



Control de orientación

de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija

HERMAN CASTAÑEDA*, JESÚS DE LEÓN M.*, ERNESTO OLGUÍN-DÍAZ**, ÓSCAR SALAS*

Un vehículo aéreo no tripulado (UAV, por sus siglas en inglés) se define como un vehículo sin tripulación, en el cual el control de vuelo se efectúa mediante un piloto automático implantado en una tarjeta electrónica embebida.¹ Existe una amplia variedad del UAV, debido a sus diferentes formas, tamaños, configuraciones y características en el diseño, las cuales afectan la aerodinámica del avión.

Por otro lado, al vuelo del UAV de ala fija lo afectan diferentes factores ambientales, como altitud,

viento, presión, temperatura y otros factores atmosféricos que interfieren con el plan de vuelo, principalmente ráfagas de viento.² Además, la dinámica del UAV de ala fija es no lineal y fuertemente acoplada. Más aún, los parámetros aerodinámicos que

* Universidad Autónoma de Nuevo León, FIME.

Contacto: hermancc08@gmail.com, drjleon@gmail.com, salvador.sp@gmail.com

** Grupo de Robótica y Manufactura Avanzada, Cinvestav, Unidad Saltillo. Contacto: ernesto.olguin@cinvestav.edu.mx

complementan el modelo dinámico son funciones no lineales complejas, que necesitan medir-

se en un costoso laboratorio de fluidos (túnel de viento) o estimarse mediante un software (por ejemplo Tornado).³ Por lo anterior, el diseño de controladores robustos para el UAV de ala fija debe tomar en cuenta no sólo la dinámica que representa el movimiento del vehículo (velocidad traslacional y rotacional en tres dimensiones), sino también los factores externos que afecten el cumplimiento de su misión.

Con base en lo anterior, y con el objetivo de abordar el problema de control de vuelo, se han propuesto diferentes técnicas. Por ejemplo, aquéllas basadas en aproximaciones lineales⁴ en las que se propone una linealización en un punto de equilibrio. Sin embargo, esta metodología asegura robustez sólo en el punto de equilibrio, y además es necesario conocer los parámetros aerodinámicos.

Por otro lado, Jiaming Zhang *et al.*,⁵ abordan el diseño de un esquema de control conocido como *backsteeping* adaptivo, basado en variedades invariantes para el seguimiento del ángulo de ataque, ángulo de deslizamiento y el ángulo alabeo. Este diseño es robusto ante variaciones aerodinámicas. No obstante, el control se basa en un modelo linealizado.

Además, existen otras técnicas basadas en variedades invariantes, como en D. Karagiannis and A. Astolfi,⁶ donde una función de energía se usa para el diseño del controlador robusto, en presencia de momentos aerodinámicos con coeficientes desconocidos. Sin embargo, esta función de energía no es fácil de obtener, lo que limita su aplicación. Más aún, este controlador necesita mediciones exactas del



estado, que limita su implementación.

Recientemente, las técnicas de modos deslizantes han

atraído la atención de una gran cantidad de grupos de investigación. Esta técnica permite diseñar leyes de control robusto insensibles a incertidumbres paramétricas y dinámicas no modeladas.⁷ Además, las propiedades de estabilidad del sistema en lazo cerrado se garantizan en tiempo finito.

En el presente artículo se propone un controlador quasicontinuo por modos deslizantes para el control de la orientación de un UAV de ala fija. Adicionalmente, para implementar dicho control, un diferenciador robusto se diseña con el fin de estimar las derivadas de la superficie deslizante. Este controlador es robusto ante incertidumbres en el modelado y perturbaciones externas.

La organización del presente artículo se realiza de la siguiente forma: se presenta el modelo matemático, así como un análisis aerodinámico del UAV de ala fija. Posteriormente, el diseño del control quasicontinuo se muestra para el control del vuelo. A continuación, se diseña un control de orientación del UAV. Además, se presentan los resultados en simulación de la acción de control propuesto aplicada al UAV. Finalmente, se dan algunas conclusiones.

DESCRIPCIÓN DEL UAV DE ALA FIJA

El UAV, estudiado a lo largo de este trabajo, es un modelo a escala de un B-25 Mitchell (figura 1), cuyos principales parámetros se muestran en la tabla I. Las diferencias entre el modelo a escala y la versión real de este avión, debido a las superficies de con-

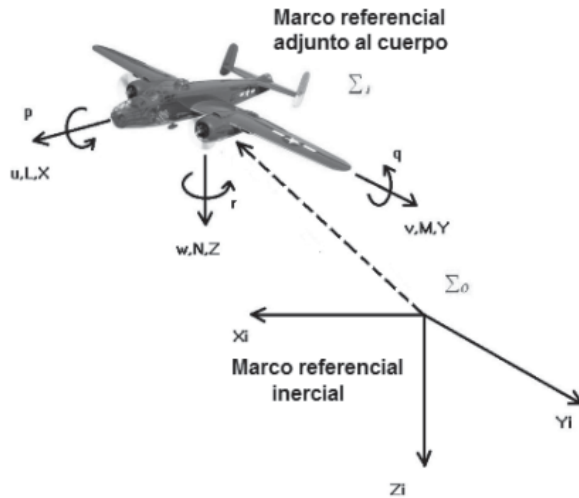


Fig. 1. Marcos de referencia del UAV de ala fija.

Tabla 1. Características del UAV B-25 Mitchell.

Parámetro	Símbolo	Valor	Unidad
Masa	m	8	kg
Envergadura del ala	b	2.05	m
Área del ala	S	0.55	m ²
Cuerda media aerodinámica	$\bar{c}$	0.28	m
Longitud	L	1.6	m
Momento de inercia I_{xx}	I_{xx}	0.5528	Kgm ²
Momento de inercia I_{yy}	I_{yy}	0.6335	Kgm ²
Momento de inercia I_{zz}	I_{zz}	1.0783	Kgm ²
Momento de inercia I_{xz}	I_{xz}	0.0015	Kgm ²

trol, son: 1) el UAV pequeño no se consideran *flaps*, pero tiene los mismos alerones, timón y elevador; 2) la velocidad crucero del prototipo no alcanza más de 30% del número Mach. Por lo tanto, el prototipo tiene las mismas propiedades dinámicas que los aviones tripulados, aunque existen factores de escalamiento a tomar en cuenta (número de Reynolds). El UAV considerado es básicamente más sensible al ambiente (corrientes de viento y turbulencia).

ECUACIONES DE MOVIMIENTO

La orientación de un cuerpo rígido, moviéndose libremente en el espacio, se expresa en ángulos de Euler: *roll-pitch-yaw* (ϕ, θ, ψ). Estos ángulos se basan en la convención de ejes relativos al UAV, como se muestra en la figura 1. El control de un UAV de ala fija se representa por medio de tres superficies de control: alerones, elevador y timón; y por el empuje es generado por una hélice que a su vez es girada por un motor. Así, las variables que describen la dinámica del UAV son posición, velocidad, ángulos de Euler y velocidad angular (para deducir la dimensión del modelo completo de un avión).^{4,8} Ahora bien, con la formulación de Newton-Euler, un modelo de seis grados de libertad está dado por las siguientes ecuaciones

$$\dot{d} = R(\Theta)v \quad (1)$$

$$\dot{\Theta} = W^{-1}\omega \quad (2)$$

$$f + T = m(v + \omega \times v) - mR^T(\Theta)g \quad (3)$$

$$n = I\dot{\omega} + [\omega \times I\omega] \quad (4)$$

donde las variables cinemáticas son: $d = [x, y, z]^T$ es el vector posición del UAV, en el sistema de referencia inercial; $\Theta = [\phi, \theta, \psi]^T \in (-\pi, \pi)$ son los ángulos de Euler *roll-pitch-yaw* representados en el marco inercial; $v = [u, v, w]^T$ representa la velocidad lineal de la aeronave, expresada en el referencial no inercial local (de la aeronave misma); y $\omega = [p, q, r]^T$, es la velocidad angular del avión, también expresada en el marco de referencia adjunto al vehículo. La matriz de rotación $R(\Theta)$ mapea el cambio de variable del sistema de referencia local al inercial, para la parametrización particular de ángulos *roll-pitch-yaw*, y el operador W transforma la derivada del tiempo de los ángulos de Euler a una expresión no inercial de la velocidad angular. Ambas matrices están dadas explícitamente por

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

$$W = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\psi \\ 0 & c_\psi & s_\phi c_\psi \\ 0 & -s_\theta & c_\phi c_\psi \end{bmatrix}$$

donde $S_x = \sin(x)$ y $C_y = \cos(y)$. Las fuerzas externas aplicadas al UAV de ala fija son el empuje generado por una hélice, la cual para nuestro caso de estudio está dada únicamente a través del eje x del marco adjunto al vehículo, es decir, $T = [T_x, 0, 0]^T$. El vector de gravedad $g = [0, 0, g_z]^T$ expresa la aceleración de la gravedad en coordenadas inerciales. Adicionalmente, el tensor de inercia $I \in \mathfrak{R}^{(3 \times 3)}$ (con plano de simetría x - z).

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

Finalmente, la aerodinámica del UAV de ala fija es representada por las expresiones locales del vector de fuerzas $\mathbf{f} = [F_x, F_y, F_z]^T$ y el vector de momentos $\mathbf{n} = [F_L, F_M, F_N]^T$.

Aerodinámica

Las fuerzas y momentos aerodinámicos, descritos en (3) y (4), se calculan a partir de coeficientes aerodinámicos,⁸ los cuales están dados por

$$\mathbf{f} = qS\chi(\alpha, \beta)[-C_D, C_Y, -C_L]^T$$

$$\mathbf{n} = qS[bC_l, \tau C_m, bC_n]^T$$

donde $\alpha = \arctan(w/u)$ y $\beta = \arcsin(u/v)$ son el ángulo de ataque y el ángulo de deslizamiento, respectivamente. La matriz de transformación $\chi(\alpha, \beta) \in SO^{(3 \times 3)}$ transforma las coordenadas ad-

juntas al vehículo Σ_1 en un sistema de coordenadas relativo al viento Σ_w , definido a lo largo de la velocidad relativa del UV de ala fija.⁸ Esta matriz está dada por

$$\chi(\alpha, \beta) = \begin{bmatrix} c_\alpha c_\beta & s_\beta & s_\alpha c_\beta \\ -c_\alpha s_\beta & c_\beta & -s_\alpha s_\beta \\ -s_\alpha & 0 & c_\alpha \end{bmatrix}$$

Nótese que los términos $L = qSC_L$ y $D = qSC_D$ son la sustentación (Lift) y el arrastre (Drag) a lo largo del avión. La presión dinámica $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ está en función de la magnitud de la velocidad del viento relativo: $V = (u^2 + v^2 + w^2)^{1/2}$. Además, S es el área del ala, b es la envergadura del ala, $\bar{c}$ es la cuerda media aerodinámica y ρ la densidad del aire son considerados como parámetros constantes. Los coeficientes adimensionales en las expresiones de fuerzas y momentos pueden ser representados de la siguiente forma.⁸

$$C_L = c_{L0} + c_{L\alpha}\alpha + c_{L\delta\epsilon}\delta\epsilon + \frac{\bar{c}}{2V}(c_{Lq}q + c_{L\alpha}\alpha)$$

$$C_D = c_{D0} + \frac{(C_L - c_{L0})^2}{\pi e AR} + c_{D\delta\epsilon}\delta\epsilon + c_{D\delta\alpha}\delta\alpha + c_{D\delta r}\delta r$$

$$C_Y = c_{Y\beta}\beta + \frac{b}{2V}(c_{Yp}p + c_{Yr}r) + c_{Y\delta\alpha}\delta\alpha + c_{Y\delta r}\delta r$$

$$C_l = c_{l\beta}\beta + \frac{b}{2V}(c_{lp}p + c_{lr}r) + c_{l\delta\alpha}\delta\alpha + c_{l\delta r}\delta r$$

$$C_m = c_{m0} + c_{m\alpha}\alpha + c_{m\delta\epsilon}\delta\epsilon + \frac{\bar{c}}{2V}(c_{mq}q + c_{m\alpha}\alpha)$$

$$C_n = c_{n\beta}\beta + \frac{b}{2V}(c_{np}p + c_{nr}r) + c_{n\delta\alpha}\delta\alpha + c_{n\delta r}\delta r \quad (5)$$

donde $\delta\alpha, \delta\epsilon, \delta r$ corresponden al movimiento de los ángulos de las superficies de control el elevador, alerones y timón, respectivamente. Las expresiones anteriores (5) toman en cuenta los números adimensionales: Eficiencia de Oswald e , el número Mach^a M , y $AR = b^2/S$.

Por otro lado, con el software Tornado³ se han identificado los coeficientes de nuestro UAV, con el

^a Este factor se desprecia debido al rango de velocidad de este avión.

método “Vortex lattice method” (figura 2 y tabla II).

Para el análisis, se asume un flujo potencial e incompresible,^b actuando sobre el ala y superficies de control del avión. La falta de viscosidad induce algunos errores menores en el resultado final, ya que la fricción superficial en la capa laminar es despreciada. Sin embargo, se tienen en cuenta los flujos turbulentos a través del coeficiente de arrastre. La geometría del avión es la información suministrada al software, mediante el método de paneles. El primer paso para el análisis de aerodinámica del UAV es digitalizar la geometría del avión en el software. Por simplicidad, el avión se descompone en secciones, como se muestra en la figura 2.

Cada sección es asignada con características equivalentes de un perfil de ala: cuerda, longitud L , envergadura b , curvatura, y posición x , y , z , con respecto a un punto de referencia del avión.³

El análisis del software representa las superficies de sustentación como un conjunto de paneles cuyo

punto de referencia se usa para calcular los momentos.

Por último, el resultado es la obtención de los coeficientes aerodinámicos para una condición de vuelo dada. En este caso, es para vuelo equilibrado, es decir, $\beta=p=q=r=0$ y $\alpha=5$ (tabla II).

Tabla II. Coeficientes aerodinámicos del UAV B-25 Mitchell.

Coeficiente	Valor	Coeficiente	Valor
$C_{L\alpha}$	5.1923	$C_{D\delta e}$	0.026848
C_{L0}	0.45454	C_{lp}	-0.5018
C_{Lq}	11.2138	$C_{Y\beta}$	1.7649
C_{D0}	0.011903	C_{Yr}	-1.8558
$C_{D\alpha}$	0.27227	C_{Yp}	0.028185
C_{Dq}	0.48183	$C_{n\delta a}$	0.014258
C_{mq}	-17.9711	$C_{n\delta r}$	-0.06825
$C_{m\alpha}$	-3.1037	$C_{l\delta a}$	0.20688
$C_{n\beta}$	-0.03077	$C_{l\delta r}$	0.012136
C_{nr}	-0.20076	$C_{Y\delta a}$	0.015862
C_{np}	-0.01529	$C_{Y\delta r}$	-0.15502
C_{β}	0.15875	$C_{m\delta e}$	-1.6459
C_{lr}	0.020368	$C_{L\delta e}$	0.56974

^b Esto es apropiado para el régimen de vuelo de un UAV bajo 0.3 Mach

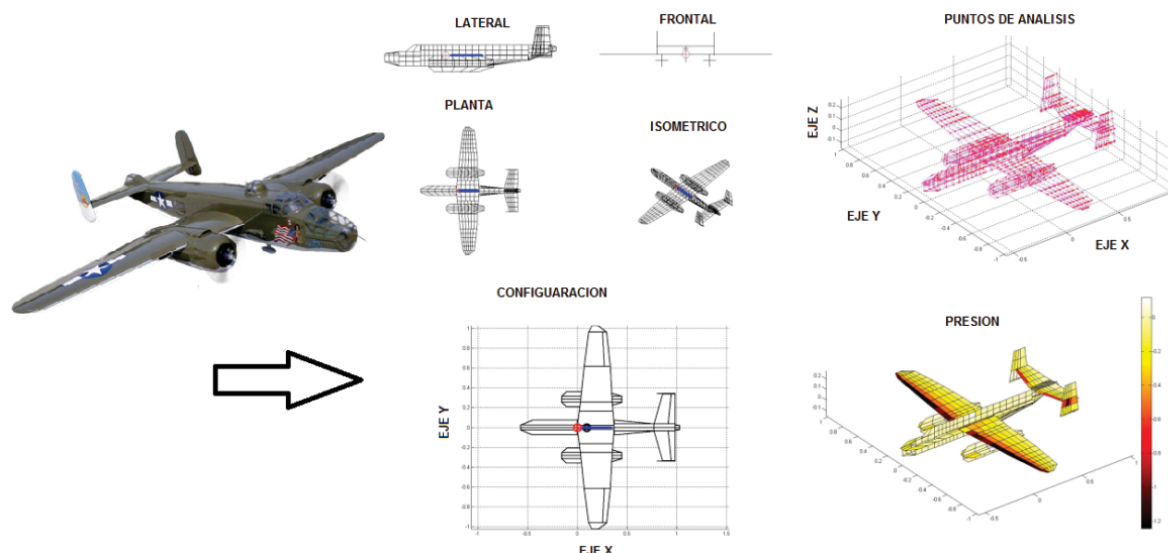


Fig. 2. Aerodinámica.

Control quasicontinuo por modos deslizantes

En esta sección introducimos los resultados más importantes con respecto a los modos deslizantes de alto orden,⁷ los cuales serán considerados para el diseño del control de orientación de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija. La orientación de este vehículo se representa por la siguiente clase de sistemas no lineales.

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u, \quad x(t_0) = x_0 \quad (6)$$

donde $t_0 \geq 0$, $x \in B_x \subset \mathbb{R}^{3n}$ es el vector de estado, n es el número de subsistemas en la orientación del UAV de ala fija, es decir, los movimientos de alabeo, cabeceo y de guiñada; $u \in \mathbb{R}^n$ es vector de la entrada de control, los vectores de campo f y g se consideran acotados con sus componentes, siendo funciones suaves de x . B_x describe un subconjunto cerrado y acotado que se localiza centrado en el origen.

Con el objetivo de diseñar un controlador convergente en tiempo finito, se requieren algunas condiciones. Puesto que el grado relativo del sistema r es considerado conocido y constante, esto implica

que el control aparece por primera vez en la r -ésima derivada del tiempo total de σ

$$\sigma^{(r)} = h(x, t) + m(x, t)u, \quad (7)$$

$$\text{donde } h(x, t) = \sigma^{(r)}|_{u=0}, m(x, t) = \left(\frac{\partial}{\partial u} \right) \sigma^{(r)} \neq 0.$$

Se supone que para algún $K_m, K_M, C > 0$

$$0 < K_m < \frac{\partial}{\partial u} \sigma^{(r)} \leq K_M \Big| \sigma^{(r)} \Big|_{u=0} \leq C \quad (8)$$

lo cual se cumple al menos localmente. A partir de (7) y (8) tenemos

$$\sigma^{(r)} \in [-C, C] + [K_m, K_M]u, \quad (9)$$

La inclusión diferencial cerrada es entendida en el sentido de Filipov. La inclusión sólo requiere conocer las constantes y del sistema (6). Estas condiciones permiten obtener una solución a este problema de control. Con el fin de diseñar un control por modos deslizantes de alto orden para el sistema, consideramos la siguiente superficie no lineal de dimensión n definida por



B-25 Mitchell reconstruido a escala real.

$$\sigma = (x - x_d) = 0 \quad (10)$$

donde x_d es un punto de equilibrio del sistema y cada función $\sigma_i : \mathbb{R}^3 \rightarrow \mathbb{R}, i = 1, \dots, n$; es una función C^r tal que $\sigma_i(0) = 0$. Entonces, si todas las derivadas temporales de $\sigma, \dot{\sigma}, \dots, \sigma^{r-1}$ son funciones continuas del sistema en lazo cerrado, y

$$\sigma = \dot{\sigma} = \ddot{\sigma}, \dots = \sigma^{(r)} = 0 \quad (11)$$

es un conjunto integral no vacío, cuya dinámica es llamada la superficie *r-modo deslizante*. Entonces, bajo las consideraciones anteriores, el controlador que será diseñado, para la estabilización en tiempo finito de sistemas suficientemente diferenciables en un punto de equilibrio, es un controlador quascontinuo, por modos deslizantes de alto orden (QCSM). Este control es discontinuo al menos en (11), y homogéneo en la superficie *r-modo deslizante*, esto significa que la identidad

$$U(\sigma, \dot{\sigma}, \dots, \sigma^{(r-1)}) = U(K^r \sigma, K^{r-1} \dot{\sigma}, \dots, K \sigma^{(r-1)})$$

se cumple para cualquier $K \succ 0$

Este controlador es diseñado como sigue:

Sea $i = 0, \dots, r-1$ Entonces,

$$\varphi_{0,r} = \sigma, N_{0,r} = |\sigma|, \Psi = \frac{\varphi_{0,r}}{N_{0,r}} = \text{sign}(\sigma),$$

y

$$\varphi_{0,i} = \sigma^{(i)} + \beta_i N_{i-1,r}^{r-i+1} \Psi_{i-1,r} \quad (12)$$

$$N_{i,r} = |\sigma^{(i)}| + \beta_i N_{i-1,r}^{(r-i)/(r-i+1)} \quad (13)$$

$$\Psi_{i,r} = \frac{\varphi_{i,r}}{N_{i,r}} \quad (14)$$

donde $\beta_i, \dots, \beta_{r-1}$ son constantes positivas. Al seleccionar $\beta_i, \dots, \beta_{r-1}, \alpha \succ 0$ suficientemente grandes, el controlador

$$u = -\alpha \Psi_{r-1,r}(\sigma, \dot{\sigma}, \dots, \sigma^{(r-1)}) \quad (15)$$

garantiza la estabilidad en tiempo finito.

Controlador por retroalimentación de la salida

Con el objetivo de implementar el controlador (15), es necesario conocer en tiempo real los valores de $(\sigma, \dot{\sigma}, \dots, \sigma^{(r-1)})$ o todas las variables del vector de estado. Sin embargo, en este trabajo consideramos medibles solamente las posiciones angulares $\Theta = [\phi, \theta, \psi]^T$. Combinando el controlador (15) y el diferenciador robusto,⁹ se tiene

$$u = -\alpha \Psi_{r-1,r}(z_0, z_1, \dots, z_{r-1}) \quad (16)$$

$$z_0 = -\lambda L^{\frac{1}{r}} |z_0 - \sigma|^{\frac{r-1}{r}} \text{sign}(z_0 - \sigma) + z_1$$

$$z_k = -\lambda L^{\frac{1}{r-k}} |z_k - z_{k-1}|^{\frac{r-k-1}{r-k}} \text{sign}(z_k - z_{k-1})$$

$$z_{r-1} = -\lambda L \text{sign}(z_{r-1} - z_{r-2})$$

para $k = 1, \dots, r-2$; donde $z_0, z_1, \dots, z_k$ son las estimaciones de la k -ésima derivada de σ .

Nota: la convergencia en tiempo finito del observador permite diseñar al observador y la ley de control por separado, es decir, el principio de separación se satisface. Si el controlador aplicado es conocido por estabilizar el sistema, una de las maneras admisibles es seleccionar la dinámica del observador lo suficientemente rápida para garantizar el cálculo de $\sigma, \dot{\sigma}, \dots, \sigma^{(r-1)}$ antes de salir del región de convergencia, donde la estabilidad es asegurada.

Control de orientación

En esta sección se diseña un control quascontinuo por modos deslizantes (QCSM), con el objetivo de controlar la orientación de un UAV de ala fija. Los elementos físicos de control del UAV son: el elevador que produce una deflexión δ_e , el cual al girar genera un movimiento en el ángulo de cabeceo θ . El timón que produce una deflexión δ_e , la cual al girar genera un movimiento en el ángulo de guiñada

ψ . Los alerones que producen una deflexión $\delta\sigma$, y que al girar generan un movimiento en el ángulo de alabeo ϕ .

Puesto que la dinámica de rotación del UAV de ala fija es mucho más rápida que la dinámica de traslación, entonces, con la teoría de perturbaciones singulares detalles,¹⁰ las derivadas de posición y velocidad de la dinámica traslacional pueden ser despreciadas con respecto a la dinámica rotacional. Por lo tanto, a partir de la ecuación,¹¹ está dada por

$$\omega = W \Theta \quad (17)$$

y tomando la derivada con respecto al tiempo de (17), y escribiendo las ecuaciones en espacio de estado, resulta que

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= (IW)^{-1}[-IN - (Wx_2 \times IWx_2) + qSC + Bu] + \zeta(t) \end{aligned} \quad (18)$$

donde $x_1 = \Theta = [\phi, \theta, \psi]^T$, $C = [bC_l, \tau C_m, bC_n]^T$

$$B = \begin{bmatrix} bC_{l\delta\alpha} & 0 & 0 \\ 0 & \tau C_{m\delta\epsilon} & 0 \\ 0 & 0 & bC_{n\delta\tau} \end{bmatrix},$$

$$N = \frac{dW}{dt} \Theta = \begin{bmatrix} -C_\theta \dot{\theta} \dot{\psi} \\ -S_\theta \dot{\phi} \dot{\psi} + C_\phi C_\theta \dot{\phi} \dot{\psi} - S_\phi S_\theta \dot{\theta} \dot{\psi} \\ -C_\theta \dot{\phi} \dot{\psi} - S_\phi C_\theta \dot{\phi} \dot{\psi} + C_\phi S_\theta \dot{\theta} \dot{\psi} \end{bmatrix},$$

$\zeta(t)$ es la perturbación, y $u = [\delta\alpha, \delta\epsilon, \delta\tau]^T$ es la entrada de control. Entonces, la ecuación de la orientación (18) está en la forma afín en el control

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u + \zeta(t) \quad (19)$$

donde

$$f(x) = (IW)^{-1}[-IN - (Wx_2 \times IWx_2) + qSC]$$

y

$$g(x) = (IW)^{-1}B$$

Ahora bien, considere el controlador de segundo orden quasicontinuo $u = [u_\phi, u_\theta, u_\psi]^T$ para controlar cada ángulo de orientación del UAV de ala fija, dada por

$$u_i = \frac{-\alpha_i \sigma_i + \beta_i |\sigma_i|^{1/2} \text{sign}(\sigma_i)}{|\sigma_i| + \beta_i |\sigma_i|^{1/2}}, i = \phi, \theta, \psi \quad (20)$$

Además, debido a que es complicado medir σ para este sistema, un diferenciador robusto de primer orden se utiliza para obtener la estimación de σ . Entonces, el diferenciador de primer orden está dado por

$$\begin{aligned} \dot{z}_{0,i} &= -\lambda_{1,i} |z_{0,i} - \sigma_i|^{1/2} \text{sign}(z_{0,i} - \sigma_i) + z_{1,i} \\ z_{1,i} &= L \text{sign}(z_{1,i} - z_{0,i}) \end{aligned} \quad (21)$$

donde $z_{0,i}$ y $z_{1,i}$ son las estimaciones de σ y $\dot{\sigma}$, respectivamente; para $i = \phi, \theta, \psi$. Este controlador con las ganancias α_i y β_i se selecciona apropiadamente para estabilizar el UAV de ala fija en tiempo finito. Más aún, mediante la selección adecuada de los parámetros L_i y $\lambda_{1,i}$ para el diferenciador, obtenemos la estimación de las derivadas de las superficies deslizantes en tiempo real. Para la prueba de estabilidad del control quasicontinuo por modos deslizantes de alto orden.⁷

RESULTADOS

Los resultados en simulación se obtienen con el modelo completo descrito por las ecuaciones (1)-(4), este modelo toma en cuenta la complejidad de las fuerzas y momentos aerodinámicos. Las simulaciones se realizaron en el ambiente Matlab-Simulink. En la simulación se consideraron los siguientes aspectos:

- 1) Probar el control quasicontinuo por modos deslizantes para controlar la orientación de un UAV de ala fija.

- 2) Investigar el rechazo de perturbaciones e incertidumbres no modeladas bajo la acción del control de orientación.
- 3) Perturbaciones representadas por corrientes de viento con magnitud $x = 4m/s$ en $t = 30s$, $y = 4m/s$ en $t = 70s$ y $z = 1m/s$ en $t = 105s$ han sido aplicadas con el objetivo de verificar robustez del controlador propuesto.
- 4) La velocidad del UAV se considera constante.
- 5) Las condiciones iniciales son: para la orientación y velocidad angular $\phi = \theta = \psi = \dot{\phi} = \dot{\theta} = \dot{\psi} = 0$, para la posición inercial del vehículo $x = y = 0$ y $z = 100m$, y para la velocidad adjunta al UAV $u = 10m/s$ y $v = w = 0$.
- 6) El tiempo de muestreo para la simulación es $0.005s$.
- 7) La figura 3 ilustra la trayectoria propuesta, esta trayectoria está diseñada de tal manera que implique movimiento en todos los ángulos de orientación.

En la figura 4 se aprecia el resultado de la simulación, en la que el UAV de ala fija realiza la misión asignada. La figura 5 muestra la respuesta de los ángulos de orientación, se observa que todos los ángulos siguen la referencia.

La figura 6 ilustra el comportamiento de cada una de las superficies de control.

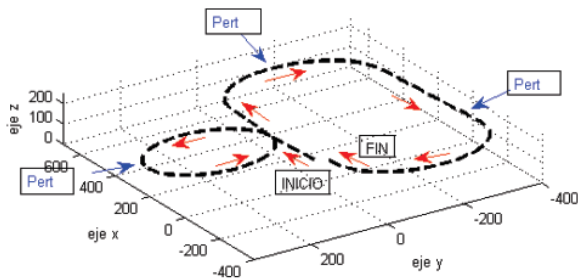


Fig. 3. Trayectoria deseada.

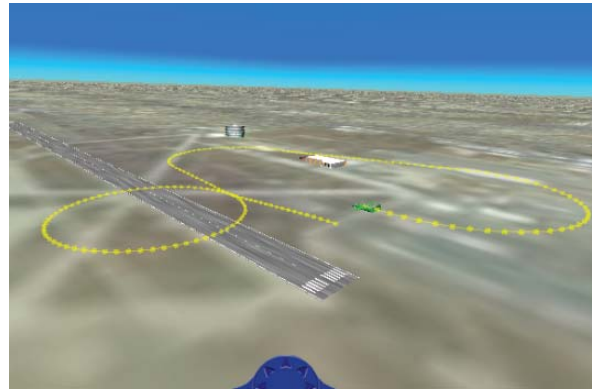


Fig. 4. Resultados en el simulador.

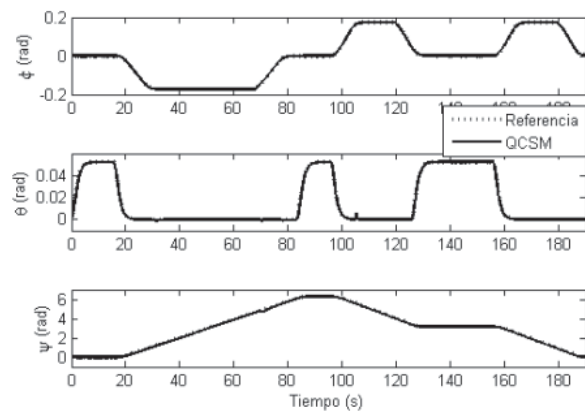


Fig. 5. Orientación del UAV de ala fija.

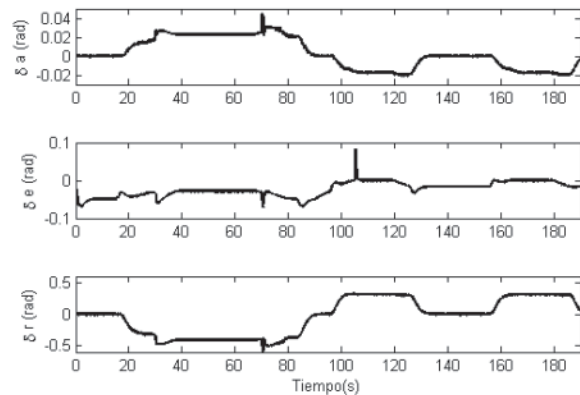


Fig. 6. Control aplicado.

CONCLUSIONES

En este trabajo, un controlador robusto quasicontinuo basado en las técnicas de modos deslizantes de alto orden fue diseñado para controlar la orientación de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija. Con el objetivo de implementar dicho control, se diseñó un diferenciador robusto para obtener la estimación de las derivadas de la superficie deslizante. Los resultados en simulación ilustran el buen desempeño del controlador propuesto bajo incertidumbres en el modelado y perturbaciones externas.

RESUMEN

Este artículo aborda el problema del control de la orientación de un UAV de ala fija. Con este fin, se obtiene un modelo dinámico completo que describe el comportamiento del vehículo. Posteriormente, se utiliza la técnica de control quasicontinuo por sus atractivas propiedades, tales como robustez y convergencia en tiempo finito. Con el objetivo de implementar dicho controlador, un diferenciador robusto se emplea para estimar las derivadas de la superficie deslizante. El esquema de control propuesto es capaz de controlar el UAV de ala fija, bajo perturbaciones externas y dinámica acoplada. Los resultados en simulación demuestran el buen desempeño del esquema de control propuesto.

Palabras clave: UAV, Control de un UAV, Control por modos deslizantes.

ABSTRACT

This paper addresses the problem of controlling the attitude of a fixed wing Unmanned Aerial Vehicle (UAV). A full dynamical model that represents the behavior of the UAV is obtained. Furthermore, a

quasi-continuous sliding mode approach is considered thanks to its attractive features, such as robustness and finite-time convergence. In order to implement such controller a robust differentiator is required to estimate the time derivatives of the sliding surface. Additionally, this control approach is capable of controlling the UAV under external disturbances and coupled dynamics. Simulation results demonstrate the proposed control performance.

Keywords: UAV, Attitude of the UAV, Sliding Mode Control.

REFERENCIAS

1. Kimon P. Valavanis Advances in Unmanned Aerial Vehicles, University of south Florida, Springer, 2007.
2. Reg Austin, Unmanned Aircraft Systems, UAVs Design, Development and Deployment, Wiley and Sons. 2010.
3. Thomas Melin, A Vortex Lattice Matlab Implementation for linear Aerodynamic Wing Applications, Master's Thesis, Royal Institute of Technology (KTH), 2000.
4. Robert Stengel, Flight Dynamics, Princeton University press November 2004.
5. Jiaming Zhang, Qing Li, Nong Cheng and Bin Liang, Non-linear flight control for unmanned aerial vehicles using adaptive backstepping based on invariant manifolds, Proc. IMechE Part G: J. Aerospace Engineering. Vol. 227 no. 1 33-44 2012.
6. D. Karagiannis and A. Astolfi, Non-linear and adaptive flight control of autonomous aircraft using invariant manifolds, Proc. IMechE Vol. 224 Part G: J. Aerospace Engineering. 2010.
7. Arie Levant. Homogeneous High-Order Sliding Modes Applied Mathematics Department, Tel-Aviv University. 17th IFAC World Congress, Seoul, Korea, July 6-11, Vol. 17, Part1, 2008.
8. Brian L. Stevens and Frank L. Lewis, Aircraft Control and Simulation, Wiley, 2003 Second Edition.

9. Arie Levant High-order sliding modes, differentiation and output-feedback control, International Journal Control, VOL. 76, NOS 9/10, 924 941, 2003.
10. Kokotovic P.V. and H.K. Khalil, Singular Perturbation Methods in Control: Analysis and Design, Academic Press, London, 1986.
11. J.J. Recasens, Q.P. Chu, J.A. Mulder, Robust model predictive control of a feedback linearized system for a lifting-body re-entry vehicle, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, CA, AIAA 2005—6147, 2005.

Recibido: 6 de octubre 2011

Aceptado: 14 de junio 2013