{aligned}
 \dot{v}_{xm} &= (\dot{\psi}_m v_{ym} - \dot{\theta}_m v_{zm}) + g \sin(\theta) + \frac{U_x}{m} + \frac{F_{Ax}}{m} \\
 \dot{v}_{ym} &= (\dot{\phi}_m v_{zm} - \dot{\psi}_m v_{xm}) - g \cos(\theta) \sin(\phi) \\
 \dot{v}_{zm} &= (\dot{\theta}_m v_{zm} - \dot{\phi}_m v_{ym}) - g \cos(\theta) \sin(\phi) + \frac{U_z}{m} + \frac{F_{Az}}{m} \\
 \ddot{\phi}_m &= \frac{(I_{yy} - I_{zz}) \dot{\theta}_m \dot{\psi}_m}{I_{xx}} - \frac{J_{prop} \dot{\theta}_m (\omega_{rp} + \omega_{lp})}{I_{xx}} + \frac{U_\phi}{I_{xx}} + \frac{\tau_{A\phi}}{I_{xx}} \\
 \ddot{\theta}_m &= \frac{(I_{zz} - I_{xx}) \dot{\psi}_m \dot{\phi}_m}{I_{yy}} - \frac{J_{prop} \dot{\phi}_m (\omega_{rp} + \omega_{lp})}{I_{yy}} + \frac{U_\theta}{I_{yy}} + \frac{\tau_{A\theta}}{I_{yy}} \\
 \ddot{\psi}_m &= \frac{(I_{yy} - I_{zz}) \dot{\phi}_m \dot{\theta}_m}{I_{zz}} + \frac{U_\psi}{I_{zz}} + \frac{\tau_{A\psi}}{I_{zz}}
 \end{aligned} \tag{1}$$

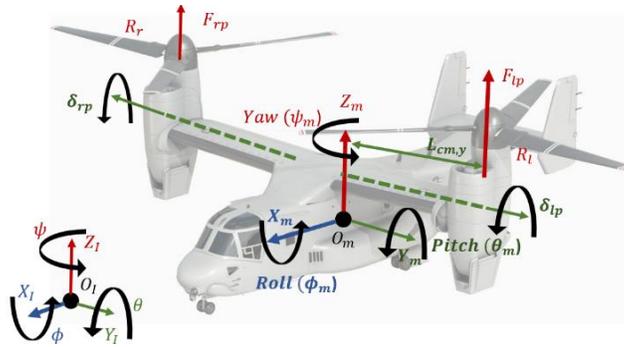


Fig. 9 Marcos de referencia inercial y de cuerpo fijo.

donde, $v_{xm}, v_{ym}, v_{zm}, \phi_m, \theta_m, \psi_m$ son las variables de velocidad de desplazamiento y rotación variantes en tiempo y proyectadas sobre de un marco de cuerpo fijo como se muestra en la Fig. 9. U_x, U_z son las fuerzas generadas por los rotos incidiendo sobre del eje x_m y z_m . Mientras que U_ϕ, U_θ y U_ψ son los torques de rotación generados por las relaciones de los rotos. Finalmente, las fuerzas F_A y τ_A son las sumas de las fuerzas de arrastre y sustentación definidas por el perfil alar y la incidencia del viento.

Además, las fuerzas generadas por los rotos ($U_x, U_z, U_\phi, U_\theta$ y U_ψ) y del perfil alar ($F_{Ax}, F_{Az}, \tau_{A\phi}, \tau_{A\theta}$ y $\tau_{A\psi}$) dependen directamente del diseño y configuración del sistema. En particular al modelo de la Fig. 9, las fuerzas generadas por los rotos se pueden definir como:

$$U_x = k_{rp} \omega_{rp}^2 \sin(\delta_{rp}) + k_{lp} \omega_{lp}^2 \sin(\delta_{lp}) \tag{2}$$

$$U_z = k_{rp} \omega_{rp}^2 \cos(\delta_{rp}) + k_{lp} \omega_{lp}^2 \cos(\delta_{lp}) + k_{tp} \omega_{tp}^2 \tag{3}$$

$$U_\phi = -k_{rp} \omega_{rp}^2 L_{cm,y} \cos(\delta_{rp}) + k_{lp} \omega_{lp}^2 L_{cm,y} \cos(\delta_{lp}) \tag{4}$$

$$U_\theta = k_{rp} \omega_{rp}^2 (L_{cm,z} \sin(\delta_{rp}) + L_{cm,x} \cos(\delta_{rp})) + k_{lp} \omega_{lp}^2 (L_{cm,z} \sin(\delta_{lp}) + L_{cm,x} \cos(\delta_{lp})) + k_{tp} \omega_{tp}^2 L_{cm,t} \tag{5}$$

$$U_\psi = -k_{rp} \omega_{rp}^2 L_{cm,y} \sin(\delta_{rp}) + k_{lp} \omega_{lp}^2 L_{cm,y} \sin(\delta_{lp}) \tag{6}$$

siendo, k_{rp} , k_{lp} y k_{tp} ganancias de fuerza del rotor derecho, izquierdo y trasero respectivamente, ω_{rp} , ω_{lp} y ω_{tp} , las velocidades de rotación de los rotores, δ_{rp} y δ_{lp} los ángulos de inclinación de los rotores considerando un ángulo 0 en posición vertical. $L_{cm,x}$, $L_{cm,y}$, $L_{cm,z}$ y $L_{cm,t}$ son las distancias de los rotores al centro de masa de la aeronave.

Dado la presencia de dinámicas no lineales acopladas en los 6 grados de libertad del sistema (1) dificulta el diseño de los esquemas de control por lo que en su mayoría se utilizan metodologías de linealización y de observadores que ayudan a realizar la compensación de perturbaciones y fenómenos no modelados [6], [30], [31].

∞

V. DISCUSIÓN DE ESQUEMAS DE CONTROL

Referente a los algoritmos de control, en [6] se determina que el cambio del ángulo de inclinación y la velocidad de vuelo hacia adelante durante el modo de transición de vuelo. De lo anterior, realizan el diseño de un algoritmo de control backstepping para la estabilización de los tres ángulos de orientación de un VANT tilt-rotor de dos rotores. Los autores consideran el estado $x_1 = [\phi \ \theta \ \psi]^T$, $x_2 = [p \ q \ r]^T$, donde x_2 representa la tasa de cambio de los ángulos ϕ , θ y ψ ; $u = [\delta_{ail} \ \delta_{hor} \ \delta_{ver}]^T$ se define como la entrada de control. Se define la superficie del error como $z_1 = x_1 - y_d$, $z_2 = x_2 - x_{2d}$, y_d es el valor deseado de x_1 , de este modo la derivada de z_1 es tal que:

$$\dot{z}_1 = f_{11}(x_1)k + x_2 + \Delta_1(x_1, t) - \dot{y}_d \quad (7)$$

con, k es un parámetro desconocido derivado de los efectos aerodinámicos y $\Delta_1(x_1, t)$ es un parámetro de la dinámica no modelada. Mediante el análisis de Lyapunov se determina la relación:

$$\lambda \dot{x}_{2d} + x_{2d} = \bar{x}_{2d}, \quad x_{2d}(0) = \bar{x}_{2d}(0); \quad (8)$$

donde, $\lambda > 0$ es el parámetro de ajuste [6].

De lo anterior, los autores presentan las simulaciones de estabilidad de los estados x_1 y x_2 considerando una altura de 6.4 ft y una velocidad de viento de 337 ft/s.

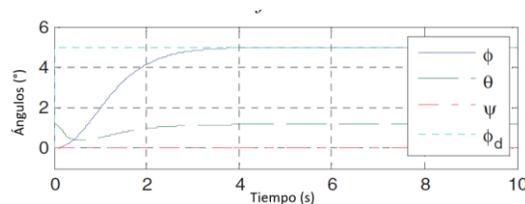


Fig. 10 Simulación de estabilidad y posicionamiento de ϕ con el control backstepping.

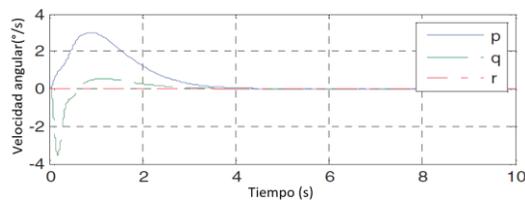


Fig. 11 Simulación de velocidades angulares con control backstepping.

En [6] se concluye que el backstepping necesita usar un algoritmo recursivo para llevar a cabo la derivación al control virtual, por lo que puede causar una “indeterminación diferencial” que hace que el controlador sea muy complejo. Esta desventaja es más prominente en el sistema de orden superior como los aviones de rotor basculante. Sin embargo, [6] solo se realiza la estabilización de los ángulos de inclinación manteniendo las velocidades de traslación constantes limitando el control de posicionamiento de la aeronave.

Además, en [30] diseñan un control por retroalimentación de estados para el control de altura variando el ángulo de los rotores de un VANT Tilt-rotor de dos rotores principales, el esquema de control planteado se ilustra en la Fig. 12. El sistema de control de vuelo incluye tres bucles: el bucle interno es el bucle de aumento que se utiliza para mejorar la estabilidad del sistema; El bucle intermedio es la bruja del circuito de control de actitud para ajustar el ángulo de actitud del VANT Tilt-rotor; El bucle exterior es el bucle de control de altitud. Función de rendimiento cuadrado para la ecuación (1) de la siguiente manera:

$$J = \frac{1}{2} X^T F x(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} [X^T Q X + U^T R U] dt \quad (9)$$

donde, X es el vector $[V_x V_z \theta \dot{\theta}]^T$, con V_x y V_z define las velocidades en x y y respectivamente, θ es el ángulo de pitch. Por otra parte, la ecuación hamiltoniana se compone por:

$$H(X, U, \lambda) = \frac{1}{2} [X^T Q X + U^T R U] + \lambda^T [A X + B U] \quad (10)$$

De este modo, en [30] se propone el controlador como de la forma:

$$U = -R^{-1} B \lambda \quad (11)$$

y

$$\lambda = P X \quad (12)$$

La matriz P es la respuesta a la ecuación de Riccati $A^T P + P A - P B R^{-1} B^T P - Q = 0$.

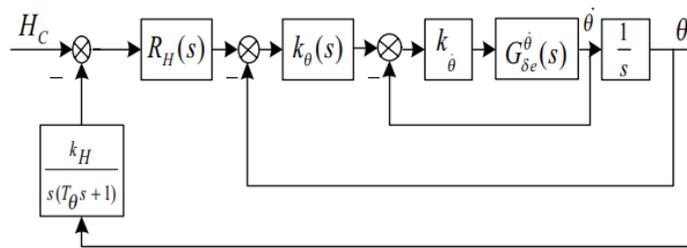


Fig. 12. Esquema de control propuesto en [30].

De lo anterior, el sistema propuesto del sistema linealizado con un ángulo de inclinación de las góndolas de -45° definido por las matrices A , B y C son:

$$A = \begin{bmatrix} -0.3644 & 0.0498 & -9.81 & 8.86 \\ 0.2314 & -1.093 & 0 & 97.96 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0.068 & -0.1067 & 0 & -1.915 \end{bmatrix} \quad (13)$$

10

$$B = \begin{bmatrix} 5.401 \\ 6.198 \\ 0 \\ -2.675 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

R se define como 1 y $Q = [100 \ 10 \ 80 \ 90]^T$. Así la acción de control resultante resulta.

$$U = 111.64 (\theta - \theta_d) + 1.65 \dot{\theta} \quad (16)$$

La respuesta de la simulación del sistema en la altitud e inclinación del VANT se ilustra por las Figs. 13 y 14.

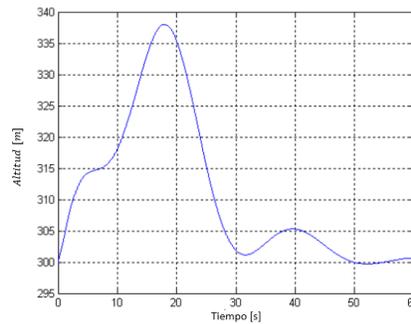


Fig. 13. Respuesta de simulación en la altitud con un valor deseado de 300 m [30].

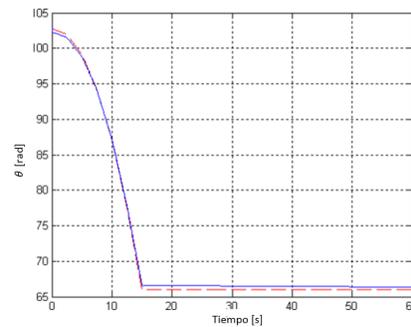


Fig. 14. Respuesta de estabilidad del ángulo de pitch [30].

Similarmente, en [31] se presenta el control de uno de los seis grados de libertad de un VANT Tilt-rotor de tres rotores consiguiendo únicamente la estabilización de estos. En primer lugar, se adopta el Algoritmo Genético (GA), que posee una fuerte capacidad en la búsqueda de óptimo global, para identificar una solución gruesa. En segundo lugar, la solución gruesa se refina aún más mediante el método Levenberg-Marquardt (LM) para el

óptimo local preciso. El método de acabado innovador combina las ventajas de estos dos algoritmos y se aplica al control del Tilt-rotor en el proceso de transición de despegue de inclinación.

Por otro lado, en [32] se desarrolla un esquema de control de vuelo de conmutación resistente basado en el observador de perturbaciones para un sistema linealizado. En primer lugar, se proporciona el modelo de conmutación cinemática longitudinal lineal de la aeronave, y se diseña la regla de conmutación basada en el tiempo de permanencia promedio. Luego, la perturbación externa es compensada por el observador de perturbaciones diseñada, el método de control H_∞ se usa para suprimir la perturbación limitada por la energía. Además, se introduce el método de control no frágil para reducir el efecto de las perturbaciones de ganancia del controlador. Con la función Lyapunov, las ganancias del controlador se resuelven mediante la caja de herramientas de desigualdad de matriz lineal.

Los trabajos mencionados anteriormente han aportado al diseño, modelado y control teniendo resultados favorables con excepción a los esquemas de control, los cuales son presentados a nivel simulación y aún no son capaces de realizar la navegación autónoma y transición de etapas de vuelo de los VANT Tilt-rotos haciendo uso de un solo esquema de control. Por esto, se puede observar que existen oportunidades de investigación en el diseño de controladores para los VANT Tilt-rotos que permitan la navegación autónoma de la aeronave manteniendo la estabilidad de vuelo en la transición del modo de vuelo. Además, en los trabajos reportados el ángulo de inclinación de los rotores es definido por la etapa de transición de vuelo. Esto limita al esquema de control poder regular la inclinación de los rotores según sea requerido y así optimizar las acciones de control ([32], [33], [34], [35]).

VI. CONCLUSIONES

Las aeronaves Tilt-rotor resultan ser bastantes prácticas permitiendo fusionar las técnicas de vuelo de una aeronave de ala rotatoria y de ala fija. A pesar de proporcionar propiedades de vuelo implica un reto en el desarrollo de los esquemas de control por sus dinámicas no lineales. Se han desarrollado diferentes modelos funcionales de VANTs Tilt-rotor de tres rotores que han permitido realizar experimentaciones de vuelo, para la validación de pruebas de vuelo. De forma similar modelo matemático se puede concentrar en el sistema (1).

En cuanto a los esquemas de control la mayoría de los trabajos reportados documentan trabajos a nivel simulación donde muestran haber logrado mantener la estabilidad los ángulos de rotación de la aeronave mientras que otros trabajos consiguen realizar adicionalmente el seguimiento de trayectoria en la altura del VANT. Esto refleja la oportunidad de desarrollo en ellos esquemas de control de los VANT Tilt-rotor para resolver el seguimiento de trayectorias en el desplazamiento de los tres ejes y estabilidad de rotación del Tilt-rotor. Más aún, el diseño de un esquema de control que defina por sí mismo la inclinación de los rotores en función de las trayectorias de seguimiento ofertaría la adaptabilidad bajo las condiciones de vuelo de forma automática ya que los esquemas de control existentes consideran la inclinación de las góndolas como un factor predefinido.

Del mismo modo, la implementación del esquema de control de forma embebida es un problema para resolver ya que involucra la integración del esquema de control, la instrumentación y la solución de los efectos aerodinámicos siendo un campo con oportunidades de investigación.

AGRADECIMIENTOS

Los autores se encuentran en el Instituto Politécnico Nacional y son quienes expresan su gratitud por el apoyo recibido. Este artículo fue parcialmente respaldado por el Secretaría de Investigación y Posgrado del IPN bajo subvenciones 20240039, 20240693, 200241125 y 20240014. Víctor G. Sánchez Meza es un becario de CONAHCYT (964590) y está agradecido por el apoyo recibido.

REFERENCIAS

- 12
- [1] R. G. Hernández-García, H. Rodríguez-Cortés, "Transition flight control of a cyclic tiltrotor UAV based on the Gain-Scheduling strategy," 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), pp. 951-956, 2015, <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2015.7152383>
 - [2] R. G. Hernández-García, H. Rodríguez-Cortés, "A total energy control system design for the transition phase of a tiltrotor aerial vehicle," IFAC Proceedings Volumes, vol. 46, no. 30, pp. 52-57, 2013, <https://doi.org/10.3182/20131120-3-FR-4045.00043>
 - [3] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, D. Nakazawa, *Autonomous flying robots: unmanned aerial vehicles and micro aerial vehicles*, Springer Science, 2010, <https://link.springer.com/book/10.1007/978-4-431-53856-1>
 - [4] K. Lu, C. Liu, Z. Wang, W. Wang, "Modeling and control of tilt-rotor aircraft," 2016 Chinese Control and Decision Conference (CCDC), pp. 550-553, 2016.
 - [5] R. W. Prouty, *Helicopter performance, stability, and control*, Krieger Publishing Company, 1995.
 - [6] T. Liang, W. Wang, S. Wu and K. Lu, "Nonlinear attitude control of tiltrotor aircraft based on dynamic surface adaptive backstepping," 2017 29th Chinese Control And Decision Conference (CCDC), no. 29, pp. 603-608, 2017.
 - [7] Z. Liu, Y. He, L. Yang, J. Han, "Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 30, no. 1, pp. 135-148, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2016.11.001>
 - [8] L. Young, W. Chung, A. Paris, D. Salvano, R. Young, H. Gao, V. Cheng, K. Wright, "Civil tiltrotor aircraft operations," 11th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference, including the AIAA Balloon Systems Conference and 19th AIAA Lighter-Than, p. 6898, 2011.
 - [9] F. Zhang, L. Ping, T. Jiang, F. Shi, "Research on modeling of the tilt tri-rotor unmanned aerial vehicle's dynamic," DEStech Transactions on Engineering and Technology Research, vol. icmca, 2017. <https://doi.org/10.12783/dtetr/icmca2017/12362>
 - [10] V. D. Quy, L. T. T. Nhung, N. Q. Hung, N. N. Quynh, "Modeling and Controller Design of a Tilt tri-rotor UAV," *Regional Conference in Mechanical Manufacturing Engineering*, pp. 1356-1368, 2021.
 - [11] A. S. Saeed, A. B. Younes, C. Cai, G. Cai, "A survey of hybrid unmanned aerial vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 98, pp. 91-105, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.03.007>
 - [12] W. Gai, J. Zhang, L. Huang, Y. Li, "Transition flight control using adaptive neutral network dynamic inversion for Canard Rotor/Wing UAV," *The 26th Chinese Control and Decision Conference*, pp. 4210-4214, 2014, <https://doi.org/10.1109/CCDC.2014.6852919>
 - [13] J. E. Low, L. T. S. Win, D. S. B. Shaiful, C. H. Tan, G. S. Soh, S. Foong, "Design and dynamic analysis of a Transformable Hovering Rotorcraft (THOR)," 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), pp. 6389-6396, 2017, <https://doi.org/10.1109/ICRA.2017.7989755>
 - [14] B. Handy, *Royal Air Force Aircraft and Weapons*, USA: Ministry of Defense, pp. 8-9, 2023.
 - [15] D. R. Jenkins, T. Landis, J. Miller, *American X-Vehicles: An Inventory X-1 to X-50 Centennial of Flight Edition*, USA: Createspace Independent Publishing Platform, 2003.
 - [16] K. T. Oner, E. Cetinsoy, M. Unel, M. F. Aksit, I. Kandemir, K. Gulez, "Dynamic model and control of a new quadrotor unmanned aerial vehicle with tilt-wing mechanism," *International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision (ICCARV'08)*, vol. 35, pp. 58-63, 2008.
 - [17] J. J. Dickeson, D. Miles, O. Cifdaloz, V. L. Wells, A. A. Rodriguez, "Robust LPV H-infinity gain-scheduled hover-to-cruise conversion for a tilt-wing rotorcraft in the presence of CG variations," 2007 46th IEEE Conference on Decision and Control, New York, USA, pp. 2773-2778, 2007, <https://doi.org/10.1109/ACC.2007.4283148>
 - [18] W. Fredricks, M. Moore, R. Busan, "Benefits of Hybrid Electric Propulsion to Achieve 4x Increase in Cruise Efficiency for a VTOL Aircraft," *AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*, Los Angeles, USA, 2013. Available: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20140001088>
 - [19] K. Muraoka, N. Okada, D. Kubo, "Quad tilt wing vtol uav: Aerodynamic characteristics and prototype flight," *AIAA Infotech@Aerospace Conference*, Seattle, USA, p. 1834, 2009. <https://doi.org/10.2514/6.2009-1834>
 - [20] T. Ostermann, J. Holsten, Y. Dobrev, D. Moormann, "Control concept of a tiltwing uav during low speed manoeuvring," *Proceedings of the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences: ICAS Brisbane*, Australia, vol. 1190, 2012. Available: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/752.PDF
 - [21] J. Holsten, T. Ostermann, Y. Dobrev, D. Moormann, "Model validation of a tiltwing UAV in transition phase applying windtunnel investigations," *Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS2012*, Australia, vol. 2012, pp. 1-10, 2012. Available: <https://www.fsd.rwth-aachen.de/cms/fsd/Forschung/Publikationen/~jpcf/Details/?lidix=1&file=116436>
 - [22] M. Streebly, *IHS Jane's All the World's Aircraft: Unmanned*, USA: IHS Global, 2013.

- [23] S. Yanguo, W. Huanjin, "Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 22, no. 3, pp. 250-256, 2009. [https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(08\)60095-3](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(08)60095-3)
- [24] Y. O. Aktas, U. Ozdemir, Y. Dereli, A. F. Tarhan, A. Cetin, A. Vuruskan, B. Yuksek, H. Cengiz, S. Basdemir, M. Ucar, M. Genctay, A. Yukselen, I. Ozkol, M. Kaya, G. Inalhan, "A low cost prototyping approach for design analysis and flight testing of the TURAC VTOL UAV," *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Orlando, USA, pp. 1029-1039, 2014. <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2014.6842354>
- [25] C. Papachristos, K. Alexis, A. Tzes, "Towards a high-end unmanned tri-tiltrotor: Design, modeling and hover control," *2012 20th Mediterranean Conference on Control & Automation (MED)*, Barcelona, España, pp. 1579-1584, 2012. <https://doi.org/10.1109/MED.2012.6265864>
- [26] E. Paiva, M. Llano, J. Rodas, R. Gregor, J. Rodríguez, M. Gomez, "Design and implementation of a VTOL flight transition mechanism and development of a mathematical model for a tilt rotor UAV," *2018 IEEE international conference on automation/XXIII congress of the Chilean association of automatic control (ICA-ACCA)*, Concepción, Chile, pp. 1-6, 2018. <https://doi.org/10.1109/ICA-ACCA.2018.8609836>
- [27] C. Chen, N. Wang, J. Zhang, G. He, Y. Li, "Plan for the tilt angles of the tilt rotor unmanned aerial vehicle based on gauss pseudospectral method," *2020 13th International Symposium on Computational Intelligence and Design (ISCID)*, Hangzhou, China, pp. 76-80, 2020. <https://doi.org/10.1109/ISCID51228.2020.00024>
- [28] B. Hobby, "BlitzRCWorks Coast Guard VTOL V-22 Osprey RC," [Online]. Available: <https://www.bananahobby.com/5-ch-blitzrcworks-coast-guard-vtol-v-22-osprey-rc-warbird-airplane-arf.html> [Accessed 2024].
- [29] C. Chao, S. Lincheng, Z. Daibing, Z. Jiyang, "Mathematical modeling and control of a tiltrotor UAV," *2016 IEEE International Conference on Information and Automation (ICIA)*, Ningbo, China, pp. 2016-2021, 2016. <https://doi.org/10.1109/ICInfA.2016.7832150>
- [30] F. Yonghua, Y. Jun, "Design of Tiltrotor Flight Control System Using Optical Control," *2007 Chinese Control Conference*, Zhangjiajie, China, pp. 687-691, 2007. <https://doi.org/10.1109/CHICC.2006.4347033>
- [31] X. Wang, J. Chen, Q. Zhang, J. Zhang, H. Cong, "Research on Innovative Trim Method for Tiltrotor Aircraft Take-Off Based on Genetic Algorithm," *Journal of Sensors*, 2020. <https://doi.org/10.1155/2020/8876867>
- [32] Z. An, S. Shao, "Resilient Switching Control of the Tilt-Rotor Aircraft Based on the Disturbance Observer," *2023 International Conference on Advanced Robotics and Mechatronics (ICARM)*, Sanya, China, pp. 756-761, 2023. <https://doi.org/10.1109/ICARM58088.2023.10218762>
- [33] F. J. Giner Bellot, *Diseño y construcción de un vehículo aéreo no tripulado autónomo*, València: Universidad Politécnica de València, 2018. Available: <http://hdl.handle.net/10251/106894>
- [34] E. Çetinsoy, *Design, construction and flight control of a quad tilt-wing unmanned aerial vehicle*, İstanbul, Türkiye: Sabancı University, 2010. Available: <https://research.sabanciuniv.edu/id/eprint/24081/>
- [35] C. Papachristos, K. Alexis, A. Tzes, "Hybrid model predictive flight mode conversion control of unmanned quad-tiltrotors," *2013 European Control Conference (ECC)*, Zurich, Switzerland, pp. 1793-1798, 2013. <https://doi.org/10.23919/ECC.2013.6669816>