

*Recibido 6 Feb 2018  
Aceptado 1 Mar 2018*

*ReCIBE, Año 7 No. 1, Mayo 2018*

# **Control $\mu$ -Síntesis para Estabilización de un Helicóptero de 3 Grados de Libertad (GDL)**

**$\mu$ -Synthesis Control for Stabilization of a Helicopter of 3 Degrees of Freedom (DOF)**

José Manuel Jiménez-Mora<sup>1</sup>  
jomaji007@hotmail.com

Eduardo Ruiz-Velázquez<sup>1</sup>  
eduardo.ruiz@cucei.udg.mx

Gualberto Solís-Perales<sup>1</sup>  
gualberto.solis@cucei.udg.mx

Julio Alberto García-Rodríguez<sup>1</sup>  
julio.garciar@alumnos.udg.mx

<sup>1</sup>División de electrónica y Computación, CUCEI, Universidad de Guadalajara, Guadalajara, México

**Resumen:** Este artículo presenta el diseño y puesta en marcha de un controlador robusto para estabilizar un helicóptero de 3 Grados De Libertad (GDL). Esta plataforma de experimentación es desarrollada por la empresa Quanser Inc. La caracterización de algunos parámetros del helicóptero, las incertidumbres estructuradas y la inclusión de funciones de peso permiten obtener un controlador por  $\mu$ -síntesis. La estabilización del helicóptero es llevada a cabo por el control de los tres ángulos más importantes: elevación, cabeceo y viaje. Los resultados experimentales muestran que el diseño de control por la técnica de  $\mu$ -síntesis proporciona un buen desempeño en sistemas con dinámicas altamente no lineales.

**Palabras clave:**  $\mu$ -síntesis, helicóptero de 3 GDL, control robusto.

**Abstract:** This work presents the design and implementation of a robust controller to stabilize a helicopter of 3 Degrees of Freedom (DOF). This experimentation platform is developed by the company Quanser Inc. The characterization of some parameters of the helicopter, the structured uncertainties and the inclusion of weight functions allow to obtain a controller by  $\mu$ -synthesis. The stabilization of the helicopter is carried out by the control of the three most important angles: elevation, pitch and travel. The experimental results show that the control design by the technique of  $\mu$ -synthesis provides a good performance in systems with highly non-linear dynamics.

**Keywords:**  $\mu$ -synthesis, 3 DOF helicopter, robust control.

# 1. Introducción

En años recientes el uso de vehículos aéreos han tenido un rápido crecimiento en varias aplicaciones: militar, industrial, investigación científica e incluso a nivel lúdico. Se utilizan ampliamente para monitoreo ambiental, detección de incendios forestales, monitoreo del tráfico, la construcción, prevención del delito, búsqueda, rescate, cartografía, vigilancia, reconocimiento aéreo, entre otras (Raptis, A. & Valavanis, P. 2011). De todas las clases de Vehículos Aéreos No Tripulados (VANT) el uso de helicópteros tienen ventajas sobre las aeronaves de ala fija. Estos helicópteros pueden aterrizar y despegar verticalmente en un área relativamente restringida, no requieren una pista y tienen la capacidad de volar en altitudes bajas (Wang, X., Chen, Y., Lu, G., & Zhong Y. 2013). El helicóptero de 3 GDL fabricado por la empresa Quanser Inc. es una plataforma de experimentos de control aeroespacial. Se basa en el modelo de un helicóptero de rotor tándem. Es usado para investigar y desarrollar leyes de control para un vehículo que tenga dinámicas representativas de un helicóptero de cuerpo rígido de doble rotor o cualquier dispositivo con dinámica similar (Quanser Consulting Inc. 2012).

Las propuestas de control para VANT's han sido desarrolladas usando diferentes técnicas para estabilizar helicópteros en la posición fluctuante, denominada en inglés *hover position*. Por mencionar algunos de estos trabajos, como en (Vázquez, E., Pérez, E., & Hernández, D. 2017) donde presentan un diseño de controladores por modos deslizantes, Super-Twisting y de terminal continua para el control del helicóptero de 3 GDL de Quanser Inc. Los resultados mostrados en dicho artículo son alentadores, notando que a pesar de ello, la dinámica del ángulo elevación presenta un reto importante. En (Zhou, F., Li, D., & Xia, P. 2009) proponen un control para seguimiento en el helicóptero de 3 GDL basado en lógica difusa. El sistema pudo seguir la posición del eje de elevación exhibiendo estabilidad y robustez en lazo cerrado. Por su parte en (Wang, X., Chen, Y., Lu, G., & Zhong Y. 2013) diseñan un control robusto no-lineal combinado con una red neuronal. Las simulaciones numéricas muestran que es efectivo tanto para elevación como para el sistema en cascada *pitch-travel*.

En el trabajo (Ríos, H., Rosales, J.A., Ferreira, A. & Iriarte, R. 2009) muestran la idea de un control Proporcional Integral Derivativo (PID) y un compensador de perturbaciones. Además integran un observador por modos deslizantes para mejorar la robustez del sistema real. Así mismo, un algoritmo adaptativo integral backstepping es publicado en (Fang, Z., Gao, W., & Zhang, L. 2012) para el control robusto de un helicóptero de 3 GDL. Este algoritmo puede estimar las incertidumbres del modelo en línea y mejorar el desempeño del sistema para seguimiento de una trayectoria. Desde la perspectiva de la ingeniería los VANT son de gran interés por ser un problema altamente no lineal, con incertidumbres paramétricas y perturbaciones externas. En este artículo abordaremos el diseño

de un control basado en la técnica de  $\mu$ -síntesis ya que ofrece una gran ventaja sobre otras técnicas, debido a que puede trabajar bajo discrepancias en el modelado matemático e incertidumbres paramétricas.

## 2. Modelado matemático

El helicóptero de 3 GDL de Quanser Inc. es un sistema altamente inestable con dinámicas complejas relacionadas entre sí. Existe dependencia lineal entre sus tres ángulos principales: elevación ( $\varepsilon$ ), cabeceo ( $\rho$ ) y viaje ( $\tau$ ). La tensión aplicada a los dos motores permite que pueda despegar de su posición de reposo y hacer movimientos en tres dimensiones. La diferencia de presión de aire entre la parte superior e inferior y la fuerza perpendicular generada, hacen posible que el helicóptero se mueva en las tres direcciones angulares (Ríos, H., Rosales, J.A., Ferreira, A. & Iriarte, R. 2009).

Como se mencionó anteriormente, diversas técnicas de control lineal han sido diseñadas para implementarse en esta plataforma de helicóptero de 3 GDL de Quanser Inc. La popularidad de este experimento se debe en gran parte a la compatibilidad con Matlab® de MathWorks Inc. Esto conlleva a una minimización significativa en procesamiento computacional y tiempo de diseño. En la Figura 1 se muestra el diagrama de cuerpo libre de todas las distribuciones del helicóptero de 3 GDL.

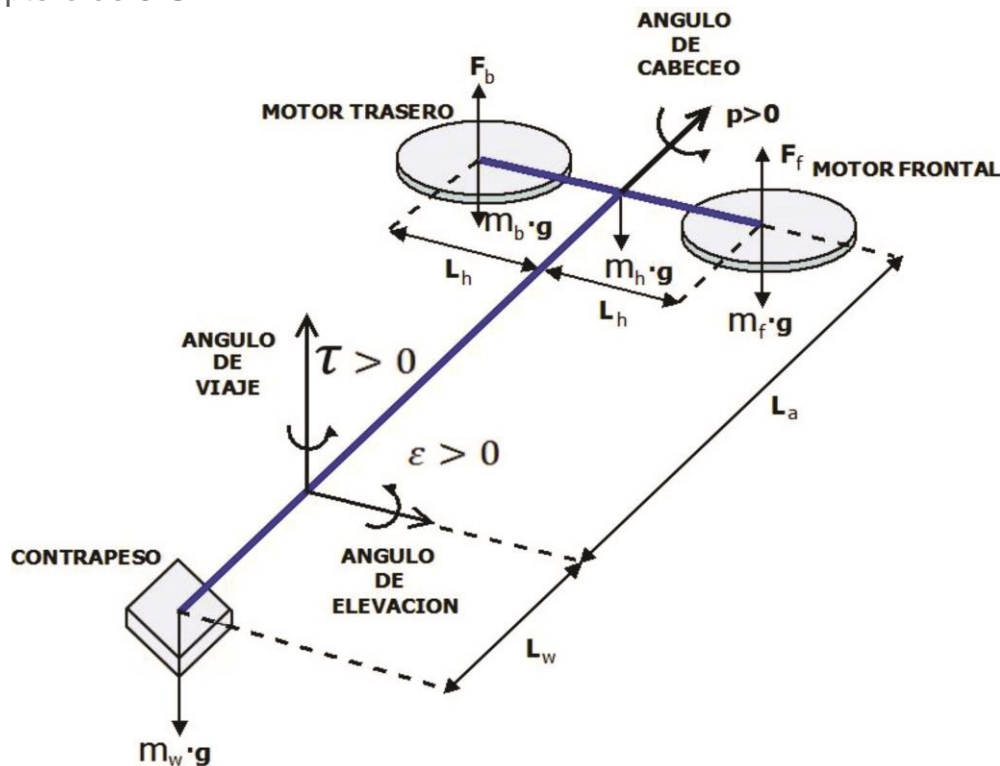


Figura 1. Diagrama de cuerpo libre del helicóptero de 3 GDL (Quanser Consulting Inc. 2012).

A continuación se muestra el modelo matemático para la dinámica de los 3 GDL del helicóptero.

**Ángulo de elevación ( $\varepsilon$ ):** El movimiento vertical es producido por la fuerza de los motores en las hélices. El comportamiento de este movimiento se modela a través la siguiente ecuación diferencial:

$$\ddot{\varepsilon} = \frac{-(m_f + m_b)gL_a \cos(\varepsilon) + m_\omega L_\omega \cos(\varepsilon)g - \eta_\varepsilon \dot{\varepsilon} + K_f L_a (V_f + V_b) \cos(\rho)}{J_\varepsilon} \quad (1)$$

**Ángulo de cabeceo ( $\rho$ ):** Este movimiento se genera debido a la diferencia de tensión aplicada a cualquiera de los motores, es decir, por un desequilibrio de fuerzas entre los pares de torsión del motor que causa una inclinación en el eje de paso. La dinámica en el eje de cabeceo es:

$$\ddot{\rho} = \frac{-(m_f + m_b)gL_h \cos(\rho) - \eta_\rho \dot{\rho} + K_f L_h (V_f - V_b)}{J_\rho} \quad (2)$$

**Ángulo de viaje ( $\tau$ ):** Es un movimiento alrededor de la base principal generado por el componente horizontal de las hélices. La siguiente ecuación diferencial muestra el ángulo de viaje dinámico:

$$\ddot{\tau} = \frac{-\eta_\tau \dot{\tau} - K_f L_a (V_f + V_b) \sin(\rho)}{J_\tau} \quad (3)$$

La notación de los parámetros de acuerdo al manual de instructor (Quanser Consulting Inc. 2012) se define en la Tabla 1 como:

Símbolo	Nomenclatura	Rango-Unidad
$V_f, V_b$	Voltage aplicado a cada uno respectivamente	0-24 V
$m_h, m_\omega$	Masa del helicóptero y del contrapeso	1.15 Kg y 1.87 Kg
$m_f, m_b$	Masa de la propela frontal y trasera	0.575 Kg y 0.713 Kg
$L_\omega$	Distancia desde el eje del ángulo de viaje hasta el contrapeso	0.4699 m.
$L_a$	Distancia desde el eje del ángulo de viaje hasta las propelas del helicóptero	0.6604 m.
$L_h$	Distancia desde el ángulo de cabeceo hasta al centro de la hélice	0.1778 Kg
$K_f$	Constante fuerza-empuje de la hélice	0.1778 N/V
$g$	Constante gravitacional	9.8 m/s <sup>2</sup>

**Tabla 1.** Nomenclatura de los parámetros del modelo.

Para el diseño de control por  $\mu$ -síntesis se propone una linealización del modelo no lineal utilizando el jacobiano en el punto cero, donde todos los ángulos se aproximan a ese valor. Para este problema el equilibrio es tomado como una

posición de vuelo deseada, alrededor de cero. El sistema no lineal se representa por el conjunto de ecuaciones (4) y (5) donde las funciones  $f$  y  $h$  representan la dinámica entrada-salida excitadas por una entrada  $u(t)$ .

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, t) + g(x, t)u(t), & x(t_0) &= x_0 \\ y(t) &= h(x(t)) \end{aligned} \quad (4)-(5)$$

La representación en espacio de estados es descrita de la siguiente forma:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= [\varepsilon \ \rho \ \tau \ \dot{\varepsilon} \ \dot{\rho} \ \dot{\tau}]^T \\ u &= [V_f \ V_b]^T \\ y &= [\varepsilon \ \rho \ \tau]^T \end{aligned} \quad (6)-(8)$$

De esta manera la representación lineal del modelo del helicóptero de 3 GDL contiene las siguientes matrices:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -10,42e^{-4} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -137,53e^{-3} & 0 \\ 0 & -2,1092 & 0 & 0 & 0 & -10,42e^{-4} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 817,51e^{-4} & 817,51e^{-4} \\ 581,01e^{-3} & -581,01e^{-3} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

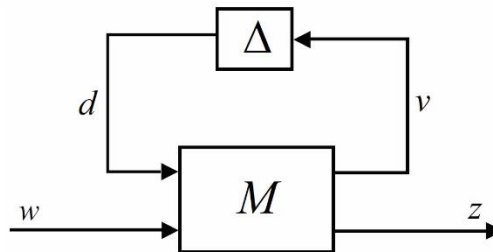
$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

### 3. Diseño de control por $\mu$ -síntesis

Uno de los requerimientos más importantes para un sistema de control es la característica de robustez. En la realidad, todos los sistemas están expuestos a perturbaciones externas, incertidumbres paramétricas y efectos de ruido (Da-Wei, G., Petko H. & Konstantinov, M. 2005). El helicóptero de 3 GDL es una plataforma de experimentos que permite evaluar el desempeño de algoritmos de control ante estas circunstancias. De esta manera se elige  $\mu$ -síntesis por ser una herramienta de control robusto, que es aplicada al modelo lineal o linealizado de la planta. Además, permite caracterizar las incertidumbres paramétricas del modelo de la planta como estructuradas. Esto es, como errores bien definidos en los parámetros del helicóptero. De esta manera, el algoritmo sintetizado puede desempeñarse satisfactoriamente incluso cuando ocurra el *peor de los casos* en la variación de los parámetros inciertos o en la peor perturbación.

El esquema generalizado de control puede presentarse como en la Figura 2. El bloque principal  $M$  describe el modelo matemático del sistema con parámetros nominales. El bloque  $\Delta$  caracteriza todos los elementos externos de incertidumbre del modelo  $M$ . Esta configuración llamada Transformación Lineal Fraccional (TLF) representa los efectos del vector de salida  $z$  debido al vector de entrada  $w$  (Da-Wei, G., Petko H. & Konstantinov, M. 2005).



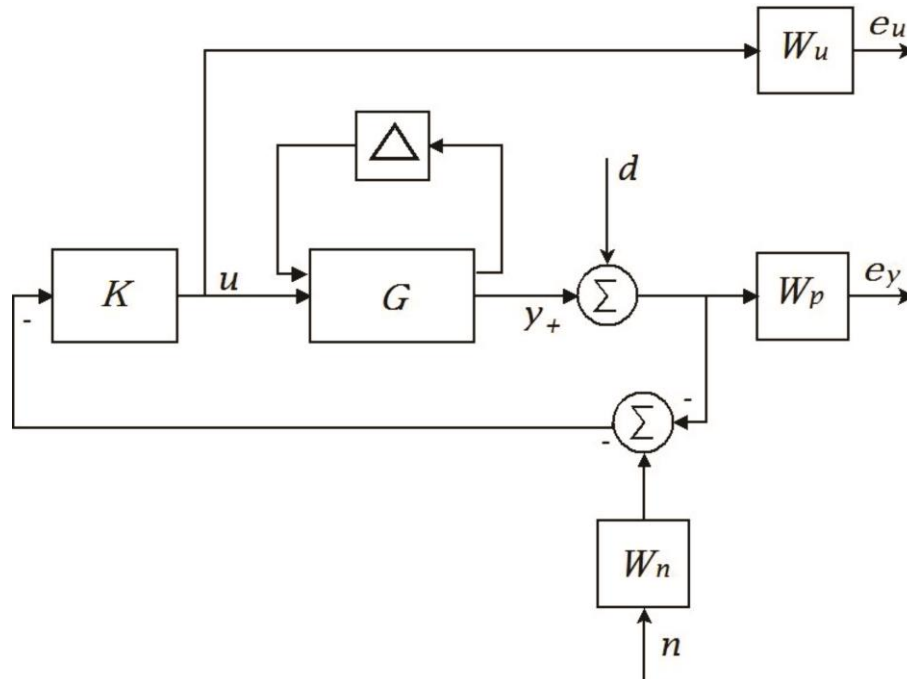
**Figura 2.** Esquema generalizado para control por  $\mu$ -síntesis.

Por lo tanto, el objetivo general de control es diseñar una ley que establezca internamente el helicóptero de 3 GDL con modelo  $M$  y que exhiba un desempeño robusto incluso en la presencia de incertidumbres externas estructuradas caracterizadas como  $\Delta$ . Esta técnica se basa en la minimización del Valor Singular Estructurado (VSE)  $\mu$  expresado matemáticamente como:

$$\mu_{\Delta}^{-1}(M) = \min_{\Delta \in \Delta} \{ \bar{\sigma}(\Delta) : \det(I - M\Delta) = 0 \} \quad (13)$$

La definición del VSE  $\mu$  se basa en encontrar la  $\Delta$  estructurada más pequeña medida en términos del  $\bar{\sigma}(\Delta)$  la cual hace a la matriz  $(I - M\Delta)$  singular (Zhou, K., & Doyle, J.C. 1998).

En la Figura 3 se muestra la configuración a bloques para el diseño del controlador por  $\mu$ -síntesis que incluye incertidumbres estructuradas y matrices de transferencia de peso.



**Figura 3.** Diagrama de bloques 3 GDL con incertidumbres estructuradas.

El bloque  $\Delta$  de incertidumbres del tipo estructuradas es expresado matemáticamente como:

$$\Delta = \text{diag}\{\delta_i\} = \begin{bmatrix} \delta_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \delta_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \delta_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \delta_4 \end{bmatrix} \quad (14)$$

Los parámetros inciertos en el presente trabajo se definieron de acuerdo a la posibilidad de representarlos en el experimento real. Así las masas del helicóptero y del contrapeso se pueden variar. De la misma manera la distancia del eje del ángulo de viaje hasta el contrapeso puede variar su longitud. La constante fuerza-empuje de la hélice se definió pensando a que el tiempo de uso puede llegar a variar de su valor nominal. El conjunto de parámetros considerados como incertidumbre estructurada en el modelo del helicóptero de 3 GDL se describen en la Tabla 2.



Parámetros	Valor nominal	Porcentaje de variación
$K_f$	0.1188 N/V	$\pm 5 \%$
$m_h$	1.15 Kg	$\pm 10 \%$
$m_\omega$	1.87 Kg	$\pm 10 \%$
$L_\omega$	0.4699 m	$\pm 20 \%$

**Tabla 2.** Parámetros inciertos en el helicóptero de 3 GDL.

En el diagrama de bloques de la Figura 3,  $W_p$  es una matriz de transferencia que incluye información sobre el rendimiento de los tres ángulos del helicóptero. Se seleccionaron entonces los elementos de esta matriz de tal manera que se obtuvieran los desempeños deseados de respuesta transitoria para los ángulos del helicóptero.  $W_p$  está definida de la siguiente manera:

$$W_p = \begin{bmatrix} \frac{0,15s + 0,99}{4,41s + 0,63} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{0,1s + 0,97}{2,4s + 2,37} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{0,13s + 0,9}{11,41s + 0,63} \end{bmatrix} \quad (15)$$

La posición (1,1) de  $W_p$  corresponde a la función de peso del ángulo de elevación, la posición (2,2) caracteriza al ángulo de cabeceo y finalmente la posición (3,3) al ángulo de viaje del helicóptero.

El bloque  $W_u$  es una matriz de transferencia de peso que caracteriza a la señal de control  $u$ . Esto es, da forma a la acción del controlador según los requerimientos del sistema. La matriz de transferencia  $W_n$  caracteriza los errores que los sensores pueden tener en el momento de la medición. La selección para la matriz de transferencia de peso  $W_u$  es:

$$W_u = \begin{bmatrix} \frac{15,4e^{-4}s + 41,42e^{-4}}{2s + 17,8} & 0 \\ 0 & \frac{15,4e^{-4}s + 41,42e^{-4}}{2s + 17,8} \end{bmatrix} \quad (16)$$

Una de las aplicaciones más comunes de los filtros pasa-altas es eliminar o reducir la información no deseada dentro de un ancho de banda especificado. Por esta razón, se incluye en el diseño del controlador una matriz de transferencia de peso  $W_n$  tipo filtro pasa-altas descrita como:

$$W_n = \begin{bmatrix} \frac{0,01s}{10s + 0,7} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{0,01s}{10s + 0,7} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{0,01s}{10s + 0,7} \end{bmatrix} \quad (17)$$

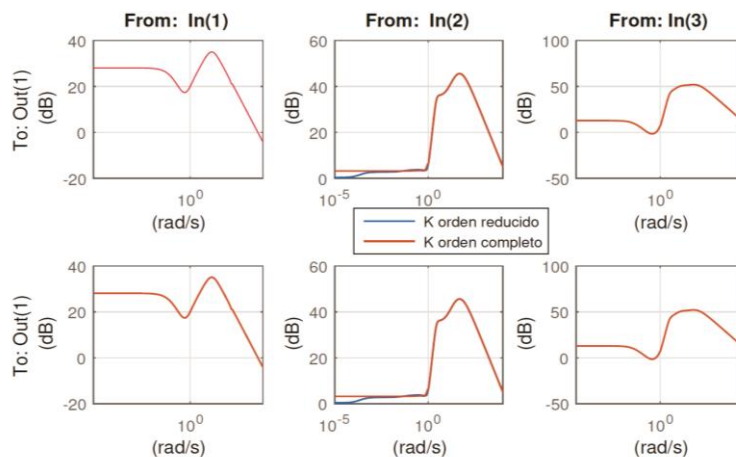
La posición (1,1) del peso de  $W_n$  caracteriza al transductor de elevación. Por su parte el de (2,2) tiene relación con el encoder de cabeceo. Finalmente la función de transferencia en (3,3) se relaciona con la posición de codificación del ángulo de viaje.

## 4. Resultados

En el diseño por  $\mu$ -síntesis se encuentra el controlador que minimiza un problema de optimización en términos del VSE. Sin embargo, no existe un método directo para encontrar tal controlador. El procedimiento llamado iteraciones  $D-K$  combina la síntesis  $H_\infty$  y el  $\mu$ -análisis para sintetizar este controlador robusto. La función *dksyn* de Matlab<sup>®</sup> lleva a cabo la  $\mu$ -síntesis a través de las iteraciones  $D-K$  para el modelo linealizado del helicóptero de 3 GDL. Los resultados de las iteraciones se presentan en la Tabla 3. En la tercera iteración se obtiene un controlador de orden 132 con una gamma de 0.709. Se propone una reducción de orden por truncación balanceada para obtener un orden 16 (Zhou, K., & Doyle, J.C. 1998). La respuesta en frecuencia del controlador de orden completo y el de orden reducido se muestra en la Figura 4. Puede observarse que ambos controladores poseen las mismas características en frecuencia para todas las entradas y salidas. Así, se implementa el controlador de orden 16 en la plataforma del helicóptero de 3 GDL de Quanser Inc.

Número de iteración	1	2	3
Orden del controlador	14	112	132
Orden total de escalamiento D	0	98	118
Gama alcanzada	12.707	0.924	0.709
Valor $\mu$ pico	0.791	0.837	0.691

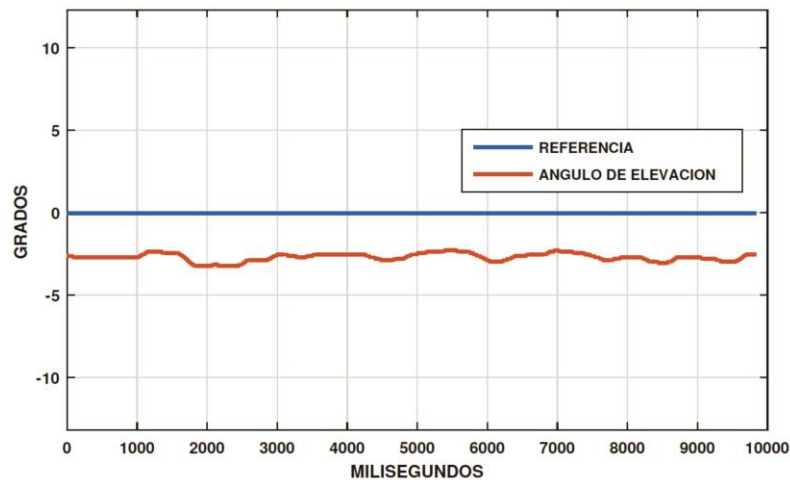
**Tabla 3.** Resumen de las iteraciones  $D-K$ .



**Figura 4.** Respuesta en frecuencia para el controlador de orden completo y reducido.

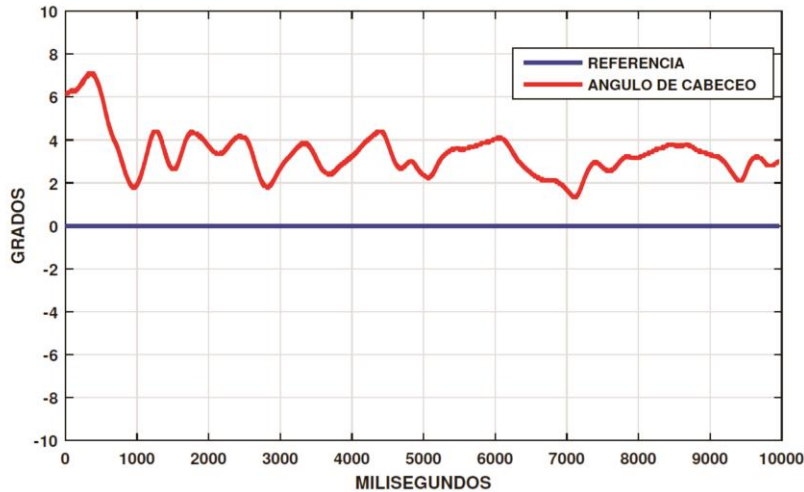
El sistema de control en lazo cerrado para el helicóptero está desarrollado en Simulink® de MathWorks Inc. A través del software Quarc® se consigue descargar el controlador a bajo nivel de tal manera que pueda ser utilizado con una tarjeta de adquisición de datos. De esta manera el controlador se puede probar en tiempo real con el equipo experimental del helicóptero de 3 GDL (Quanser Consulting Inc. 2012). El controlador LQR incluido en el demo del equipo en Simulink® es reemplazado por el  $\mu$ -controlador propuesto. Por lo tanto, se puntualiza que los resultados que se muestran en las siguientes figuras corresponden a experimentos en el equipo experimental.

Se buscó entonces que el controlador estableciera al helicóptero en la “*hover position*”, es decir en la posición donde sus tres ángulos son cero. En la Figura 5 se presenta la estabilización del ángulo de elevación.



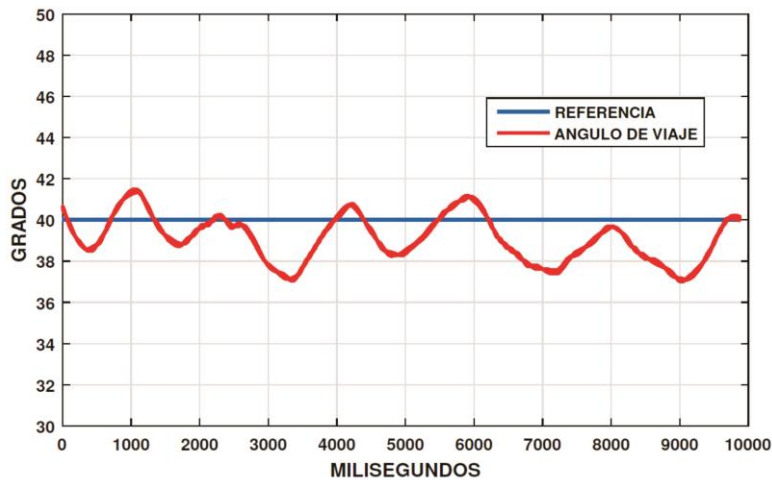
**Figura 5.** Ángulo de elevación  $\varepsilon$ .

Así mismo, en la Figura 6 se pueden encontrar los datos para el ángulo de cabeceo o inclinación. Como puede verse el ángulo de cabeceo es uno de los ángulos más difíciles de controlar. Para este caso, no es posible estabilizar este ángulo alrededor de los cero grados. Debido a que los dos motores propulsores están configurados para girar en la misma dirección. Como resultado la inclinación presenta un ángulo entre 4 y 6 grados durante la normal operación del sistema. De esta manera en los experimentos se notó que con el tiempo este ángulo tiende a acercarse a los 6 grados.



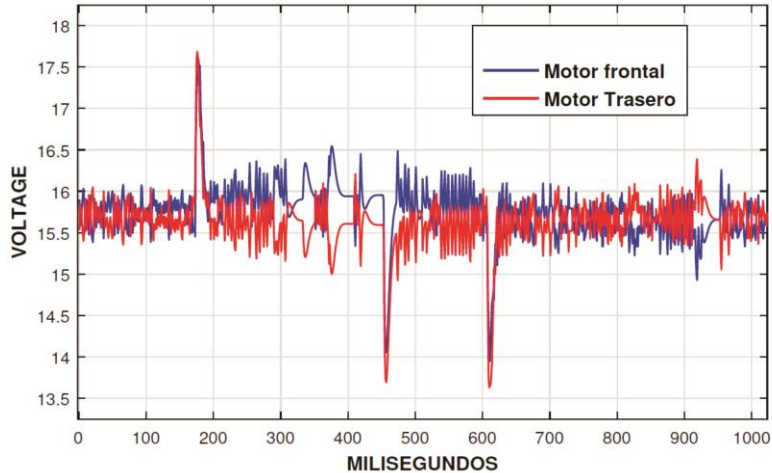
**Figura 6.** Ángulo de cabeceo  $\rho$ .

En la Figura 7 se aprecia la medición del ángulo de viaje. Estos resultados muestran que el ángulo de viaje es cercano a cero grados con respecto al ángulo de referencia.



**Figura 7.** Ángulo de viaje  $\tau$ .

Finalmente, la acción de control se grafica en la Figura 8. Los voltajes de los motores frontal y trasero, calculados por el controlador diseñado, se encuentran entre 15 y 16 voltios. Debe mencionarse que es complicado mostrar más tiempo de ejecución en los experimentos ya que esto está limitado por la memoria de almacenamiento de los mismos.



**Figura 8.** Acción de control para ambos motores.

## 5. Conclusiones

Este trabajo propone un controlador robusto utilizando la técnica de  $\mu$ -síntesis para estabilizar el equipo experimental denominado Helicóptero de 3 GDL de Quanser Inc. Se definieron algunos parámetros del modelo del helicóptero con incertidumbres estructuradas. El diseño además contempla la inclusión de funciones de peso para reflejar los requisitos del sistema de control en lazo cerrado. Debe notarse que se trata de un sistema multivariable de 2 entradas y 3 salidas, lo que implica que las funciones de peso son matrices de transferencia. Por ejemplo, el peso  $W_p$  está compuesto en su diagonal principal de funciones de transferencia que reflejan las características de tiempo de asentamiento, porcentaje de sobredisparo para cada uno de los ángulos. Así, las tres funciones de transferencia son diferentes ya que los requisitos son distintos para cada ángulo. También se debe notar que aunque en la literatura existen diversas propuestas de controladores para este experimento, son muy pocas aquellas que muestran sus resultados en el equipo experimental. Así, la implementación en el prototipo de Quanser Inc. del controlador propuesto, permite constatar que este controlador diseñado por  $\mu$ -síntesis exhibe un buen desempeño satisfactorio para la estabilización del helicóptero. Como trabajo próximo se trabaja en el diseño de un nuevo controlador que permita seguir no solo la estabilización del ángulo de viaje. Esto es, que alcance al menos entradas tipo escalón.

# Referencias

Apkarian, Jacob & Lévis, Michel & Fulford, Cameron (2012) 3 DOF Helicopter Experiment for MATLAB/Simulink Users. Quanser Inc. Address: 119 Spy Court, Markham, Ontario, Canada. <https://www.quanser.com/>

Boukhnifer, M., Chaïbet, A., & Larouci C. (2012) H-infinity robust control of 3-DOF helicopter. Proc. International Multi-conference on systems, Signals and Devices. Pages: 1-6. DOI: 10.1109/SSD.2012.6198011.

Da-Wei, G., Petko H. & Konstantinov, M. (2005) Robust Control Design with MATLAB®. Second Edition. Springer Publishing Company, Incorporated. ISBN: 1852339837, 978-1-85233-983-8.

Fang, Z., Gao, W., & Zhang, L. (2012) Robust Adaptive Integral Backstepping Control of a 3-DOF Helicopter. International Journal of Advanced Robotic Systems. Vol. 9, no. 79, Pages 1-8. DOI: 10.5772/50864.

Papageorgiou, George & Glover, Keith (1999) H-infinity loop shaping - Why is it a sensible procedure for designing robust flight controllers? American Institute of Aeronautics & Astronautics.

Quanser Consulting Inc. (2012) 3 DOF Helicopter, Workbook. Instructor Version. Raptis, A. & Valavanis, P. (2011) Linear and Nonlinear Control of Small-Scale Unmanned Helicopters. International Series on Intelligent Systems, Control and Automation: Science and Engineering. Springer. DOI: 10.1007/978-94-007-0023-9\_10.

Ríos, H., Rosales, J.A., Ferreira, A. & Iriarte, R. (2009) Control robusto por salida basado en un Observador por Modos Deslizantes para un Helicóptero de 3 grados de libertad. Congreso Anual 2009 de la Asociación de México de Control Automático. Páginas 1-6.

Vázquez, E., Pérez, E., & Hernández, D. (2017) Continuous Sliding-Mode Controllers for a 3-DOF Helicopter. 2017 14th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control. Pages 1-6.

Wang, X., Chen, Y., Lu, G., & Zhong Y. (2013) Robust flight control of small-scale unmanned helicopter. Proceedings 32nd Chinese Control Conference. Pages 2700-2705.

Zhou, F., Li, D., & Xia, P. (2009) Research of Fuzzy Control for Elevation Attitude of 3-DOF Helicopter. 2009 International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics. Pages 367-370. DOI: 10.1109/IHMSC.2009.100.

# Notas Biográficas

**José Manuel Jiménez Mora.** Recibió de la Universidad de Guadalajara el título de Ingeniero en Electrónica y Comunicaciones en el año 2006. Desde ese mismo año hasta el 2013 colaboró en diversas industrias en el sector privado, en el ámbito de la automatización. Actualmente es profesor de asignatura en los Departamentos de Electrónica y Matemáticas del CUCEI de la Universidad de Guadalajara. Sus intereses actuales incluyen: vehículos aéreos no tripulados, sistemas biomédicos, sistemas bio-inspirados y sistemas de control.

**Eduardo Ruiz Velázquez.** Recibió los grados de: Ingeniero en Electrónica (1998), Maestro en Ingeniería Eléctrica (Control Automático, 1999), Doctorado en Ingeniería Eléctrica (Control Automático, 2003) todos por la Universidad Autónoma de San Luis Potosí. Actualmente es Profesor-Investigador Titular en el Departamento de Electrónica, CUCEI, de la Universidad de Guadalajara. Sus principales intereses de investigación son: Modelado y Control de sistemas biomédicos, Control de glucosa en diabetes, identificación de sistemas, Control Robusto.

**Gualberto Solís Perales.** Obtuvo el grado de Ingeniero en Electrónica en la Facultad de Ciencias en la Universidad Autónoma de San Luis Potosí en 1995. Los grados de Maestría y Doctorado en Ingeniería Eléctrica en la Universidad Autónoma de San Luis Potosí en 1999 y 2002 respectivamente. Sus intereses de investigación incluyen: la Teoría de Control No Lineal y sus aplicaciones al control de Sistemas Complejos y la sincronización de Caos. Más precisamente, el control y sincronización de redes complejas y sus aplicaciones.

**Julio Alberto García Rodríguez.** Recibió el grado de Ingeniero en Electrónica (2010) por el Instituto Tecnológico de Ciudad Guzmán, Maestro en Ciencias en Ingeniería Electrónica y Computación (2012) por el CUCEI de la Universidad de Guadalajara. Actualmente es estudiante activo del Doctorado en Ciencias de la Electrónica y la Computación. Sus principales áreas de investigación son: Sistemas de control para Diabetes Tipo 1, modelado matemático de sistemas biomédicos, control robusto.



Esta obra está bajo una licencia de Creative Commons Reconocimiento-NoComercial-CompartirIgual 2.5 México.