

# Mecanismo de ajuste robusto para un controlador PD adaptable aplicado a un robot aéreo no tripulado tipo avión

T. Espinoza-Fraire<sup>1</sup>, A. Sáenz-Esqueda<sup>1</sup>, C. Sáenz-Esqueda<sup>1</sup>, O. Del Rio-Santana<sup>1</sup>

**Resumen**— En este trabajo se presenta un mecanismo de ajuste robusto con la técnica de modos deslizantes para diseñar un controlador PD con ganancias adaptables. El objetivo y contribución es el diseño de un mecanismo de ajuste robusto en presencia de perturbaciones desconocidas y no modeladas en el sistema, esta perturbación puede ser considerada como rachas de viento. El mecanismo de ajuste robusto está diseñado con la regla MIT y el método de gradiente con la teoría de modos deslizantes. El controlador PD adaptable obtenido se aplica para regular la altitud de un robot aéreo no tripulado tipo avión.

**Palabras claves**—Control adaptable, modos deslizantes, robusto.

**Abstract**— In this work is presented an adjustment mechanism with the sliding modes technique to design a PD controller with adaptive gains. the objective and contribution is the design of a robust adjustment mechanism in presence of unknown and not modeled perturbations in the system, this perturbation can be considered as wind gusts. The robust adjustment mechanism is designed with the MIT-rule and the gradient method with the sliding mode theory. The adaptive PD controller obtained is applied to regulate the altitude of an airplane-type unmanned aerial robot..

**Keywords**— Adaptive control, sliding modes, robust.

## I. INTRODUCCIÓN

El desarrollo y uso de sistemas aéreos no tripulados (UAVs) sigue en aumento, pero aún existen algunas investigaciones que se pueden desarrollar, una de ellas es el control de altitud en presencia de perturbaciones en UAVs de ala fija no tripulados, las perturbaciones mencionadas son las ráfagas de viento. Por lo tanto, en este trabajo se desarrolla un controlador PD con ganancias adaptables y esta adaptación se basa en el esquema adaptable conocido como Model Reference Adaptive System (MRAS). Entonces, en este trabajo el objetivo es diseñar un mecanismo de ajuste robusto para las ganancias de un controlador PD y nuestra propuesta para diseñarlo, es con el uso de la regla MIT (Astrom K. J., Wittenmark B. (1994)) y el método del gradiente con la teoría de modos deslizantes.

Existen otros trabajos donde se presenta algún aporte a la regla del MIT, por ejemplo, en (Ahmed A., Abdelmageed A. and Mohammed M. (2015)) se desarrolla un modelo de

referencia basado en un controlador PID y se compara con un modelo de referencia convencional u ordinario, esto se hace con el fin de obtener un mejor desempeño en el control de la velocidad de un motor de CC. En (Pawar R.J. y Parvat B.J. (2015)) se presenta una modificación en la estructura de un MRAC (control adaptativo por modelo de referencia) la modificación se basa en un controlador PID.

Mientras que en (Amuthan N. y Singh. S. (2008)) se propone mecanismo de ajuste mediante la ecuación de Perrin que tiene como objetivo evitar la selección de la ganancia adaptativa por un método heurístico.

En (J. Priyank y Nigam M. (2013)) se presenta una regla MIT modificada con el objetivo de resolver dos problemas que presenta la regla MIT, estos problemas son que con una selección suficientemente grande de la ganancia de adaptación o en la magnitud de la señal de referencia, el sistema tiende a la inestabilidad. Por otro lado, los trabajos (Ahmed A., Abdelmageed A. and Mohammed M. (2015)), (Pawar R.J. y Parvat B.J. (2015)), (Amuthan N. y Singh. S. (2008)) y (J. Priyank y Nigam M. (2013)) presentan resultados de simulaciones utilizando el software Matlab, así como en este trabajo.

## II. PARTE TÉCNICA DEL ARTÍCULO

### A. Modelo dinámico longitudinal.

El modelo aerodinámico se ha obtenido con base en la segunda ley de movimiento de Newton, se toman algunas consideraciones para la obtención del modelo, es decir, se considera la tierra como un plano debido a que el MAV de ala fija va a volar distancias cortas, y no se considera ninguna parte flexible del avión para el modelo dinámico. Entonces, el modelo longitudinal del avión se ha definido como (Brian L. Stevens y Frank L. Lewis. (1992)):

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

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{mV}(L + T \sin(\alpha) - mg \sin(\gamma)) \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3)$$

$$\dot{q} = M_q q + M_{\delta_e} \delta_e \quad (4)$$

$$\dot{h} = V \sin(\theta) \quad (5)$$

<sup>1</sup> Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango, Gómez Palacio, Durango, México.

\* atespinoza@ujed.mx

donde  $V$  es la velocidad de vuelo,  $\alpha$  describe el ángulo de ataque,  $\gamma$  representa el ángulo de incidencia del viento y  $\theta$  denota el ángulo de cabeceo. Además,  $q$  es la velocidad angular de cabeceo (con respecto al eje  $y$  en el cuerpo del vehículo aéreo no tripulado de ala fija),  $T$  denota la fuerza de empuje del motor,  $h$  es la altura de la aeronave no tripulada

y  $\delta_e$  representa la desviación de la superficie de control, conocida en aerodinámica como elevador (Brian L. Stevens y Frank L. Lewis. (1992)), (Mclean D. (1990)). Los efectos aerodinámicos en el vehículo aéreo son obtenidos por la fuerza de elevación  $L$  y la fuerza de oposición al movimiento  $D$ . La masa total del avión está dada por  $m$ ,  $g$  es la constante gravitacional,  $I_{yy}$  describe la componente  $y$  de la diagonal de la matriz de inercia. El valor del ángulo de ataque es obtenido utilizando la siguiente relación  $\alpha = \theta - \gamma$  (L. Stevens, et al, 1992). En aerodinámica,  $M_q$  y  $M_{\delta_e}$  son las derivadas de estabilidad implícitas en el movimiento de cabeceo. La fuerza de elevación  $L$ , la fuerza  $D$  son definidas como (M.V. Cook, 2013), (Brian L. Stevens y Frank L. Lewis. (1992)):

$$L = \bar{q} S C_L \quad (6)$$

$$D = \bar{q} S C_D \quad (7)$$

donde  $\bar{q}$  denota la presión aerodinámica.  $S$  representa el área del ala y  $\bar{c}$  es la respuesta de la cuerda.  $C_D$  y  $C_L$  son los coeficientes aerodinámicos para las fuerzas de sustentación y de oposición, respectivamente (Brian L. Stevens y Frank L. Lewis. (1992)). Las derivadas de estabilidad aerodinámica

son definidas por  $M_q = \frac{\rho S V \bar{c}^2}{4 I_{yy}} C_{mq}$  y  $M_{\delta_e} = \frac{\rho V^2 S \bar{c}}{2 I_{yy}} C_{m\delta_e}$

donde  $\rho$  es la densidad del aire ( $1.05 \text{ kg/m}^3$ ),  $S$  se define como el área del ala ( $0.09 \text{ m}^2$ ),  $\bar{c}$  es la respuesta estándar de la cuerda ( $0.14 \text{ m}$ ),  $b$  es la envergadura ( $0.914 \text{ m}$ ),  $I_{yy}$  define al momento de inercia en cabeceo ( $0.17 \text{ kgm}^2$ ),  $C_{mq}$  es el coeficiente adimensional para el movimiento longitudinal, obtenido experimentalmente (-50),  $C_{m\delta_e}$  define al coeficiente adimensional para el movimiento del elevador, obtenido experimentalmente (0.25).

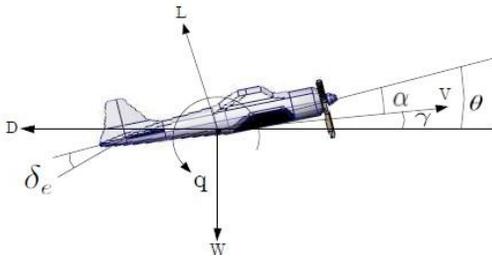


Figura 1. Movimiento de cabeceo.

### B. Diseño del controlador adaptable

Para diseñar el controlador adaptativo por altitud, se consideran las ecuaciones (3) - (5), esto es debido a que la ecuación (1) representa la velocidad del avión, pero para las simulaciones de este trabajo se considera como constante, y la ecuación (2) es el ángulo de incidencia producido por el viento y en este trabajo estamos diseñando la ley de control sobre el sólido (cuerpo de la aeronave). Entonces, el error de altitud se define como  $\tilde{e}_h = h_d - h$ , donde  $h_d$  es la altitud deseada y  $h$  es la altitud real. La altitud deseada se logra controlando el ángulo de inclinación, por lo que hemos definido un error para este ángulo, dado por  $\tilde{e}_\theta = \theta_d - \theta(t)$ , donde  $\theta_d = \arctan(\tilde{e}_h / \zeta)$  es el ángulo de inclinación deseado, y  $\zeta$  denota la longitud desde el centro de masa del vehículo aéreo no tripulado hasta la nariz de este. Considere las ecuaciones (3) - (4), define la entrada de control. Así, el control adaptativo viene dado por:

$$\delta_e = \hat{k}_{pa} \tilde{e}_\theta + \hat{k}_{va} \dot{\tilde{e}}_\theta \quad (8)$$

donde  $\hat{k}_{pa}$  y  $\hat{k}_{va}$  se denominan ganancias de posición y velocidad, respectivamente, estas son las ganancias adaptables. Las ganancias del control de PD tienen implícito un subíndice para indicar el algoritmo que se ha aplicado como mecanismo de ajuste,  $a = a_1, a_2, a_3, a_4$ , esto es,  $a_1$ : corresponda a la regla MIT,  $a_2$ : corresponde a la regla MIT con modos deslizantes de primer orden (MIT-SM),  $a_3$ : corresponde a la regla MIT con modos deslizantes de segundo orden (MIT-2SM),  $a_4$ : corresponde a la regla MIT con modos deslizantes de alto orden (MIT-HOSM). Por tanto, para el diseño de la regla MIT se introduce un error dado por:

$$e_{\theta_m} = \theta_m - \theta \quad (9)$$

donde  $\theta_m$  es la salida del modelo de referencia, se considera la metodología presentada en (Astrom K. J., Wittenmark B. (1994)) para la regla del MIT, teniendo en cuenta esto, el modelo aerodinámico se ha transformado en la representación de una función de transferencia para desarrollar las derivadas de sensibilidad; estos se han obtenido calculando derivadas parciales con respecto a los parámetros del controlador  $\hat{k}_{pa}$  y  $\hat{k}_{va}$ . Por lo tanto, la función de transferencia de bucle cerrado con el controlador PD adaptable se ha definido como:

$$\theta = \frac{M_{\delta_e} (\hat{k}_{pa} + \hat{k}_{va} s)}{s^2 + (M_q + M_{\delta_e} \hat{k}_{va}) s + M_{\delta_e} \hat{k}_{pa}} \theta_d \quad (10)$$

y el modelo de referencia para la dinámica de altitud se ha definido como:

$$\theta_m = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \theta_d \quad (11)$$

donde  $\zeta = 3,17$  y  $\omega = 3,16$ . Considerando (9) - (11) y calculando las derivadas parciales con respecto a  $y$ , se obtiene:

$$\frac{\partial e_{\theta m}}{\partial \hat{k}_{pa}} = \frac{M_{\delta e}}{s^2 + (M_q + M_{\delta e} \hat{k}_{va})s + M_{\delta e} \hat{k}_p} (\theta - \theta_d) \quad (12)$$

$$\frac{\partial e_{\theta m}}{\partial \hat{k}_{va}} = \frac{M_{\delta e}}{s^2 + (M_q + M_{\delta e} \hat{k}_{va})s + M_{\delta e} \hat{k}_p} (\theta) \quad (13)$$

Generalmente, las expresiones (12) y (13) no se pueden utilizar debido a los parámetros desconocidos de modo que, se ha asumido un caso óptimo y se define como:

$$s^2 + (M_q + M_{\delta e} \hat{k}_{va})s + M_{\delta e} \hat{k}_p = s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2 \quad (14)$$

así, después de estas aproximaciones, hemos obtenido las ecuaciones diferenciales del controlador PD adaptativo.

$$\dot{\hat{k}}_{pa1} = -\gamma_1 \left( \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} (\theta - \theta_d) \right) e_{\theta m} \quad (15)$$

$$\dot{\hat{k}}_{va1} = -\gamma_2 \left( \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} (\theta) \right) e_{\theta m} \quad (16)$$

Ahora, se propone una regla MIT con modos deslizantes de primer orden; este enfoque es diferente al definido en (Astrom K. J., Wittenmark B. (1994)). Entonces, se define una superficie deslizante como  $s_1 = \dot{\theta}_m - q + k_1 e_{\theta m}$  con  $k_1 > 0$ . Luego, las ecuaciones diferenciales del controlador adaptable con la metodología por modo deslizantes de primer orden, vienen dadas por:

$$\dot{\hat{k}}_{pa2} = -\gamma_1 \left( \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} (\theta - \theta_d) \right) (\beta_p \operatorname{sgn}(s_1)) \quad (17)$$

$$\dot{\hat{k}}_{va2} = -\gamma_2 \left( \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} (\theta) \right) (\beta_p \operatorname{sgn}(s_1)) \quad (18)$$

donde  $\beta_p$  y  $\beta_v$  son valores positivos. Debido al efecto de *chattering* de los modos deslizantes de primer orden, se propone un mecanismo de ajuste con modos deslizantes de segundo orden. Estos modos deslizantes de segundo orden incluyen un diferenciador robusto de primer orden (Levant A. (1998)):

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= v_0 = -\lambda_0 |x_0 - s_1|^{1/2} \operatorname{sgn}(x_0 - s_1) + x_1 \\ \dot{x}_1 &= -\lambda_1 \operatorname{sgn}(x_1 - v_0) \end{aligned}$$

Donde  $x_0$  y  $x_1$  son estimaciones en tiempo real de  $s_1$  y  $\dot{s}_1$ , respectivamente. Los valores de  $\lambda_1$  y  $\lambda_2$  son positivos y constantes. Por lo tanto, las ecuaciones diferenciales del controlador PD adaptable con modos deslizantes de segundo orden se definen por:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{k}}_{pa3} &= -\gamma_1 \left( \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} (\theta - \theta_d) \right) \\ &\times (\beta_p \operatorname{sgn}(s_1) + \beta_v \operatorname{sgn}(\dot{s}_1)) \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{k}}_{va3} &= -\gamma_2 \left( \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} (\theta) \right) \\ &\times (\beta_p \operatorname{sgn}(s_1) + \beta_v \operatorname{sgn}(\dot{s}_1)) \end{aligned} \quad (20)$$

donde  $\beta_p, \beta_v > 0$ . Para reducir o eliminar aún más el efecto de *chattering* en los modos deslizantes de segundo orden, se propone un mecanismo de ajuste con modos deslizantes de alto orden. Para diseñar el mecanismo de ajuste con modos deslizantes de alto orden es necesario un diferenciador robusto de segundo orden (Levant A. (1998)):

$$\dot{x}_0 = v_0 = -\lambda_0 |x_0 - s_1|^{2/3} \operatorname{sgn}(x_0 - s_1) + x_1$$

$$\dot{x}_1 = v_1 = -\lambda_1 |x_1 - v_0|^{1/2} \operatorname{sgn}(x_1 - v_0) + x_2$$

$$\dot{x}_2 = -\lambda_2 \operatorname{sgn}(x_2 - v_1)$$

donde,  $x_0$ ,  $x_1$  y  $x_2$  son estimaciones en tiempo real de  $s_1$ ,  $\dot{s}_1$  y  $\ddot{s}_1$ . Los valores de  $\lambda_0$ ,  $\lambda_1$  y  $\lambda_2$  se definen como constantes positivas. Finalmente, las ecuaciones diferenciales del controlador PD adaptable con modos deslizantes de alto orden se definen por:

$$\dot{\hat{k}}_{pa4} = -\gamma_1 \left( \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} (\theta - \theta_d) \right) \quad (21)$$

$$\times (\alpha_p (\ddot{s}_1 + 2(|\dot{s}_1|^3 + |s_1|^2)^{1/6} \operatorname{sgn}(\dot{s}_1 + |s_1|^{2/3} \operatorname{sgn}(s_1))))$$

$$\dot{\hat{k}}_{va4} = -\gamma_2 \left( \frac{1}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} (\theta) \right) \quad (22)$$

$$\times (\alpha_v (\ddot{s}_1 + 2(|\dot{s}_1|^3 + |s_1|^2)^{1/6} \operatorname{sgn}(\dot{s}_1 + |s_1|^{2/3} \operatorname{sgn}(s_1))))$$

donde  $\alpha_p$  y  $\alpha_v$  son ganancias positivas y constantes.

### III. RESULTADOS

#### A. Análisis del error y esfuerzo del controlador.

Para describir los resultados de las simulaciones con la regla MIT con teoría de modos deslizantes, hemos analizado los resultados con la norma  $l_2$  (Khalil H. (1996)), ver la Tabla I, es decir, analizar las señales de error (23) y el esfuerzo de control (24) con los diferentes mecanismos adaptables propuestos.

$$l_2[e_h] = \sqrt{\frac{1}{T-t_0} \int_{t_0}^T \|e_h\|^2 dt} \quad (23)$$

$$l_2[\delta_e] = \sqrt{\frac{1}{T-t_0} \int_{t_0}^T \|\delta_e\|^2 dt} \quad (24)$$

TABLA I  
NORMA  $l_2$  DEL ERROR Y ESFUERZO DE LOS CONTROLADORES

Controlador	$l_2[e_h]$ [grados]	$l_2[\delta_e]$ [grados]
MIT	1.2949	0.2876
MIT-SM	1.2913	0.2686
MIT-2SM	1.0856	0.2362
MIT-HOSM	1.0773	0.2519

*B. Resultados obtenidos en simulación.*

Los resultados de las simulaciones para el control de altura aplicando la regla MIT (Astrom K. J., Wittenmark B. (1994)), se presentan en la Figura 2, en el gráfico superior de la Figura 2 se presenta la respuesta de la regla MIT y en el gráfico inferior de la misma figura, muestra la respuesta del controlador. Analizando los resultados obtenidos en la Tabla I se aprecia que el controlador PD con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT ha presentado más error que el MIT con la teoría de los modos deslizantes, es decir, el error en altura con la regla MIT es más grande que la regla MIT con modo deslizante (MIT-SM), y que la regla MIT con dos modos deslizantes (MIT-2SM) y que la regla MIT con modo deslizante de orden superior (MIT-HOSM). Mientras tanto, el esfuerzo de control con la regla MIT es mayor que las otras técnicas en estudio, es decir, con el mecanismo adaptativo de la regla MIT, el esfuerzo de control de PD es más grande que la regla MIT con modo deslizante (MIT-SM), que la regla MIT con dos modos deslizantes (MIT-2SM) y que la regla MIT con modo deslizante de orden superior (MIT-HOSM), ver Tabla I.

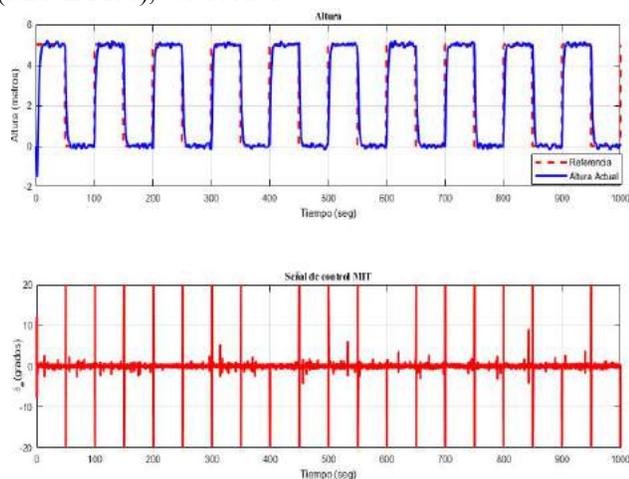


Figura 2. Mecanismo adaptable basado en la regla MIT.

Por otro lado, el error del controlador PD con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con el modo deslizante es mayor que la regla MIT con dos modos deslizantes (MIT-SM) y es mayor que la regla del MIT con modos deslizantes de orden superior (MIT-HOSM). Los resultados obtenidos con el mecanismo adaptable basado en regla MIT con modos deslizantes se presentan en la Figura 3, donde en el gráfico superior de la misma figura podemos apreciar la convergencia a los valores deseados a pesar del ruido aplicado en el sistema de control. En la Tabla I podemos ver que el controlador PD con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con modos deslizantes aplica una señal de control mayor que el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con dos modos deslizantes (MIT-2SM), e incluso el mecanismo adaptable con la regla MIT con modos

deslizantes el esfuerzo de control es más grande que la MIT con modos deslizantes de orden superior (MIT-HOSM).

En el gráfico inferior de la Figura 3 se muestra la señal de control generada por el PD con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con los modos deslizantes.

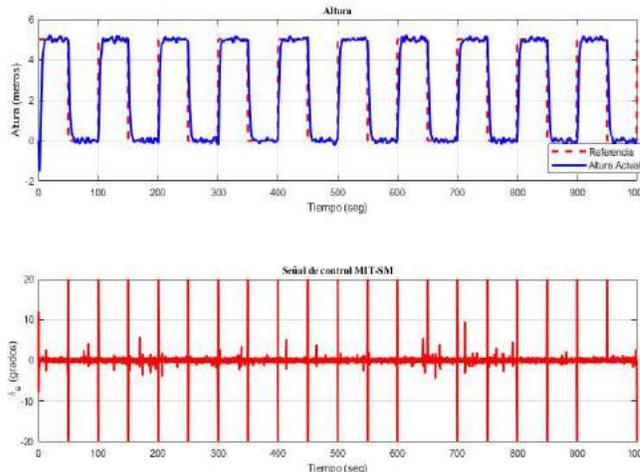


Figura 3. Mecanismo adaptable basado en la regla MIT con modos deslizantes de primer orden.

En la Figura 4 se presentan los resultados obtenidos por el controlador PD basado en la regla MIT con dos modos deslizantes (MIT-2SM), en el gráfico superior se aprecia la respuesta del controlador PD con el mecanismo adaptativo basado en la regla MIT con dos modos de deslizamiento (MIT-2SM). En la Tabla I podemos ver que el controlador PD basado en la regla MIT con dos modos deslizantes (MIT-2SM) ha presentado un error mayor que la regla MIT con modo deslizante de orden alto (MIT-HOSM), pero el mecanismo adaptable basado en MIT con dos modos deslizantes ha presentado un esfuerzo de control menor que la regla MIT con modos deslizantes de alto orden (MIT-HOSM). En el gráfico inferior de la Figura 4 se presenta la respuesta del mecanismo adaptable basado en la regla MIT con dos modos deslizantes.

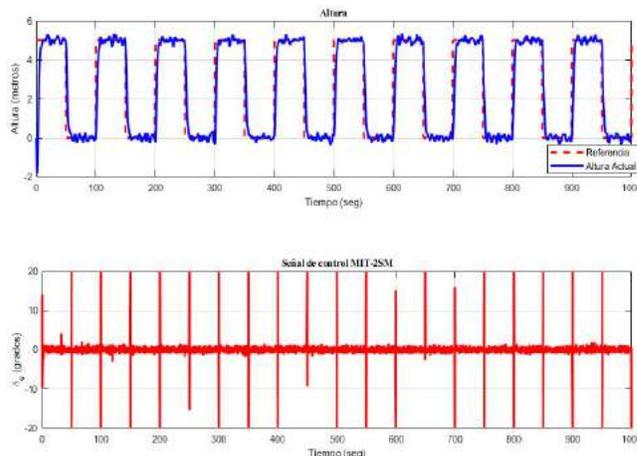


Figura 4. Mecanismo adaptativo basado en la regla MIT con modos deslizantes de segundo orden.

Mientras tanto, la respuesta del controlador PD con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con modos deslizantes de alto orden (MIT-HOSM) se presenta en la Figura 5, en el gráfico superior de la misma figura se muestra la convergencia a los valores deseados y en el gráfico superior se muestra la respuesta del controlador. El controlador PD basado en la regla MIT con modos deslizantes de alto orden (MIT-HOSM) tiene un error menor en comparación con los otros mecanismos adaptables presentados en este trabajo e incluso presenta una acción de control menor cuando se compara con el controlador PD con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT y con el basado en la regla MIT con modos deslizantes. Se produce una excepción cuando se compara con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con dos modos deslizantes (ver Tabla I). Y finalmente, la ventaja de utilizar el controlador PD con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con modos deslizantes de alto orden es la reducción del efecto *chattering* en la señal de control, la evolución del efecto *chattering* se reduce incluso con la perturbación en el sistema, esto se puede apreciar en la Figura 6.

Basados en los resultados obtenidos con el control adaptable con regla MIT y modos deslizantes de alto orden tiene la ventaja que se reduce de forma significativa las perturbaciones generadas sobre el UAV de ala fija y con ello se logra el objetivo de control sin tener vibraciones en las superficies de control y en consecuencia evitar el desgaste de la superficie y el calentamiento de los motores o actuadores en el UAV de ala fija.

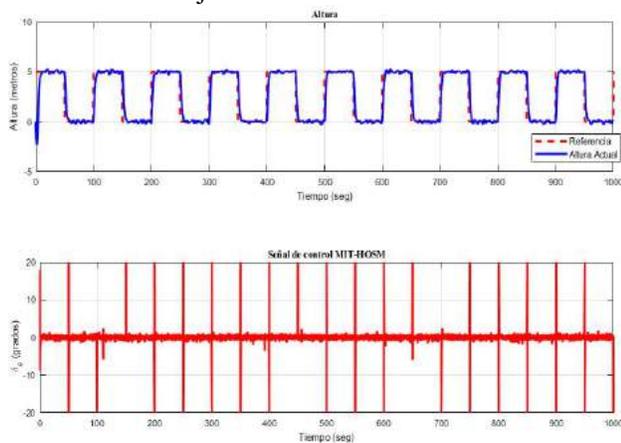


Figura 5. Mecanismo adaptable basado en la regla MIT con modos deslizantes de alto orden.

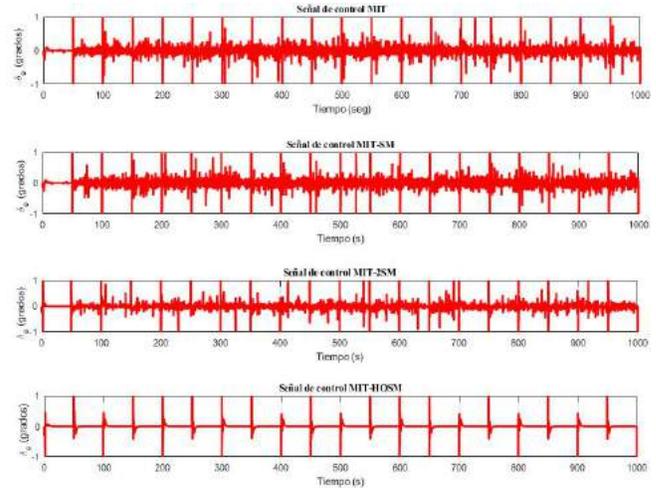


Figura 6. Acercamiento de las señales de control, disminución de perturbaciones y de efecto *chattering*.

#### IV. DISCUSIÓN, CONCLUSIÓN Y RECOMENDACIONES

El mecanismo adaptable basado en la regla MIT presentó un error y esfuerzo de control mayor que el basado en la regla MIT con las técnicas de modos deslizantes, a pesar de ello, el controlador adaptable con la regla MIT alcanza la altitud deseada. Por otro lado, el controlador PD con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con los modos deslizantes de primer orden presentó un error y un esfuerzo de control mayor que el basado en la regla MIT con los modos deslizantes de segundo orden y con el basado en los modos deslizantes de orden superior.

El mecanismo adaptable basado en la regla MIT con dos modos deslizantes ha presentado una mejor respuesta con el controlador PD en altitud considerando que el esfuerzo de control es menor en comparación con los otros mecanismos adaptables presentados en este trabajo, pero el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con dos modos deslizantes ha presentado un error mayor que la regla MIT con modo deslizante de orden superior. Finalmente, el mecanismo adaptativo basado en la regla MIT con modo deslizante de alto orden ha presentado un mejor desempeño en comparación con los otros mecanismos adaptables presentados en este trabajo considerando que el error de altitud es el más pequeño, e incluso este mecanismo adaptable para el controlador PD, ha presentado un menor esfuerzo de control que los mecanismos adaptativos basados en la regla MIT y la regla MIT con modos deslizantes de primer orden. Más aún, el controlador PD con el mecanismo adaptable basado en la regla MIT con modos deslizantes de alto orden ha presentado una reducción considerable del efecto de *chattering*.

## V. AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la UJED por el apoyo brindado para la realización de este trabajo.

## VI. REFERENCIAS

*Para artículos en revistas:*

- [1] Astrom K. J., Wittenmark B. (1994). Adaptive Control. 2nd Edition. Ed. Prentice Hall
- [2] Ahmed A., Abdelmageed A. and Mohammed M. (2015). A Novel Model Reference Adaptive Controller Design for a Second Order System. International Conference on Computing, Control, Networking, Electronics and Embedded Systems Engineering. pp.409-413
- [3] Pawar R.J. y Parvat B.J. (2015). Design and Implementation of MRAC and Modified MRAC technique for Inverted Pendulum. 2015 International Conference on Pervasive Computing (ICPC)
- [4] Amuthan N. y Singh. S. (2008). Direct Model Reference Adaptive Internal Model Controller using Perrin equation Adjustment Mechanism for DFIG Wind Farms. Third International Conference on Industrial and Information Systems
- [5] J. Priyank y Nigam M. (2013). "Design of a Model Reference Adaptive Controller Using Modified MIT Rule for a Second Order System." Advance in Electronic and Electric Engineering. vol.3. No. 4. pp. 477-484
- [6] Brian L. Stevens y Frank L. Lewis. (1992). "Advances in Unmanned Aerial Vehicles." Ed. Jhon Wiley and Sons. 1992
- [7] Mclean D. (1990). Automatic Flight Control Systems, Ed. Prentice hall International
- [8] Levant A. (1998). Robust Exact Differentiation Via Sliding Mode Technique. Automatica. vol.34, pp.379-384, 1998.
- [9] Khalil H. (1996). "Nonlinear Systems." Ed. Prentice Hall.

## VII. BIOGRAFÍA



**Espinoza Fraire Arturo Tadeo.** Nació el 19 de abril de 1983 en Torreón, Coahuila, México. Obtuvo el grado de Ingeniería en Electrónica en la especialidad de Control Automático e Instrumentación en 2008 en el Instituto Superior de Lerdo, Durango, México. Obtuvo el grado de Maestría y Doctorado en Ciencias en Ingeniería Eléctrica en la especialidad de Mecatrónica y Control en el Instituto Tecnológico de la Laguna en 2011 y 2015 respectivamente. Trabajó en la

empresa Ingeniería Mexicana de Sistemas del 2007 al 2008, realizó estancias de investigación. en el laboratorio Franco-Mexicano en el CINVESTAV Zacatenco en el 2010 y una estancia de investigación en la Université de Technologie de Compègne en el 2011 en Francia. Desde el 2017 labora como Profesor Investigador en la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango en Gómez Palacio Durango, México. El Dr. Arturo Tadeo Espinoza Fraire es parte del comité técnico internacional del International Conference on Unmanned Aircraft Systems y nivel I del sistema nacional de investigadores (SNI). Sus áreas de interés son: vehículos aéreos y acuáticos no tripulados, control lineal y no lineal, sistemas embebidos y aplicaciones con vehículos aéreos no tripulados.



**Sáenz Esqueda José Armando.** Nació en Gómez Palacio, Durango el 15 de julio de 1988. El historial académico es el siguiente: Ingeniero en Mecatrónica, Instituto Tecnológico de la Laguna, Torreón, Coahuila, en el año 2010. Doctorado y Maestría en Ciencias en Ingeniería Eléctrica con especialidad en Mecatrónica y Control, Instituto Tecnológico de la Laguna, Torreón, Coah, en el año 2018 y 2013, respectivamente. Él actualmente es profesor investigador de la Facultad en Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la Universidad Juárez del Estado de Durango, sus temas de interés son: Control no Lineal, Robótica Móvil, Visión Artificial. M.C. Sáenz miembro de la Asociación Mexicana de Robótica.



**Sáenz Esqueda Cristina** nació el 11 de noviembre de 1989 en Gómez Palacio, Durango, México. Obtuvo el grado de Ingeniería en Sistemas Computacionales con especialidad en Desarrollo de Software en 2013 en el Instituto Tecnológico de la Laguna, Torreón, Coahuila. Actualmente se encuentra cursando estudios de Maestría en Ciencias de los datos en la Universidad Cuauhtémoc, Aguascalientes, Aguascalientes, México. Es coordinadora de la carrera de Ingeniería y Tecnología en la Facultad de Ingeniería, Ciencias y Arquitectura de la UJED. Sus temas de interés son: minería de datos, sistemas de información geográfica, graficación y procesamiento de imágenes.



**Omar del Río Santana.** Nació el 29 de noviembre de 1975 en la cd. de Gómez Palacio Durango, México. Obtuvo el grado de ingeniero civil en la Universidad Juárez del Estado de Durango, en la ciudad de Gómez Palacio Durango, México en agosto del 2017. Actualmente cursa el 5to tetramestre de maestría en ingeniería civil con especialidad en planeación y construcción en la Facultad de Ingeniería Ciencias y Arquitectura de la UJED. Integrante del cuerpo docente de ésta facultad, siendo miembro del personal del área de laboratorio de materiales de la facultad desde hace 5 años, en los cuales tiene en su haber trabajos realizados tanto para el municipio de Gómez Palacio y cd Lerdo Durango, México como en la industria privada, por nombrar algunos; supervisión y control de calidad de los materiales de la construcción del cuartel militar de San Pedro de las Colonias Coahuila, México supervisión y control de calidad de los materiales de una planta fotovoltaica localizada en el ejido Jauja Durango, México, control de calidad en minera Indé, en minera Velardeña y para el municipio obras de pavimentación y de líneas de conducción de agua y drenaje.