

Control por saturaciones anidadas y modos deslizantes aplicado a un UAV de ala fija

T. Espinoza, R. Parada, A. Dzul, G. Cordero

Instituto Tecnológico de la Laguna

Blvd. Revolución y Cuauhtémoc S/N; C.P. 27000, Torreón, Coah., México

dzul@faraday.itlalaguna.edu.mx

Teléfono: (871) 705-13-13

Resumen—En este artículo se presenta el diseño de controladores basados en saturaciones anidadas y modos deslizantes; los controladores se aplicarán a un UAV (Unmanned Aerial Vehicle) de ala fija. El objetivo es mantener los ángulos de alabeo y guiñada en una posición deseada para obtener un vuelo estable; las mismas técnicas de control se aplicarán para llevar al UAV a una altura deseada. Con el fin de diseñar los controladores, se desacoplará el modelo aerodinámico que define la dinámica de un avión. Derecho reservado © UNAM-AMCA.

Palabras clave: Saturaciones anidadas, modos deslizantes, UAV de ala fija.

I. INTRODUCCIÓN

El estudio de los vehículos aéreos no tripulados ha aumentado significativamente en los últimos años; algunos estudios o investigaciones se enfocan en diversas actividades que pueden ser realizadas por estos vehículos. Los cuales presentan una gran versatilidad en actividades aéreas, y en consecuencia son un desafío para los investigadores inmersos en esta tecnología. Algunas de las actividades realizadas por los vehículos aéreos no tripulados son: vigilancia y fotografía, localización de víctimas, inspección de infraestructuras en lugares de difícil acceso, entre otras (K. P. Valavanis, 2007). Para realizar las actividades mencionadas anteriormente, es necesario investigar la formación de UAVs, el seguimiento de camino con UAVs, los controladores de seguimiento o de regulación con UAVs (J. Guerrero and R. Lozano, 2012), (D. Mclean, 1990). En este trabajo se diseñarán controladores que sean capaces de realizar actividades de forma satisfactoria como las mencionadas anteriormente; los controladores propuestos están basados en la unión de la técnica de saturaciones anidadas y control por modos deslizantes (E. N. Johnson and S. K. Kannan, 2003), (A. R. Teel, 1992), (Khalil, 1996), (Shtessel, 2013). Se diseñará un controlador de saturaciones anidadas con dos modos deslizantes y otro con modos deslizantes de orden superior, con la finalidad de reducir o eliminar el efecto de chattering de la salida del controlador. El objetivo de los controladores consistirá en mantener el ángulo de alabeo y guiñada en una posición en la cual el UAV permanezca en un vuelo equilibrado (D. Mclean, 1990), que es equivalente a un vuelo estable; el UAV mantendrá una altura deseada

que es conseguida aplicando las mismas técnicas de control utilizadas para los ángulos de alabeo y guiñada. Para el diseño de los controladores, se propone desacoplar el modelo aerodinámico que define la dinámica de un avión al considerar los coeficientes aerodinámicos (B. L. Stevens and F. L. Lewis, 1992), (M. V. Cook, 2007). Entonces se diseñará un controlador para los ángulos de guiñada, alabeo y para el movimiento de altura respectivamente. El controlador por saturaciones anidadas ha sido aplicado en vehículos aéreos no tripulados del tipo quadrotor (P. Castillo, et al, 2010); en (C. Ibanez, et al, 2011) se aplica a un sistema subactuado conocido como carro péndulo; otra de las aplicaciones en las cuales se ha utilizado este controlador es en formación de helicópteros tipo quadrotor con evasión de colisiones (L. G. Delgado, et al, 2011). En (T. Espinoza, et al, 2013) se muestra la unión de un control backstepping con modos deslizantes, en el cual se utiliza un modelo más reducido que el utilizado en nuestro trabajo, además de no contar con todos los parámetros para realizar las simulaciones. En nuestro trabajo, a diferencia de otros se diseña un controlador por saturaciones anidadas agregándole modos deslizantes, considerando y conociendo los valores de las derivadas de estabilidad aerodinámica. Esta consideración está propuesta con el objetivo de tener una mayor estabilidad y robustez ante perturbaciones por ráfagas de viento en pruebas experimentales, parámetros no modelados y ante incertidumbre paramétrica (Slotine, 1991). La organización del artículo es la siguiente: la sección II muestra las ecuaciones que definen el modelo dinámico desacoplado del avión. La sección III trata con las leyes de control desarrolladas para el UAV. En la sección IV se muestran los resultados obtenidos en simulación. Finalmente, en la sección V se tienen las conclusiones y el trabajo a futuro.

II. MODELO DINÁMICO DEL UAV DE ALA FIJA

En esta sección se muestran las ecuaciones que describen el modelo dinámico desacoplado.

II-A. Modelo dinámico longitudinal

Las ecuaciones (1)-(3) definen al modelo dinámico longitudinal para el control en altura, donde las variables

utilizadas para esta dinámica son mostradas en la Figura 1:

$$\dot{\theta} = q \quad (1)$$

$$\dot{q} = M_q q + M_{\delta_e} \delta_e \quad (2)$$

$$\dot{h} = V \sin(\theta) \quad (3)$$

donde V es la velocidad del avión, θ es el ángulo de cabeceo. La velocidad angular está definida por q con respecto al eje y del cuerpo del avión, h es la altura de la aeronave (B. L. Stevens and F. L. Lewis, 1992). M_q y M_{δ_e} son las derivadas de estabilidad aerodinámica implícitas para el ángulo de cabeceo, y δ_e es el movimiento del elevador en el UAV (D. Mclean, 1990).

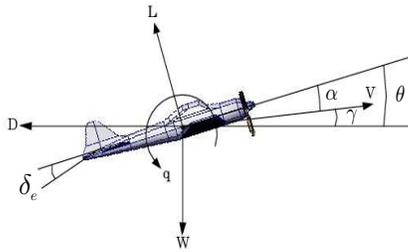


Figura 1. Movimiento longitudinal

II-B. Modelo dinámico en guiñada

La dinámica lateral genera un ángulo de alabeo y al mismo tiempo genera un movimiento de guiñada y vice-versa; esto es debido a que existe un acoplamiento natural entre las rotaciones de los ejes de alabeo y guiñada (B. L. Stevens and F. L. Lewis, 1992). Para el diseño del controlador en guiñada se consideró desacoplar el movimiento de guiñada del movimiento de alabeo, entonces en una prueba experimental, al seguir una trayectoria deseada con el movimiento de guiñada, se considerará como una perturbación el movimiento de alabeo, probando así la robustez del controlador diseñado. En la Figura 2 se representan las variables correspondientes al ángulo de guiñada, el cual está representado por las siguientes ecuaciones:

$$\dot{\psi} = r \quad (4)$$

$$\dot{r} = N_r r + N_{\delta_r} \delta_r \quad (5)$$

donde ψ es el ángulo de guiñada y r representa la velocidad angular en guiñada, con respecto al centro de gravedad del avión. δ_r representa el movimiento del estabilizador, N_r y N_{δ_r} son las derivadas de estabilidad aerodinámica para el ángulo de guiñada (D. Mclean, 1990).

II-C. Modelo dinámico en alabeo

Las ecuaciones (6)-(7) describen la dinámica del ángulo de alabeo:

$$\dot{\phi} = p \quad (6)$$

$$\dot{p} = L_p p + L_{\delta_a} \delta_a \quad (7)$$

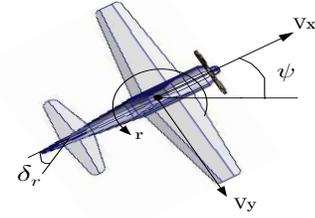


Figura 2. Ángulo en guiñada

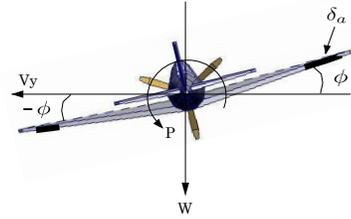


Figura 3. Ángulo de alabeo

donde p es la componente de la velocidad angular en alabeo tomando como referencia el centro de gravedad, ϕ denota el ángulo de alabeo, ver la Figura 3. También se observa que δ_a representa la desviación de los alerones. L_p y L_{δ_a} representan las derivadas de estabilidad aerodinámica para el momento en alabeo (D. Mclean, 1990).

TABLA I
DERIVADAS DE ESTABILIDAD AERODINÁMICA.

Movimiento	M_q	M_{δ_e}	N_r	N_{δ_r}	L_p	L_{δ_a}
Altura	-4.54	-43.24				
Guiñada			-0.1645	0.2999		
Alabeo					-0.3084	0.3749

TABLA II
PARÁMETROS DEL UAV

Parámetro	Valor
Envergadura	1.118 m
Fuselaje	0.914 m
Área del ala	0.09 m ²
Peso aproximado	1.500 kg
Actuadores	Alerón, elevador, estabilizador, motor frontal

III. DISEÑO DE LOS CONTROLADORES

En esta sección se presenta el diseño de los controladores para altura, guiñada y alabeo respectivamente.

III-A. Controladores en altura

Para el diseño de los controladores en altura se consideraron las ecuaciones que definen al movimiento longitudinal del avión (1)-(3). Defínase el error en altura $e_h(t) = h_d - h(t)$, donde h_d es la altura deseada y $h(t)$ es la altura actual definida por la ecuación (3). Entonces, considerando la

teoría mostrada en (E. N. Johnson and S. K. Kannan, 2003), (A. R. Teel, 1992) para el diseño del controlador por saturaciones anidadas, el controlador resultante es:

$$\delta_e = \frac{-M_q z_{2h} - \sigma_{2h} [k_{1h} z_{2h} + \sigma_{1h} (k_{1h} z_{1h})]}{M_{\delta_e}} \quad (8)$$

donde $z_{1h} = \frac{a_{1h}}{M_q} \tilde{e}_\theta + \dot{\tilde{e}}_\theta$ y $z_{2h} = \dot{\tilde{e}}_\theta$. Los errores definidos para cabeceo son $\tilde{e}_\theta = \theta_d - \theta$ y $\dot{\tilde{e}}_\theta = \dot{\theta}_d - \dot{\theta}$, donde $\theta_d = \arctan \frac{e_h(t)}{d_h}$, con θ_d como el ángulo de cabeceo deseado. k_{1h} , a_{1h} y d_h son constantes definidas positivas. La función saturación utilizada está dada por:

$$\sigma_b(s) = \begin{cases} -b, & s < -b \\ 0, & -b \leq s \leq b \\ b, & s > b \end{cases}$$

donde b es un valor constante positivo. Para el controlador por saturaciones anidadas con modos deslizantes (SatCMD), se define una superficie deslizante $s_{1h} = -\dot{\tilde{e}}_\theta - k_{2h} \tilde{e}_\theta = 0$, (Shtessel, 2013), (Khalil, 1996), (Slotine, 1991); el controlador obtenido está dado por:

$$\delta_e = \frac{[-M_q z_{2h} - \beta_{x1h} \operatorname{sgn}(s_{1h}) - \sigma_{2h} [k_{1h} z_{2h} + \sigma_{1h} (k_{1h} z_{1h})]]}{M_{\delta_e}} \quad (9)$$

donde β_{x1h} , k_{1h} y k_{2h} son constantes definidas positivas. z_{1h} y z_{2h} ya fueron definidas después de la ecuación (8), y además serán utilizadas por los controladores diseñados para el movimiento en altura. La función signo está definida como:

$$\operatorname{sgn}(s) = \begin{cases} 1, & s > 0 \\ 0, & s = 0 \\ -1, & s < 0 \end{cases}$$

Para el diseño del controlador por saturaciones anidadas con dos modos deslizantes (Sat2CMD), se define una superficie deslizante s_{1h} . Este controlador incluye un diferenciador robusto de primer orden, debido a que una derivada en tiempo real es sensible al ruido en el momento de realizar la acción derivativa (Levant, 1998). En (A. Levant, 2003) se realiza el análisis y procedimiento para el diseño del diferenciador robusto; en el presente trabajo se muestra el diferenciador obtenido con la teoría mostrada en (Levant, 1998) y (A. Levant, 2003). Este diferenciador robusto en tiempo real está dado por:

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 = v_0 &= -\lambda_0 |x_0 - s_{2h}|^{1/2} \operatorname{sgn}(x_0 - s_{2h}) + x_1 \\ \dot{x}_1 &= -\lambda_1 \operatorname{sgn}(x_1 - v_0) \end{aligned}$$

donde x_0 y x_1 son estimaciones en tiempo real de s_{1h} y \dot{s}_{1h} respectivamente. $\lambda_0 = 12$ y $\lambda_1 = 6.6$. El controlador por saturaciones anidadas con dos modos deslizantes es obtenido como:

$$\delta_e = \frac{[-M_q z_{2h} - \beta_{x1h} \operatorname{sgn}(s_{1h}) - \beta_{x2h} \operatorname{sgn}(\dot{s}_{1h}) - \sigma_{1h} [k_{1h} z_{2h} + \sigma_{1h} (k_{1h} z_{1h})]]}{M_{\delta_e}} \quad (10)$$

donde β_{x1h} , β_{x2h} y k_{1h} son parámetros constantes y positivos. Con el objetivo de diseñar un controlador basado

en saturaciones anidadas con modos deslizantes de orden superior (SatCMDOS), se define la superficie deslizante s_{1h} . En este controlador es necesario el diseño de un diferenciador robusto de segundo orden (Levant, 1998), (A. Levant, 2003); este diferenciador está dado por:

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 = v_0 &= -\lambda_0 |x_0 - s_{3h}|^{2/3} \operatorname{sgn}(x_0 - s_{3h}) + x_1 \\ \dot{x}_1 = v_1 &= -\lambda_1 |x_1 - s_{3h}|^{1/2} \operatorname{sgn}(x_1 - v_0) + x_2 \\ \dot{x}_2 &= -\lambda_2 \operatorname{sgn} |x_2 - v_1| \end{aligned}$$

donde x_0 , x_1 y x_2 son estimaciones en tiempo real de s_{1h} , \dot{s}_{1h} y \ddot{s}_{1h} . $\lambda_0 = 15$, $\lambda_1 = 12$ y $\lambda_2 = 6.6$. El controlador por saturaciones anidadas con modos deslizantes de orden superior obtenido es:

$$\delta_e = \frac{[-M_q z_{2h} - \alpha_h [|\dot{s}_{1h}|^3 + |s_{1h}|^2]^{1/6} \times \operatorname{sgn}(\dot{s}_{1h} + |s_{1h}|^{2/3} \operatorname{sgn}(s_{1h})) - s_{1h} [k_{1h} z_{2h} + \sigma_{1h} (k_{1h} z_{1h})]]}{M_{\delta_e}} \quad (11)$$

donde k_{1h} y α_h son constantes positivas.

III-B. Controladores en guiñada

Para el diseño de los controladores para el ángulo de guiñada, se considerarán las ecuaciones (4)-(5). Se define el error en guiñada como $\tilde{e}_\psi = \psi_d - \psi$, donde ψ es obtenido integrando (4), y ψ_d es el ángulo de guiñada deseado. El controlador por saturaciones anidadas está dado por:

$$\delta_r = \frac{-N_r z_{2\psi} - \sigma_{2\psi} [k_{1\psi} z_{2\psi} + \sigma_{1\psi} (k_{1\psi} z_{1\psi})]}{N_{\delta_r}} \quad (12)$$

donde $z_{1\psi} = \frac{a_{1\psi}}{N_r} \tilde{e}_\psi + r$ y $z_{2\psi} = r$. $k_{1\psi}$, $a_{1\psi}$ son valores constantes definidos positivos. Para el diseño del control por saturaciones anidadas con modos deslizantes se define una superficie deslizante $s_{1\psi} = r - k_2 e_\psi = 0$, donde k_ψ es una ganancia positiva. El controlador resultante es:

$$\delta_r = \frac{[-N_r z_{2\psi} - \beta_{x1\psi} \operatorname{sgn}(s_{1\psi}) - \sigma_{2\psi} [k_{1\psi} z_{2\psi} + \sigma_{1\psi} (k_{1\psi} z_{1\psi})]]}{N_{\delta_r}} \quad (13)$$

donde $\beta_{x1\psi}$ y $k_{1\psi}$ son constantes definidas positivas. $z_{1\psi}$ y $z_{2\psi}$ fueron definidas después de la ecuación (12), y serán estas mismas variables y valores los utilizados para los controladores Sat2CMD y SatCMDOS en guiñada. El controlador por saturaciones anidadas con dos modos deslizantes se obtiene de la misma forma que el mostrado para el control de altura. Primero se diseña la superficie deslizante $s_{1\psi}$; en este controlador se incluye el mismo diferenciador robusto de primer orden diseñado en el control de altura. Entonces, se considera $s_{1\psi}$ para obtener $\dot{s}_{1\psi}$ y $s_{1\psi}$ de las estimaciones de x_0 y x_1 respectivamente. El controlador obtenido es:

$$\delta_r = \frac{[-N_r z_{2\psi} - \beta_{x1\psi} \operatorname{sgn}(s_{1\psi}) - \beta_{x2\psi} \operatorname{sgn}(\dot{s}_{1\psi}) - \sigma_{2\psi} [k_{1\psi} z_{2\psi} + \sigma_{1\psi} (k_{1\psi} z_{1\psi})]]}{N_{\delta_r}} \quad (14)$$

donde $\beta_{x1\psi}$, $\beta_{x2\psi}$ y $k_{1\psi}$ son parámetros constantes y positivos. Para el diseño del controlador basado en saturaciones

anidadas con modos deslizantes de orden superior (SatCMDOS) se definirá la superficie deslizante $s_{1\psi}$. Para este controlador se aplicará un diferenciador robusto de segundo orden, como el diseñado en altura. Con este diferenciador se obtendrán $\dot{s}_{1\psi}$, $\dot{s}_{1\psi}$ y $s_{1\psi}$, estas son estimaciones obtenidas de x_0 , x_1 y x_2 respectivamente. El controlador SatCMDOS está dado por:

$$\begin{aligned} \delta_r = & [-N_r z_{2\psi} - \alpha_\psi [\dot{s}_{1\psi} + 2(|\dot{s}_{1\psi}|^3 + |s_{1\psi}|^2)^{1/6} \\ & \times \text{sgn}(\dot{s}_{1\psi} + |s_{1\psi}|^{2/3} \text{sgn}(s_{1\psi}))] \\ & - s_{3\psi} [k_{1\psi} z_{2\psi} + s_{1\psi} (k_{1\psi} z_{1\psi})]] / N_{\delta_r} \end{aligned} \quad (15)$$

donde $k_{1\psi}$ y α_ψ son ganancias positivas.

III-C. Controladores en alabeo

Con el objetivo de diseñar las leyes de control para el movimiento de alabeo, se considerarán las ecuaciones (6)-(7). Se aplicarán las mismas técnicas de control utilizadas en altura y guiñada, pero aplicadas al ángulo de alabeo. Definiendo el error en alabeo como $e_\phi = \phi_d - \phi$, donde ϕ_d es el ángulo de alabeo deseado, y ϕ es el ángulo de alabeo actual en el que se encuentra el UAV. Entonces siguiendo la metodología mostrada en (E. N. Johnson and S. K. Kannan, 2003), (A. R. Teel, 1992), el control por saturaciones anidadas es:

$$\delta_a = \frac{-L_p z_{2\phi} - \sigma_{2\phi} [k_{1\phi} z_{2\phi} + \sigma_{1\phi} (k_{1\phi} z_{1\phi})]}{L_{\delta_a}} \quad (16)$$

donde $z_{1\phi} = \frac{a_{1\phi}}{L_p} \tilde{e}_\phi + p$ y $z_{2\phi} = p$. $k_{1\phi}$, $a_{1\phi}$ son constantes definidas positivas. Para el diseño del control por saturaciones anidadas con modos deslizantes, se propone una superficie deslizante como $s_{1\phi} = p - k_2 e_\phi = 0$, donde k_2 es una ganancia definida positiva. Finalmente el controlador está dado por:

$$\begin{aligned} \delta_a = & [-L_p z_{2\phi} - \beta_{x1\phi} \text{sgn}(s_{1\phi}) \\ & - \sigma_{2\phi} [k_{1\phi} z_{2\phi} + \sigma_{1\phi} (k_{1\phi} z_{1\phi})]] / L_{\delta_a} \end{aligned} \quad (17)$$

donde $\beta_{x1\phi}$ y $k_{1\phi}$ son constantes definidas positivas. $z_{1\phi}$ y $z_{2\phi}$ fueron definidas después de la ecuación (16), estas mismas variables y valores son utilizados para los controladores Sat2CMD y SatCMDOS en alabeo. El controlador por saturaciones anidadas con dos modos deslizante se obtiene como el del control de altura. Se diseña la superficie deslizante $s_{1\phi}$. Este controlador requiere el diferenciador robusto de primer orden diseñado en el control para altura, pero definiendo a $s_{1\phi}$ con la finalidad de calcular $\dot{s}_{1\phi}$ y $s_{1\phi}$ de las estimaciones de x_0 y x_1 respectivamente. El controlador obtenido es:

$$\begin{aligned} \delta_a = & [-L_p z_{2\phi} - \beta_{x1\phi} \text{sgn}(s_{1\phi} - \beta_{x2\phi} \text{sgn}(\dot{s}_{1\phi})) \\ & - \sigma_{2\phi} [k_{1\phi} z_{2\phi} + \sigma_{1\phi} (k_{1\phi} z_{1\phi})]] / L_{\delta_a} \end{aligned} \quad (18)$$

donde $\beta_{x1\phi}$, $\beta_{x2\phi}$ y $k_{1\phi}$ son ganancias definidas positivas. Para el diseño del controlador basado en saturaciones anidadas con modos deslizantes de orden superior (SatCMDOS), se diseñará la superficie deslizante $s_{1\phi}$. En este controlador se aplicará el diferenciador robusto de segundo orden, como

el utilizado para altura; con este diferenciador se obtiene $\dot{s}_{1\phi}$, $\dot{s}_{1\phi}$ y $s_{1\phi}$, donde estas estimaciones son obtenidas de x_0 , x_1 y x_2 respectivamente. El controlador SatCMDOS está dado por:

$$\begin{aligned} \delta_a = & [-L_p z_{2\phi} - \alpha_\phi [\dot{s}_{1\phi} + 2(|\dot{s}_{1\phi}|^3 + |s_{1\phi}|^2)^{1/6} \\ & \times \text{sgn}(\dot{s}_{1\phi} + |s_{1\phi}|^{2/3} \text{sgn}(s_{1\phi}))] \\ & - s_{1\phi} [k_{1\phi} z_{2\phi} + s_{1\phi} (k_{1\phi} z_{1\phi})]] / L_{\delta_a} \end{aligned} \quad (19)$$

donde $k_{1\phi}$ y α_ϕ son ganancias definidas positivas.

IV. RESULTADOS EN SIMULACIÓN

IV-A. Resultados en altura

En la Figura 4 se observa la convergencia de la altura del avión a la altura deseada con los controladores diseñados. La respuesta del controlador por saturaciones anidadas es lenta, comparada con los controladores donde se aplican los modos deslizantes. El controlador con mejor tiempo de respuesta en altura es el controlador por saturaciones anidadas con modos deslizantes (SatCMD), pero éste presenta el efecto “chattering” en la salida de control (Figura 5). La técnica de control por saturaciones anidadas con dos modos deslizantes (Sat2CMD) tiene una buena respuesta, incluso disminuye un poco el efecto “chattering”. Finalmente la ley de control por saturaciones anidadas con modos deslizantes de orden superior (SatCMDOS), converge a la altura deseada en un tiempo mayor que los controladores SatCMD y Sat2CMD, además de eliminar el “chattering”, ver Figura 5, y muestra una mejor respuesta en tiempo de convergencia que el controlador por saturaciones anidadas.

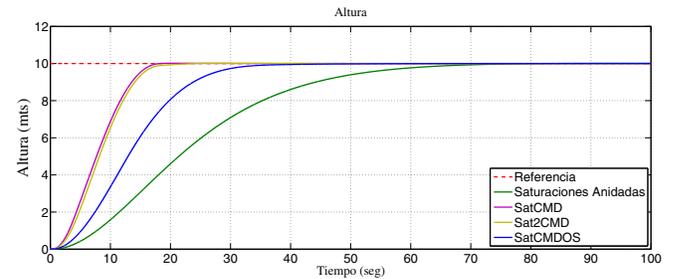


Figura 4. Resultado de los controladores en altura

IV-B. Resultados en guiñada

Para el caso del movimiento en guiñada, el controlador por saturaciones anidadas con modos deslizantes (Sat2CMD) es el que converge al ángulo deseado en menor tiempo que las otras técnicas de control diseñadas para este ángulo (Figura 6), incluso disminuye significativamente el efecto “chattering” a la salida del controlador, ver Figura 7. El controlador por saturaciones anidadas con modos deslizantes tiene una respuesta lenta en comparación con el controlador Sat2CMD en guiñada, además de presentar un efecto “chattering” de alta frecuencia, Figura 7. La ley de control por saturaciones anidadas con modos deslizantes de

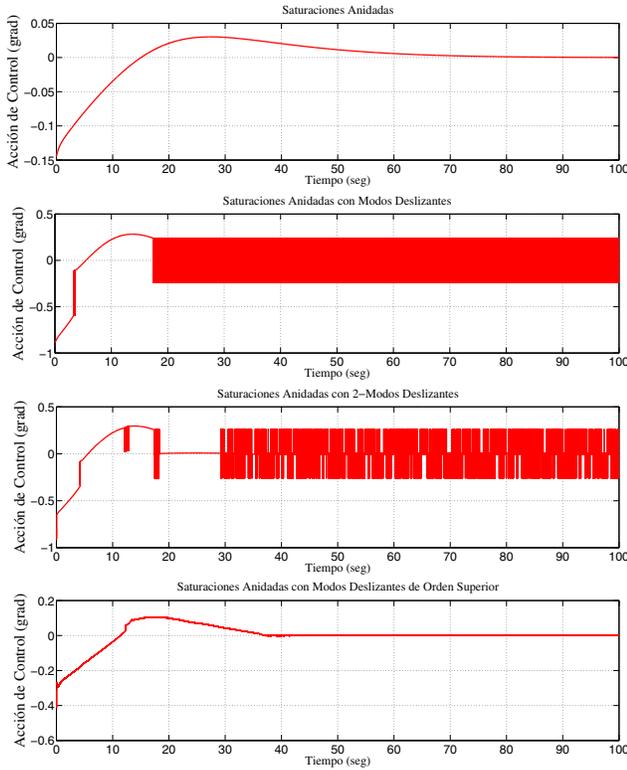


Figura 5. Acción de control en cabeceo

orden superior (SatCMDOS) tiene una respuesta aceptable de convergencia al ángulo de guiñada deseado, Figura 6, y elimina el “chattering” de la salida de control, ver Figura 7. Comparado con los otros controladores en guiñada, el controlador por saturaciones anidadas es el que presenta una respuesta más lenta, ver Figura 6.

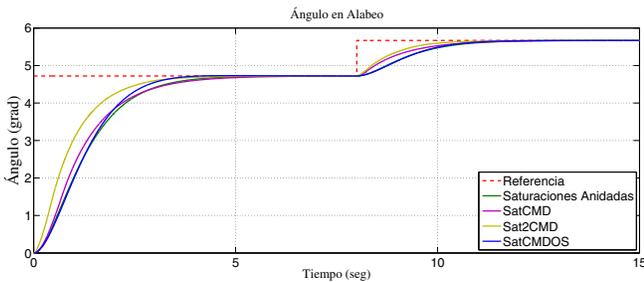


Figura 6. Resultado de los controladores en guiñada

IV-C. Resultados en alabeo

Para el caso de los controladores en alabeo, todos los controladores aparentemente convergen al ángulo de alabeo deseado en un tiempo aproximado de 8 segundos, ver Figura 8. El controlador por saturaciones anidadas muestra un pequeño sobreimpulso antes de converger al valor deseado, Figura 8. Los controladores con modos deslizantes muestran

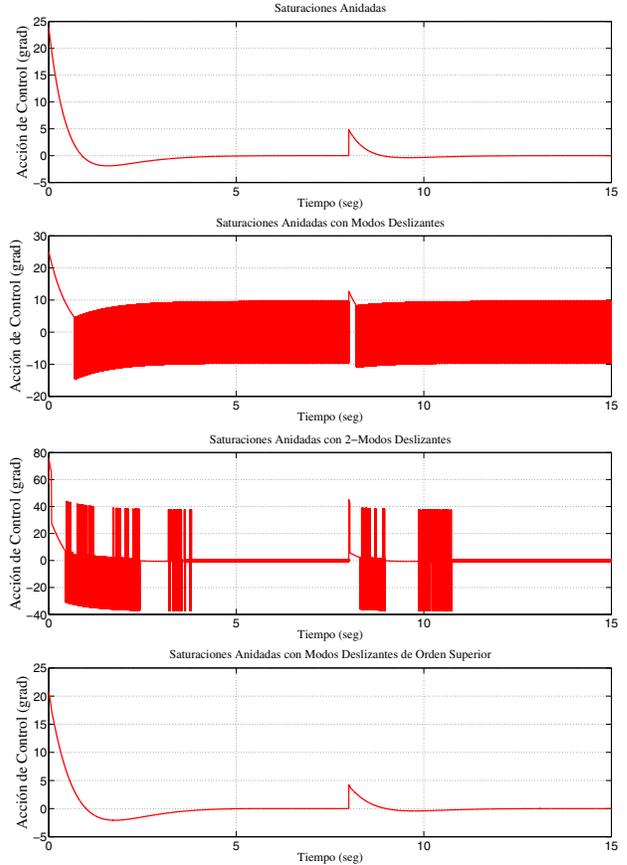


Figura 7. Acción de control en guiñada

una señal de control sobreamortiguada, y además de presentar el efecto “chattering” en los controladores por saturaciones anidadas con modos deslizantes (SatCMD) y saturaciones anidadas con dos modos deslizantes (Sat2CMD) Figura 9. El controlador por saturaciones anidadas con modos deslizantes de orden superior (SatCMDOS) muestra una señal aceptable, además de aplicar menor acción de control que los otros controladores aplicados al ángulo de alabeo, ver Figura 9.

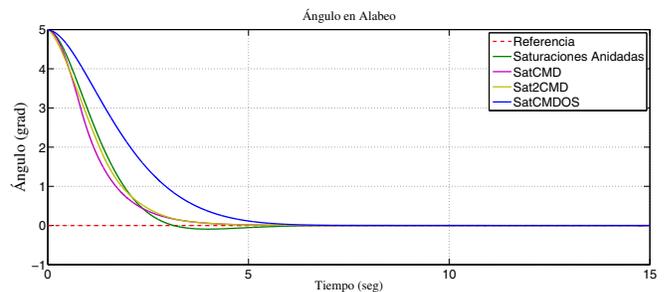


Figura 8. Resultado de los controladores en alabeo

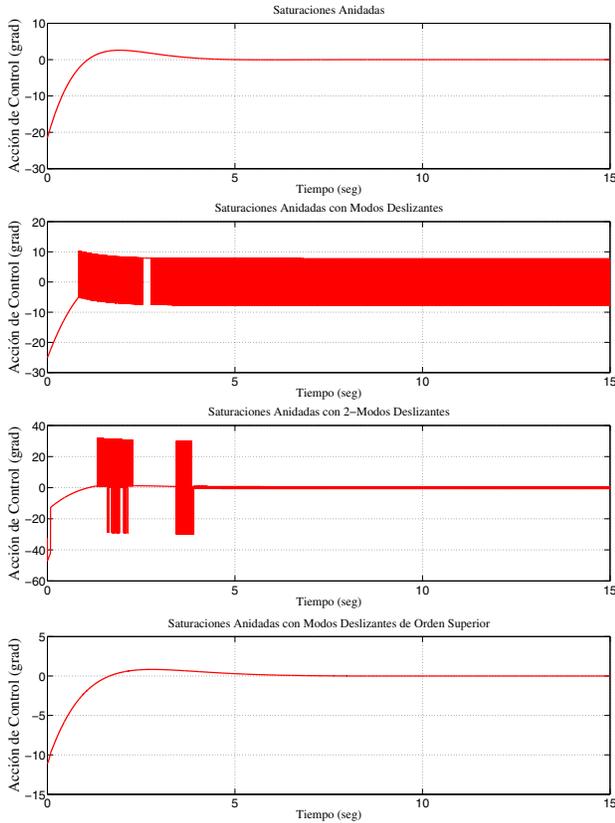


Figura 9. Acción de control en alabeo

V. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

Se presentaron en este trabajo la comparación de 4 controladores aplicados a un UAV de ala fija para los ángulos de guiñada, alabeo y para el movimiento en altura. Se observó que los controladores que convergen a la altura deseada en un tiempo aceptable son: saturaciones anidadas con modos deslizantes y saturaciones anidadas con dos modos deslizantes, pero estos presentan el indeseado efecto “chattering” en la salida del controlador. Se aplicó una ley de control por saturaciones anidadas con modos deslizantes de orden superior, la cual cumplió la finalidad de eliminar el efecto “chattering” y conservar la robustez del controlador, logrando la convergencia al valor deseado. Para el caso del controlador por saturaciones anidadas en altura, no se consiguió que alcanzara la altura deseada en un tiempo igual o menor a los otros controladores simulados para este movimiento. Para el ángulo de guiñada se obtuvo que el controlador por saturaciones anidadas con dos modos deslizantes converge más rápido que los otros controladores diseñados para este ángulo, pero presentando aún el indeseado efecto “chattering”. Los controladores por saturaciones anidadas y saturaciones anidadas con modos deslizantes, presentan una respuesta muy similar. Finalmente para el ángulo de guiñada, el controlador por saturaciones anidadas con modos deslizantes de orden superior tiene un buen tiempo de respuesta, además de haber eliminado el

“chattering” y de tener una acción de control muy similar al aplicado por el controlador por saturaciones anidadas. En el movimiento de alabeo, se observa que los controladores convergen en un tiempo muy similar, la diferencia entre estos sería, que el controlador por saturaciones anidadas tiene un pequeño sobreimpulso, en comparación con los controladores complementados con la técnica por modos deslizantes; estos últimos cumplen el objetivo de control de forma sobreamortiguada, siendo el controlador por saturaciones anidadas con modos deslizantes de orden superior el que muestra una mejor respuesta, debido a que se elimina el “chattering” y además aplica una acción de control menor para alcanzar el objetivo de control. En el trabajo futuro, se realizará la prueba de estabilidad de los controladores basados en la unión de saturaciones anidadas con modos deslizantes; se implementarán las leyes de control mostradas en este trabajo en un UAV de ala fija con la electrónica necesaria para comprobar los objetivos de control mostrados en simulación.

REFERENCIAS

- K. P. Valavanis (2007). “Advances in Unmanned Aerial Vehicles”, Ed. Springer, ISBN: 978-1-4020-6113-4.
- J. Guerrero and R. Lozano (2012). “Flight Formation Control”, Ed. Wiley, ISBN: 184-82-1323-9.
- D. Mclean (1990). “Automatic Flight Control Systems”, Ed. Prentice hall International, ISBN: 0-13-054008-0.
- E. N. Johnson and S. K. Kannan (2003). “Nested Saturation with Guaranteed Real Poles”, *Proceedings of the American Control Conference*, Denver, Colorado June 4-6, 2003
- A. R. Teel (1992). “Global stabilization and restricted tracking for multiple integrators with bounded controls”, *Systems and Control Letters*, 18:165-171, 1992
- H. K. Khalil (1996). “Nonlinear Systems”, Ed. Prentice Hall, ISBN: 0-13-067389-7.
- Y. Shtessel (2013). “Sliding Mode Control and Observation”, Ed. Birkh-Cluser, ISBN: 9780817648923.
- B. L. Stevens and F. L. Lewis (2012). “Aircraft Control and Simulation”, Ed. A Wiley-interscience Publication, ISBN: 0-471-61397-5.
- M. V. Cook (2007). “Flight Dynamics Principles”, Second edition, Ed. Elsevier, ISBN: 978-0-7506-6927-6.
- P. Castillo, R. Lozano, A. Dzul(2005). “Modelling and Control of Mini-Flying Machines (Advances in Industrial Control)”, Ed. Springer, ISBN: 1-84-996977-9.
- C. Ibañez, C.García, A. López (2011). “Bounded control based on saturation functions of nonlinear under-actuated mechanical systems : the cart-pendulum system case”, *50th IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference (CDC-ECC)*, Orlando, FL, USA, December 12-15, 2011
- L. G. Delgado, A. Dzul y T. Espinoza (2012). “Control de formación de helicópteros cuadri-rotor con evasión de colisiones”, *Congreso Nacional de Electromecánica y Electrónica CONAEE 2012*, Cd. Lerdo, Durango, México, 28-30 de Marzo, 2012
- T. Espinoza, A. Dzul, R. Lozano, R. Pavel (2013). “Backstepping - sliding mode controllers applied to a fixed-wing UAV”, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Issue 1-4 (2013) 257-271 2013
- J.J. Slotine and W. Li (1991). “Applied Nonlinear Control”, Ed. Prentice Hall, ISBN: 0-130-40890-5.
- A. Levant (1998). “Robust Exact Differentiation Via Sliding Mode Technique”, *Automatica*, 34, 379-384, 1998.
- A. Levant (2003). “Higher-order sliding modes, differentiation and output-feedback control”, *Int. J. Control*, vol. 76, nos 9-10, 924941, 2003.