

Backstepping con modos deslizantes aplicado al control de seguimiento de un UAV

T. Espinoza, A. Dzul, R. Parada
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 un controlador basado en la unión de dos metodologías de control, y el cual es aplicado al seguimiento de trayectorias con un UAV (Unmanned Aerial Vehicle) de ala fija. Las metodologías utilizadas son: backstepping y modos deslizantes. Asimismo, con el fin de realizar el buen funcionamiento del controlador propuesto, se realiza la comparación de éste con las dos metodologías de control independientes. Derecho reservado © UNAM-AMCA.

Palabras clave: Backstepping, modos deslizantes, seguimiento de trayectoria.

I. INTRODUCCIÓN

El estudio y diseño del seguimiento de trayectorias con vehículos aéreos no tripulados UAV's (Unmanned Aerial Vehicles) ha sido un tema de interés en los últimos años debido a las características y condiciones de trabajo a las que estos son sometidos. Además, es bien sabido que la realización de seguimiento de trayectorias con UAV's implica el estudio de metodologías de control que lleven a cabo de forma óptima dicha tarea (K. P. Valavanis, 2007).

Este tipo de vehículos pueden ser aplicados en diversas tareas, tales como: inspección de infraestructuras, tareas de vigilancia, monitoreo de zonas catastróficas, aplicaciones en agricultura (fotografía y video de hectáreas) y obviamente en aplicaciones militares. Estas importantes aplicaciones pueden ser realizadas utilizando formaciones de UAVs, control de postura, y seguimiento de trayectorias (J. Guerrero and R. Lozano, 2012).

Para realizar el seguimiento de trayectorias con UAV's (en donde se tienen variaciones de velocidades grandes y/o pequeñas, dependiendo de la ruta o trayectoria a seguir, y teniendo perturbaciones físicas, esto es, ráfagas de viento, etc.) es necesario un buen controlador para obtener los resultados deseados aún teniendo las variaciones antes mencionadas. Con el fin de mejorar el seguimiento de trayectorias para un sistema dado, se han desarrollado las siguientes leyes de control no lineal: backstepping (H. K. Khalil, 2002), control por modos deslizantes o por sus siglas en inglés SMC (Sliding Mode Control) (J.J. Slotine and W. Li, 1991), (H. K. Khalil, 2002) y backstepping con control por modos deslizantes (K. D. Young and U. Ozguner, 1999).

En (A. T. Espinoza, A. Dzul, et al, 2011) se realizó la comparación de controladores lineales, aplicados a un avión no tripulado, como: proporcional derivativo (PD) y proporcional integral derivativo (PID), así como no lineales: backstepping y control difuso. Estos controladores fueron realizados para el control de altura, guiñada y alabeo, faltando el controlador por backstepping para el movimiento de guiñada.

Una problemática observada en los controladores, backstepping y modos deslizantes, es que pueden presentar pares elevados (con respecto a la entrada real del sistema) o pequeñas oscilaciones (chattering), respectivamente. Con el fin de obtener un controlador que presente mejores características, se propuso la combinación del control backstepping con modos deslizantes. En este artículo se presenta dicha combinación para el sistema de avión de ala fija, lográndose un mejor desempeño a que si sólo se tuviesen las metodologías de control individuales. Asimismo, se realizó el seguimiento de una trayectoria con los controladores antes mencionados aplicados al movimiento de guiñada y altura con el fin de realizar dicha tarea.

La organización del artículo es la siguiente: la sección II muestra las ecuaciones que definen a la trayectoria deseada y el modelo dinámico del avión. La sección III trata con las leyes de control desarrolladas para el UAV. En la sección IV se muestran los resultados en simulación obtenidos de los tres controladores (backstepping con modos deslizantes, backstepping, y modos deslizantes). En la sección V se muestran resultados obtenidos en pruebas experimentales en lazo abierto con el fin de validar las señales generadas por el controlador propuesto. Finalmente, en la sección VI se tienen las conclusiones y el trabajo a futuro.

II. DISEÑO DE LA TRAYECTORIA Y MODELO DINÁMICO

En esta sección se muestran las ecuaciones que describen el diseño de la trayectoria deseada así como las ecuaciones de navegación definidas en el UAV. Asimismo, se presenta el modelo dinámico que define el movimiento longitudinal y de guiñada.

II-A. Diseño de la trayectoria

Para el diseño de la trayectoria deseada se utilizan las ecuaciones cinemáticas que definen a una circunferencia (W. Ren, et al, 2004):

$$\dot{x}_p = v \cos(\beta) \quad (1)$$

$$\dot{y}_p = v \sin(\beta) \quad (2)$$

$$\dot{\beta} = \omega \quad (3)$$

donde x_p y y_p son los ejes coordenados del plano cartesiano, β es el ángulo de orientación, v es la velocidad longitudinal y ω es la velocidad angular.

Para comparar la trayectoria deseada, generada por las ecuaciones cinemáticas (1)-(3), con la trayectoria obtenida, se utilizan las ecuaciones de navegación expresadas en el marco inercial del UAV (B. L. Stevens and F. L. Lewis, 1992):

$$\dot{x}_p = U \cos(\psi) - V \sin(\psi) \quad (4)$$

$$\dot{y}_p = U \sin(\psi) + V \cos(\psi) \quad (5)$$

donde U es la velocidad longitudinal en el eje x , y ψ es el ángulo de guiñada. V es la velocidad longitudinal en el eje y .

II-B. Modelo dinámico

Para obtener las ecuaciones que definen al modelo del avión, se omite cualquier parte flexible del UAV, por lo tanto el UAV de ala fija es considerado como un cuerpo rígido. Incluso se omite la curvatura de la tierra, dado que se asume que el UAV solo volará distancias cortas. Tomando en cuenta las consideraciones anteriores para el modelado del UAV de ala fija, es posible aplicar el formalismo de Newton para obtener el modelado matemático.

Las variables definidas en el modelo dinámico longitudinal (6)-(10) son mostradas en la Figura 1.

$$\dot{V} = \frac{1}{m}(-D + T \cos \alpha - mg \sin \gamma) \quad (6)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{mV}(L + T \sin \alpha - mg \sin \gamma) \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (8)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} \quad (9)$$

$$\dot{h} = V \sin(\theta) \quad (10)$$

donde V es la magnitud de la velocidad del avión, α describe el ángulo de ataque, γ representa el ángulo de incidencia y θ es el ángulo de cabeceo. La velocidad angular está definida por q con respecto al eje y del cuerpo del avión, T define la fuerza de empuje del motor, h es la altura de la aeronave y δ_e es la desviación del elevador (B. L. Stevens and F. L. Lewis, 1992). Los efectos aerodinámicos en el avión son obtenidos por la fuerza de elevación L y la fuerza de oposición al movimiento frontal del avión D . El momento aplicado en cabeceo está dado por M , m es la masa total del avión, g es la constante de

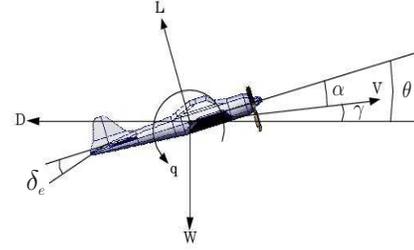


Figura 1. Movimiento longitudinal

gravedad y I_{yy} describe la componente y de la diagonal de la matriz de inercia. El valor del ángulo de ataque es obtenido de la relación $\alpha = \theta - \gamma$ (B. L. Stevens and F. L. Lewis, 1992). La fuerza de elevación L , la fuerza de oposición al movimiento longitudinal D , y el momento de cabeceo M , están definidos como (M. V. Cook, 2007):

$$L = \bar{q} S C_L \quad (11)$$

$$D = \bar{q} S C_D \quad (12)$$

$$M = \bar{q} S \bar{c} C_M \quad (13)$$

donde \bar{q} denota la presión aerodinámica. S representa el área del ala y \bar{c} es la respuesta aerodinámica de la cuerda. Los coeficientes aerodinámicos para la fuerza de oposición, fuerza de elevación y el momento en cabeceo son C_D , C_L y C_M respectivamente.

La dinámica lateral genera un movimiento de alabeo y al mismo tiempo genera un movimiento de guiñada y viceversa, esto es, que existe un acoplamiento natural entre las rotaciones de los ejes de alabeo y guiñada (D. Mclean, 1990). Para el diseño del controlador en guiñada, se consideró desacoplar el movimiento de guiñada del movimiento de alabeo, entonces al seguir la trayectoria deseada con el movimiento de guiñada, se considerará como una perturbación el movimiento de alabeo, probando así la robustez de los controladores no lineales diseñados.

En la Figura 2, se representan las variables que corresponden al movimiento de guiñada, que está representado por las siguientes ecuaciones:

$$\dot{\psi} = r \quad (14)$$

$$\dot{r} = \frac{N}{I_{zz}} \quad (15)$$

$$\dot{V}_y = \frac{F_y}{m} - r V_x \quad (16)$$

$$\dot{V}_x = \frac{F_x}{m} + r V_y \quad (17)$$

donde ψ es el ángulo de guiñada, r representa la velocidad angular en guiñada con respecto al centro de gravedad del avión, N es el momento en guiñada y I_{zz} representa la inercia en el eje z . δ_r representa la movimiento del estabilizador. V_x corresponde a la velocidad longitudinal del avión en el eje x , V_y es la velocidad lateral del avión en el eje y , F_x describe la fuerza empuje en el eje longitudinal

x y F_y denota la componente de la fuerza lateral resultante en el eje y . Las ecuaciones relacionadas con las fuerzas y el momento en guiñada son:

$$F_x = \bar{q}SC_{x0} \quad (18)$$

$$F_y = \bar{q}SC_y \quad (19)$$

$$N = \bar{q}SC_n \quad (20)$$

donde C_{x0} , C_y y C_n son los coeficientes aerodinámicos involucrados en la dinámica del movimiento guiñada.

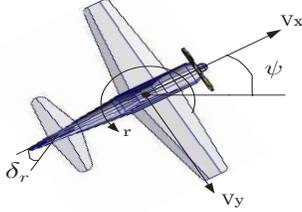


Figura 2. Movimiento en guiñada

III. DISEÑO DE CONTROLADORES

En esta sección se describen los controladores no lineales que fueron diseñados para el seguimiento de la trayectoria deseada con un UAV de ala fija.

III-A. Generación de la trayectoria deseada

Para colocar una circunferencia en cualquier parte de un plano cartesiano se aplicó un controlador proporcional derivativo PD a las ecuaciones (1)-(3), simulando que dicha circunferencia sea la trayectoria deseada a realizar por el UAV en la superficie terrestre:

$$u(t) = K_p(e(t)) + K_v \frac{d(e(t))}{dt} \quad (21)$$

donde $K_p = 1$ y $K_v = 1$ son las constantes de diseño. El error se define como $e(t) = (x - x_d)^2 + (y - y_d)^2 - r^2$ (A. Astolfi, D. Karagiannis, et al, 2008), donde x_d y y_d son los valores deseados en el plano cartesiano y r es el radio de la circunferencia deseada.

III-B. Control en altura

Para el diseño del control en altura, se consideran las ecuaciones que definen al movimiento longitudinal del avión, excepto la ecuación (6) que define la velocidad longitudinal, dado que se considera una velocidad constante para el UAV. Se define el error $e(t) = h_d - h(t)$ que será utilizado para el diseño de los controladores no lineales en altura, donde h_d es la altura deseada y $h(t)$ es la altura actual.

En (O. Harkegard and S. T. Glad, 2000) se propone un controlador por backstepping utilizando solo la ecuación (7), ahora se utilizará la ecuación (8) como una aproximación de un grado de libertad del modelo de la dinámica longitudinal (D. Mclean, 1990), y el error de

cabeceo está definido por $e_\theta(t) = \theta - \theta_d$, teniendo a $\dot{q} = M_{qq} + M_m \delta_e$. Utilizando $\dot{q} = \dot{x}_{1h}$, $x_{1h} = M_{qq}$, $x_{2h} = M_m \delta_e$, y definiendo $\dot{x}_{2h} = u$ como el integrador backstepping (H. K. Khalil, 2002), el nuevo sistema a controlar está dado por:

$$\dot{x}_{1h} = x_{1h} + x_{2h} \quad (22)$$

$$\dot{x}_{2h} = u \quad (23)$$

La señal de control obtenida es:

$$u(t) = -x_{1h} - x_{2h} + \ddot{x}_{1h}^d - k_{1h}(x_{1h} + x_{2h} - \dot{x}_{1h}^d) - \delta_{1h} + k_{2h}z_h \quad (24)$$

donde k_{1h} y k_{2h} son constantes positivas. Definiendo $\delta_{1h} = e_\theta(t)$, $z_h = \dot{x}_{1h} + k_{1h}\delta_{1h}$ y $x_{1h}^d = \theta_d$. Para el control por modos deslizantes (SMC), se considera $x_{2h} = q$. La superficie deslizante está dada por $\sigma = k_{1h}e_\theta(t) + x_{2h}$ con k_{1h} como una ganancia constante positiva. El control por modos deslizantes es obtenido como:

$$u = -k_{1h}x_{2h} - \beta_h \text{sgn}(\sigma_{1h}) \quad (25)$$

donde $\beta_h = a_h k_{1h} |e_\theta(t)| + b_h x_{2h}^2 + \beta_{0h}$ (H. K. Khalil, 2002), (J.J. Slotine and W. Li, 1991). β_{0h} , a_h y b_h son constantes positivas. La función signo está definida como:

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

Para el diseño del controlador por backstepping con modos deslizantes, se diseña una superficie deslizante $\sigma_{2h} = k_{3h}e_\theta(t) + x_{2h}$. Esta superficie deslizante es utilizada para diseñar la función candidata de Lyapunov, esto es, $\frac{1}{2}\sigma_{2h}^2$. Considerando las ecuaciones (22) y (23) para aplicar la metodología de backstepping (H. K. Khalil, 2002). El controlador obtenido está dado por:

$$u = -k_{1h}\dot{x}_{1h} - k_{2h}\sigma_{2h} - \beta_{x1h} \text{sgn}(\sigma_{2h}) - e_\theta(t) \quad (26)$$

donde k_{1h} , k_{2h} , k_{3h} y β_{x1h} son constantes positivas.

III-C. Control en guiñada

Para diseñar el controlador del movimiento en guiñada, se considera solo la aerodinámica del modelo en guiñada, entonces se excluyen (16) y (17) porque son la velocidad lateral y la velocidad longitudinal respectivamente, generadas por el movimiento de guiñada. Se define el error como $e_\psi = \psi(t) - \psi_d$, donde $\psi(t)$ es obtenido integrando (14), y ψ_d denota el ángulo de guiñada deseado (D. Mclean, 1990). Entonces se puede definir $\dot{r} = C_{nr}r + C_{n\delta_r}\delta_r$. Tomando $\dot{r} = \dot{x}_{1\psi}$, $x_{1\psi} = C_{nr}r$ y $x_{2\psi} = C_{n\delta_r}\delta_r$, y definiendo $\dot{x}_{2\psi} = u$ como el integrador backstepping (H. K. Khalil, 2002), el nuevo sistema a controlar está ahora dado por:

$$\dot{x}_{1\psi} = x_{1\psi} + x_{2\psi} \quad (27)$$

$$\dot{x}_{2\psi} = u \quad (28)$$

El controlador por backstepping obtenido es:

$$u(t) = -x_{1\psi} - x_{2\psi} + \ddot{x}_{1\psi}^d - k_{1\psi}(x_{1\psi} + x_{2\psi} - \dot{x}_{1\psi}^d) - \delta_{1\psi} + k_{2\psi}z_{\psi} \quad (29)$$

donde $k_{1\psi}$, $k_{2\psi}$ son ganancias constantes positivas, $\delta_{1\psi} = e_{\psi}(t)$, $z_{\psi} = \dot{x}_{1\psi} + k_{1\psi}\delta_{1\psi}$ y $x_{1\psi}^d = \psi_d$.

El control por modos deslizantes se inicia definiendo la superficie deslizante como $\sigma_{1\psi} = k_{1\psi}e_{\psi}(t) + x_{2\psi}$, con $x_{2\psi} = r$ y $\beta_{\psi} = a_{\psi}k_{1\psi}|e_{\psi}(t)| + b_{\psi}x_{2\psi}^2 + \beta_{0\psi}$. Entonces la ley de control obtenida está dada por:

$$u = -k_{1\psi}x_{2\psi} - \beta_{\psi} \operatorname{sgn}(\sigma_{1\psi}) \quad (30)$$

donde $k_{1\psi}$, a_{ψ} , b_{ψ} y $\beta_{0\psi}$ son constantes positivas. El control backstepping con modos deslizantes está diseñado utilizando la misma metodología que fue utilizada en el control de altura. Se diseña una superficie deslizante $\sigma_{2\psi} = k_{3\psi}e_{\psi}(t) + x_{2\psi}$. Además se utiliza la superficie deslizante como función candidata de Lyapunov, esto es, $\frac{1}{2}\sigma_{2\psi}^2$. Entonces se consideran las ecuaciones (27) y (28) para aplicar la metodología backstepping (H. K. Khalil, 2002). La ley de control está dada por:

$$u = -k_{1\psi}\dot{x}_{1\psi} - k_{2\psi}\sigma_{2\psi} - \beta_{x1\psi} \operatorname{sgn}(\sigma_{2\psi}) - e_{\psi}(t) \quad (31)$$

donde $k_{1\psi}$, $k_{2\psi}$, $k_{3\psi}$ y $\beta_{x1\psi}$ son constantes positivas.

IV. RESULTADOS EN SIMULACIÓN

En esta sección se muestran los resultados obtenidos en simulación. En la Tabla I se dan los valores utilizados de las ganancias de cada controlador.

IV-A. Movimiento de altura

La Figura 3 muestra el comportamiento de altura para un valor deseado de 13 m. Se puede observar que los tres controladores convergen al valor deseado. El control por modos deslizantes es el que llega más rápido por primera vez al valor deseado, pero converge a éste de forma estable en un tiempo mayor que el control backstepping y el control por backstepping con modos deslizantes. En las Figura 4 se muestra el momento aplicado en cabeceo para obtener la altura deseada, y demás se observa el efecto de chattering en el control por modos deslizantes, el momento aplicado con el control por backstpping no fue añadido ya que los valores eran demasiado grandes, tal como se verá en el control de guiñada. El control por backstepping y backstepping con modos deslizantes tienen buen desempeño dado que convergen a la altura deseada, sin embargo el momento aplicado por backstepping es demasiado grande en comparación con el control por backstepping con modos deslizantes. Además, para el movimiento en altura con la unión de estos controladores se reduce en un 91 % el indeseado efecto chattering que tienen de forma natural los controladores por modos deslizantes, ver Figura 4.

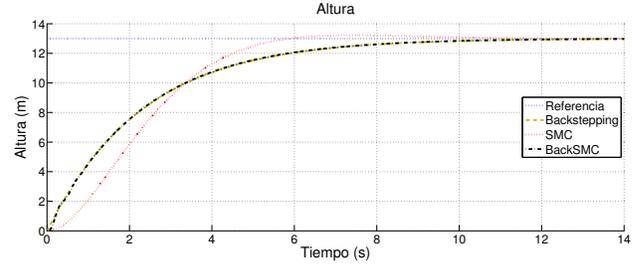


Figura 3. Resultado de los controladores en altura

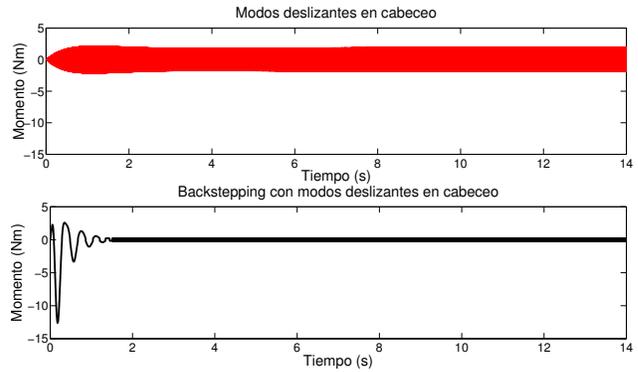


Figura 4. Momento aplicado en cabeceo

IV-B. Movimiento de guiñada

La Figura 5 muestra el ángulo necesario en guiñada para realizar la trayectoria deseada. Los valores de los ángulos que se muestran en la simulación pueden ser logrados por el UAV de ala fija con el que se han realizado experimentos en lazo abierto. Las Figuras 6 y 7 muestran el momento necesario para converger al ángulo deseado.

Se observa que el control por backstepping tiene un seguimiento aceptable de la trayectoria deseada, ver Figura 8, pero muestra un par muy elevado para tratar de seguirla. El control por modos deslizantes no presenta un buen seguimiento comparado con los controladores por backstepping y backstepping con modos deslizantes, además presenta el indeseado efecto chattering, ver Figura 7.

El controlador backstepping con modos deslizantes presenta un mejor seguimiento de la trayectoria deseada, comparado con el control por backstepping y el control por

Tabla I
GANANCIAS DE LOS CONTROLADORES

Altura	k_{1h}	k_{2h}	k_{3h}	a_h	b_h	β_{0h}	β_{x1h}
Backstepping	520	510	-	-	-	-	-
SMC	1.1	-	-	1	1	10	-
BackSMC	0.1	5	50	-	-	-	1
Guiñada	$k_{1\psi}$	$k_{2\psi}$	$k_{3\psi}$	a_{ψ}	b_{ψ}	$\beta_{0\psi}$	$\beta_{x1\psi}$
Backstepping	520	500	-	-	-	-	-
SMC	4	-	-	0.3	0.5	41.2	-
BackSMC	0.0001	2.7	900	-	-	-	6

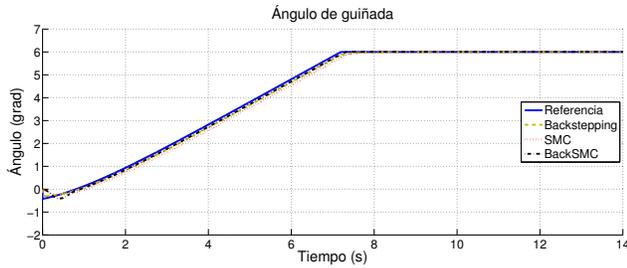


Figura 5. Resultado de controladores en guiñada

modos deslizantes, además de que el control por backstepping con modos deslizantes reduce significativamente el momento aplicado y el chattering en un 85,5% para realizar la trayectoria deseada. En la Figura 9 se muestra la trayectoria deseada en color azul, comparada con los controladores no lineales diseñados, y se observa como el UAV de ala fija alcanza la altura deseada de 13m, y después de haber realizado la circunferencia deseada, sale de ella para continuar una trayectoria deseada en línea recta. En la Figura 8 se observa una vista desde el plano cartesiano x y y de la trayectoria deseada, en esta Figura 8 se aprecia mejor el desempeño de los tres controladores.

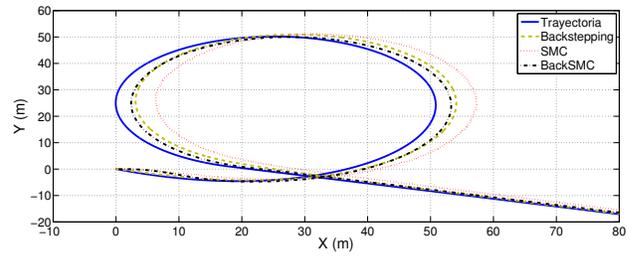


Figura 8. Trayectorias vistas desde el plano x , y

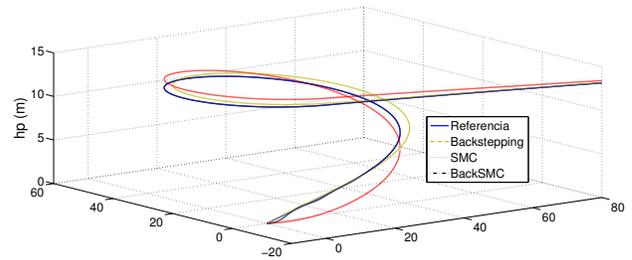


Figura 9. Trayectorias obtenidas con los diferentes controladores

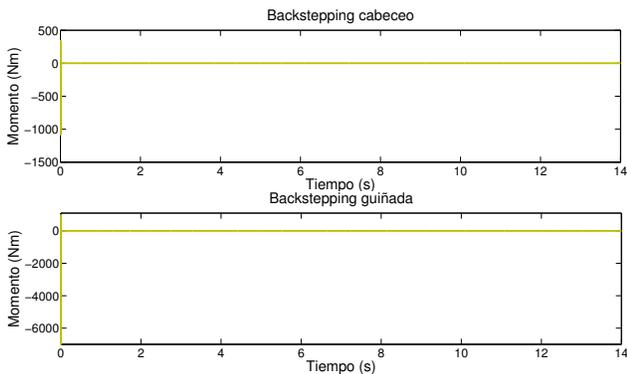


Figura 6. Momento aplicado en guiñada con backstepping

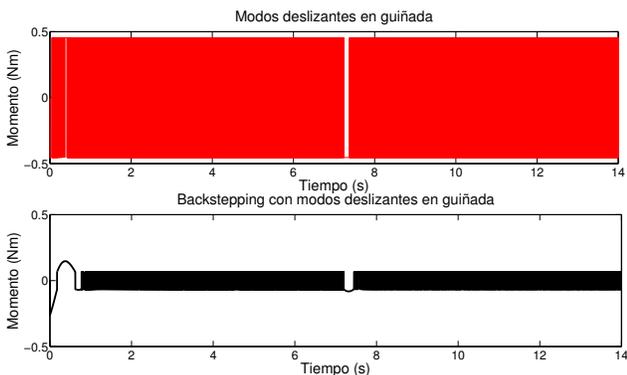


Figura 7. Momento aplicado en guiñada

V. RESULTADOS EXPERIMENTALES

El propósito de esta sección consiste en presentar resultados experimentales en lazo abierto, y en los cuales se observan los valores “normales” de los ángulos para un vuelo estándar. Con dichos resultados, pretendemos validar que los controladores diseñados en este artículo pueden ser aplicables en la práctica. Estos resultados se obtuvieron del sistema embebido desarrollado para el UAV de ala fija.

V-A. Sistema embebido

El sistema embebido consiste de un microprocesador rabbit RCM6000. Este microprocesador lee los datos que provienen de la central inercial IMU (Inertial Measurement Unit) y las señales del radio control. La central inercial utilizada es una MicroStrain 3DM-GX1, la cual entrega los ángulos de Euler y las velocidades angulares. El radio control utilizado para pilotar el UAV es un Futaba T7C. Se utiliza un módulo de transmisión inalámbrica para obtener todos los datos necesarios, este módulo es un XBee-PRO 802.15.4., ver Figura 10.

V-B. Resultados en lazo abierto

Se realizarón pruebas de vuelo con el propósito de obtener los ángulos que alcanza el UAV de ala fija. Los parámetros de interés que fueron obtenidos son: los ángulos de Euler y las velocidades angulares. La Figura 11 muestra los ángulos de Euler obtenidos de la central inercial, mientras que la Figura 12 muestra las velocidades angulares provenientes de la central inercial.

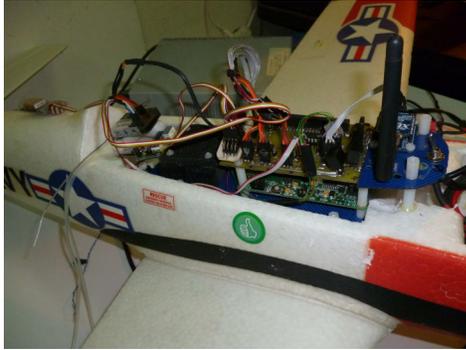


Figura 10. Sistema embebido en plataforma experimental

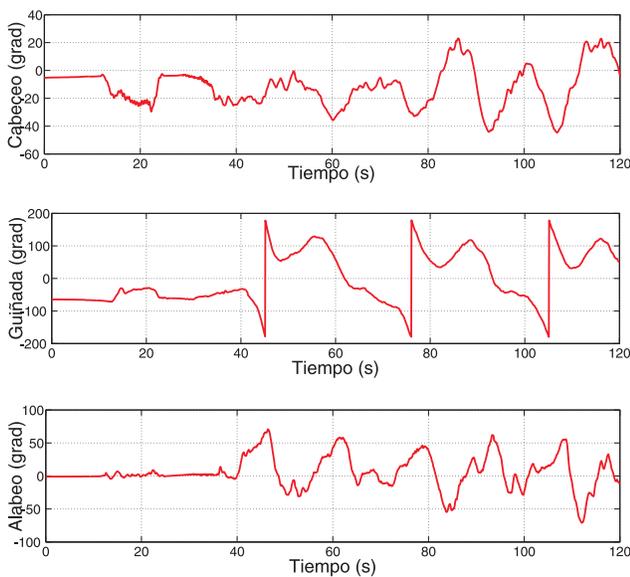


Figura 11. Ángulos de Euler en lazo abierto

VI. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

En este trabajo se muestra el diseño de un controlador por backstepping con modos deslizantes. Este controlador fue comparado con sus respectivas metodologías de base, es decir, el controlador por backstepping y el controlador por modos deslizantes. En las simulaciones obtenidas se observa que el control por backstepping tiene un desempeño aceptable al tratar de seguir la trayectoria y en alcanzar la altura deseada, sin embargo presenta un par muy elevado para conseguir los valores deseados en altura como en guiñada. Por otro lado, el controlador por modos deslizantes posee un buen funcionamiento en altura, pero al seguir la trayectoria deseada fue el que presentó un mayor error en comparación con el controlador por backstepping y el controlador por backstepping con modos deslizantes, además de que el control por modos deslizantes presenta el indeseado efecto chattering. El control por backstepping con modos deslizantes es el que presenta un mejor desempeño

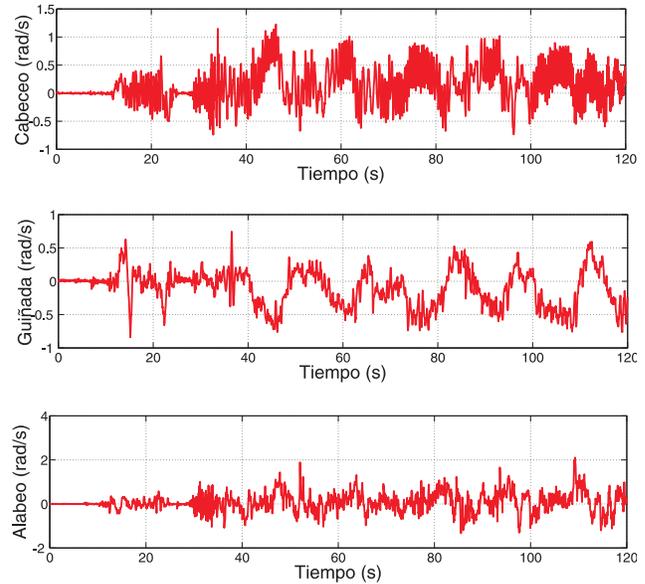


Figura 12. Velocidades angulares en lazo abierto

tanto en altura como en guiñada, además se observa que es el que mejor sigue la trayectoria deseada, con respecto a los otros dos controladores. El efecto chattering y el momento aplicado para alcanzar los valores deseados se ven significativamente reducidos con el control backstepping con modos deslizantes.

Como trabajo futuro, se realizará una prueba de robustez del algoritmo y se pretende que a finales de este año puedan ser implementados en tiempo real estos controladores.

REFERENCIAS

- K. P. Valavanis (2007). "Advances in Unmanned Aerial Vehicles", Ed. Springer, ISBN: 1-4020-6113-4.
- J. Guerrero and R. Lozano (2012). "Flight Formation Control", Ed. Wiley, ISBN: 184-82-1323-9.
- B. L. Stevens and F. L. Lewis (2012). "aircraft control and simulation ", Ed. Jhon Wiley and Sons, ISBN: 0-471-61397-5.
- M. V. Cook (2007). "Flight Dynamics Principles", Second edition, Ed. Elsevier, ISBN: 978-0-7506-6927-6.
- J.J. Slotine and W. Li (1991). "Applied Nonlinear Control", Ed. Prentice Hall, ISBN: 0-130-40890-5.
- H. K. Khalil (2002). "Nonlinear Systems", Third edition, Ed. Prentice Hall, ISBN: 0-13-067389-7.
- K. D. Young and U. Ozguner (1999). "Variable Structure Systems, Sliding Mode and Nonlinear Control", Ed. Springer, ISBN: 1-85-233197-6.
- D. Mclean (1990). "Automatic Flight Control Systems", Ed. Prentice hall International, ISBN: 0-13-054008-0.
- W. Ren and R.W. Beard (2004). "Trajectory Tracking for Unmanned Air Vehicles With Velocity and Heading Rate Constraints", *IEEE Transaction on Control Systems Technology*, vol. 12, No. 5, September 2004
- O. Härkegard and S. T. Glad (2000). "A Backstepping design for Flight Path Angle Control", In *proceedings of the 39th Conference on Decision and Control*, Sydney, Australia, 12- 15 Dic, Page(s):3570 - 3575 vol.4, 2000
- A. T. Espinoza, A. Dzul, et al (2011). "Comparación de controladores aplicados a un avión", *Asociacion de México de Control Automático*, Saltillo, Coahuila, México, 05 al 07 de octubre, 2011
- A. Astolfi, D. Karagiannis, et al (2008). "Nonlinear and Adaptive Control with Applications", Ed. Springer, ISBN: 978-1-84800-066-7.