

Control robusto QFT para estabilización en cuadricóptero utilizando Técnicas de prototipado rápido¹

QFT robust control for stabilization in quadrotor based on rapid prototyping techniques

Rafael Augusto Núñez Rodríguez², Fabio Alfonso González³, Eder Fabián García Castro⁴,
Alfredo Gómez Delgado⁵
Unidades Tecnológicas de Santander, Bucaramanga, Colombia

Artículo recibido en mes octubre de 2016; artículo aceptado en mes junio de 2017

Citación del artículo: Núñez, R. & González, F. & García, E. & Gómez, A. (2016). Control robusto QFT para estabilización en cuadricóptero utilizando técnicas de prototipado rápido. I+D Revista de Investigaciones, 11(2), p. 6-16

Resumen

Se presenta la implementación de un control robusto basado en la teoría de realimentación cuantitativa, por su sigla en inglés QFT, para un vehículo aéreo no tripulado, tipo cuadricóptero, equipado con sensores inerciales que determinan el ángulo Roll y Pitch. Se ilustra la metodología que sigue el diseño de este tipo de control, el cual se considera tiene la posibilidad de estabilizar una planta sin importar la presencia de incertidumbres que otorga el modelo matemático y las perturbaciones externas a partir de la cuantificación de especificaciones de desempeño. Se implementó el controlador utilizando técnicas de prototipado rápido, proceso que hace referencia a técnicas software y hardware requeridas para disminuir los tiempos de desarrollo y la puesta en marcha de sistemas de control, usando un alto nivel de abstracción en la programación. En el proceso de validación del controlador del cuadricóptero se dispuso de un entorno controlado, el

¹Artículo de Investigación de enfoque cuantitativo, resultado de un proyecto de investigación culminado, perteneciente al área de Ingeniería Electrónica, sub área de Control, desarrollado en el Grupo de Investigación de Control Avanzado -GICAV- y fue financiado por las Unidades Tecnológicas de Santander de la ciudad de Bucaramanga (Colombia). Calle de Los Estudiantes 9-82 Ciudadela Real de Minas, PBX 6917700. Fecha de inicio: febrero 2016, Fecha de terminación: noviembre 2016

²Ingeniero Electrónico, Unidades Tecnológicas de Santander. Especialista en Control e Instrumentación industrial, Universidad Pontificia Bolivariana. Docente- investigador del grupo: GICAV. Unidades Tecnológicas de Santander de la ciudad de Bucaramanga (Colombia): Calle de Los Estudiantes 9-82 Ciudadela Real de Minas, PBX 6917700. ORCID: orcid.org/0000-0001-6775-776X. Correo electrónico institucional: rrodriguez@correo.uts.edu.co

³Ingeniero Electricista, Universidad Industrial de Santander. Magíster en Potencia Eléctrica, Universidad Industrial de Santander. Docente-investigador del grupo: GICAV. Unidades Tecnológicas de Santander de la ciudad de Bucaramanga (Colombia): Calle de Los Estudiantes 9-82 Ciudadela Real de Minas, PBX 6917700. ORCID: orcid.org/0000-0001-8449-8683 Correo electrónico institucional: fagonzalez@correo.uts.edu.co

⁴Ingeniero Electrónico, Unidades Tecnológicas de Santander de la ciudad de Bucaramanga (Colombia): Calle de Los Estudiantes 9-82 Ciudadela Real de Minas, PBX 6917700. ORCID: orcid.org/0000-0002-4179-2636 Correo electrónico eder-fab@hotmail.com .

⁵Ingeniero Electrónico, Unidades Tecnológicas de Santander de la ciudad de Bucaramanga (Colombia): Calle de Los Estudiantes 9-82 Ciudadela Real de Minas, PBX 6917700. ORCID: orcid.org/0000-0002-6248-1351 Correo electrónico alfregomezdelga@hotmail.com

cual se sometió a diversas pruebas obteniendo tiempos de asentamiento rápidos frente a perturbaciones externas manteniendo la estabilidad robusta del sistema.

Palabras clave: Cuadricóptero, Estabilidad robusta, IMU, Prototipado rápido, QFT

Abstract

This paper presents the design of a robust control applying the Quantitative Feedback Theory (QFT), for an unmanned aerial vehicle, quadrotor type, equipped with inertial sensors that determine the angle of inclination and the angular velocity. It illustrates the methodology that follows this type of control by design the respective robust controller. This is considered has the possibility to manage a plant, regardless of the presence of uncertainties given by the mathematical model and the projected perturbations. The controller was implemented using rapid prototyping techniques, a process that refers to software and hardware techniques required to reduce the development time and the implementation of control systems, using a high level of abstraction in programming. A controlled environment was available to validate the quadrotor controller; it was subjected to rapid settling times in the presence of perturbations.

Keywords: sustainable use, water resources, guidelines.

Introducción

En las últimas décadas el uso del cuadricóptero ha aumentado, esto debido a los diferentes usos y proyectos de ingeniería que han surgido utilizando estas aeronaves; se ha propuesto controlar un artefacto de esta naturaleza a través de Wi-Fi por medio de un dispositivo móvil (Alcalá Baselga, 2014)(Carmona Fernández, 2013); por otro lado se encuentran simulaciones del comportamiento dinámico de un cuadricóptero, el control y las pruebas de rendimiento realizadas al mismo, y visualizadas en un entorno de realidad virtual(Rodríguez Molina & Jiménez Rojas, 2015). Se ha implementado de igual forma sistemas de control para la estabilidad y orientación con una estructura en cascada utilizando un control PID por ganancia programada y otro control PID auto sintonizado por lógica difusa(Ortiz Padilla & Pulla Arévalo, 2014); otros autores han utilizado la metodología de la ingeniería concurrente para definir por completo el problema de la maniobrabilidad y finalmente se evidencia el uso de la técnica QFT para

seguimiento de referencias de altitud (Otero López, 2012); esta última técnica mencionada se conoce como la Teoría de Realimentación Cuantitativa (Quantitative Feedback Theory) (Chen & Ballance, 1999), y es una técnica de diseño en el dominio de la frecuencia para sistemas donde la planta presenta incertidumbres y se ve afectada por perturbaciones (Horowitz, 1959) (Muñoz Mansilla, 2007). Se presentan aquí los resultados de la implementación de un controlador robusto QFT en un cuadricóptero, montado sobre una estructura de dos (2) grados de libertad, donde se busca la estabilidad de la inclinación y el rechazo a perturbaciones a la salida(Barreto & Molina, 2014).

Modelo Matemático

El modelo matemático se obtuvo a través de la dinámica del cuadricóptero, la cual relaciona el torque generado por la fuerza de empuje de los motores Sunnysky 980 Kv y el ángulo de inclinación, medido por el sensor inercial MPU6050, que contiene un acelerómetro y un giroscopio. Se utilizó la configuración en cruz

que consiste en dos motores por eje utilizando una estructura F450, acoplado sobre una estructura de la cual se suspende el cuadricóptero (Arango & Torres, 2013).

La dinámica se puede expresar mediante la Ecuación (1) (Jaramillo Gómez & Gómez Yepes, 2013); de este modo, el ángulo de inclinación $\phi(x)$ depende de la diferencia de empuje de los motores 4 y 2 denominado Ω_x , y el ángulo de inclinación $\theta(y)$ depende de la diferencia de empuje de los motores 1 y 3 denominado Ω_y como se aprecia en la Figura 1.

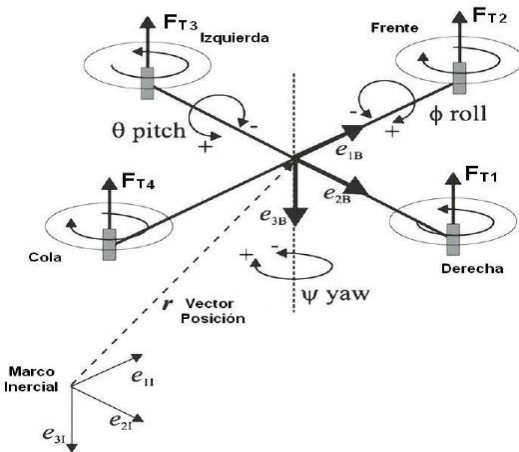


Figura 1. Dinámica del rotacional (Bolandi, Rezaei, Mohsenipour, Nemati, & Smailzadeh, 2013)

$$T = \begin{bmatrix} \tau\phi \\ \tau\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l(F_{T4} - F_{T2}) \\ l(F_{T1} - F_{T3}) \end{bmatrix}$$

Siendo l la distancia desde el centro de gravedad hasta el centro del motor y $F_{T1}, F_{T2}, F_{T3}, F_{T4}$ las fuerzas de empuje de cada motor; la Ecuación (1) es la base de la salida, la cual relaciona la segunda derivada de la inclinación con el torque τ y la inercia I_{xx}, I_{yy} ejercida por el eje como se muestra en la Ecuación (2).

$$\dot{x} = \begin{cases} \ddot{\phi} = \tau_{\phi} I_{xx}^{-1} \\ \ddot{\theta} = \tau_{\theta} I_{yy}^{-1} \end{cases} \quad (2)$$

Para obtener la planta en el dominio de la frecuencia se utiliza la transformada de Laplace, cuyo resultado se indica en las Ecuaciones (3) y (4)

$$H\phi = \frac{\phi(s)}{\Omega_x(s)} = \frac{l}{I_{xx}s^2} \quad (3)$$

$$H\theta = \frac{\theta(s)}{\Omega_y(s)} = \frac{l}{I_{yy}s^2} \quad (4)$$

De lo anterior se concluye que cada eje del cuadricóptero es un sistema con doble integrador, cuyas incertidumbres para el proceso son: la distancia desde el centro del motor hasta el centro de masa denominada l y los momentos de inercia de los ejes I_{xx}, I_{yy} .

Diseño del controlador QFT

En el diseño de un controlador robusto QFT para un sistema con incertidumbre paramétrica es importante definir el espacio de incertidumbre del sistema, cuantificar las especificaciones de desempeño, cálculo de los contornos, diseño del controlador y análisis de la respuesta del mismo (García-Sanz, Mauch, & Philippe, 2012). La Figura 2 ilustra los pasos, que metodológicamente se siguen para llevar a cabo el diseño de un controlador.

Espacio de Incertidumbres: Con base en los datos experimentales del cuadricóptero se puede establecer una variación en los parámetros del convertidor alrededor del $\pm 50\%$, para conformar un intervalo de incertidumbre para cada uno de los parámetros que afectan el punto de operación del sistema. El centro de masa tiene una variación tal que, $\Delta l = [0.0029 \text{ m} \ 0.0087 \text{ m}] \text{ I E R}$, y el momento de inercia tiene una variación tal que $\Delta I = [0.227 \text{ Kg}\cdot\text{m}^2 \ 0.228 \text{ Kg}\cdot\text{m}^2] \text{ I E R}$, lo cual permite generar una familia de plantas evaluadas ante un conjunto de frecuencias de interés entre 0.01 rad/s a 10 rad/s, obteniendo para cada

frecuencia una representación en fase [°] y magnitud [dB] del conjunto de plantas sobre el diagrama de Nichols (Houpis, Rasmussen, & Garcia-Sanz, 2006). En el espacio de incertidumbre se tiene en cuenta además, un tiempo muerto correspondiente al tiempo de respuesta del sensor y al periodo de muestreo del sistema, que se fijó en 0.0215 S.



Figura 2. Pasos para el desarrollo del controlador mediante teoría de realimentación cuantitativa QFT. (Garcia-Sanz, 2017)

Especificaciones de Desempeño:

Definida la planta y generadas las plantillas, se introducen las especificaciones de desempeño de estabilidad robusta según ecuación (5), y el rechazo de perturbaciones a la salida del sistema dado que el vehículo se somete a cambios del punto de operación y cambios en la inclinación del eje de referencia del mismo. Para la estabilidad robusta se define un margen de fase de 45° (Biernson, 1988) y un margen de ganancia de 5dB, que implica un $\delta_u=1.3$. La sensibilidad complementaria permite establecer condiciones de estabilidad robusta y limitaciones del ancho de banda del sistema en lazo cerrado, por tanto la especificación de rechazo de perturbación a la salida definida en la Ecuación (6), se cuantifica a partir de la función de transferencia δ_s definida en la Ecuación (7), lo que permite al controlador responder más agresivamente frente a las perturbaciones de baja frecuencia que son

amplificadas por el sistema (D’Azzo & Houpis, 2013)

$$\left| \frac{L(j\omega)}{1 + L(j\omega)} \right| < \delta_u(j\omega) \quad (5)$$

$$\left| \frac{1}{1 + L(j\omega)} \right| < \delta_s(j\omega) \quad (6)$$

$$\delta_s(s) = \frac{40s + 0.1}{0.01s + 20} \quad (7)$$

Contornos del controlador:

A partir de las especificaciones de desempeño del controlador de las Ecuaciones (5) y (6), y los parámetros $\delta_u(\omega)$ y $\delta_s(\omega)$, se logra un $L(j\omega)$, tal que cumpla las desigualdades allí establecidas, donde $L(j\omega) = G(j\omega) P(j\omega)$. Así el problema de control se centra en conformar un único controlador $G(j\omega)$ que cumpla con todas las especificaciones de desempeño establecidas a partir de la planta con incertidumbre $P(j\omega)$ en el rango de las frecuencias de interés (Gil-Martínez & GarcíaSanz, 2003). Una inecuación cuadrática por cada especificación de desempeño se plantea para resolver el problema de control, como se indica en las Ecuaciones (8) y (9). Este sistema de ecuaciones se resuelve a partir de métodos iterativos que se estructuran en un algoritmo (Chait & Yaniv, 1993), donde g equivale a la representación polar del controlador y p representa la forma polar de la planta nominal del lazo L_o . Cada raíz del sistema de inecuaciones cuadráticas representa un lugar en el diagrama de Nichols para cada par fase [°] y magnitud [dB], para las n frecuencias de interés y la planta nominal, donde se generan n cantidad de puntos, los cuales representan los contornos de cada especificación, de manera que el único controlador g^{j0} que cumple con todas las especificaciones de desempeño es aquel que consiga llevar la función del lazo L encima de los intercepto de todos los contornos

de cada especificación (Gil-Martínez & García-Sanz, 2003)

$$p^2 \left(1 - \frac{1}{\delta_u^2}\right) g^2 + 2p \cos(\phi + \theta) g \geq 0 \quad (8)$$

$$p^2 g^2 + 2p \cos(\phi + \theta) g + \left(1 - \frac{1}{\delta_s^2}\right) \geq 0 \quad (9)$$

Loop-shapping del controlador QFT:

Generados los contornos mediante las especificaciones se diseñó el controlador; por medio de la técnica “loop-shaping” que consiste en agregar polos y ceros que modifican el diagrama de Nichols Chart de la planta, se deben cumplir los contornos generados por las especificaciones dadas anteriormente para cada frecuencia de interés (Gil Martínez, 2008), ubicándolos por encima y a la derecha de ellos, esto se aprecia en la Figura 3. Se obtuvo entonces la función de transferencia del controlador, expresada en la Ecuación (10) y que se implementó para su validación.

$$QFT(s) = \frac{20.73 s^2 + 56.94 s + 3.412}{0.001347 s^2 + 0.8392 s + 1} \quad (10)$$

Es recomendable adicionar otro lazo de control cuando se trata de estabilizar ángulos de inclinación en cuadricópteros para compensar el desequilibrio propio del sistema (Benjumea, 2011), ya que este suele no responder como se espera a modificaciones de sus variables por lo que se implementó un controlador proporcional en paralelo que corrija el ángulo mientras que el controlador QFT se encarga de las variaciones del mismo con respecto al tiempo. Se determinó para el eje de ϕ que la constante proporcional equivale a 0.09 y para el eje θ toma un valor de 0.1.

Resultados

En la Figura 4 se observa el esquema del controlador QFT desacoplado para los ejes del

vehículo aéreo, donde cada motor recibe una constante de empuje que mantiene los motores encendidos cuando el cuadricóptero se encuentra estable, al igual que la señal del controlador proporcional y la señal de control del controlador QFT. Los lazos de realimentación se establecen a partir del sensor inercial de cada eje al igual que la velocidad angular de giro.

Utilizando la Toolbox Embedded Coder de Simulink de Matlab®, se configuró la IMU mediante comunicación I2C; se parametrizaron las sensibilidades del acelerómetro a 4g y el giroscopio a 250°/s y se habilitó un filtro pasa bajos con frecuencia de corte de 5 Hz que mitiga el ruido causado por las vibraciones generadas por los motores. Los ángulos de inclinación se determinaron con el acelerómetro mediante una función trigonométrica tal y como se muestra en las Ecuaciones (11) y (12) (Vela Peña, 2013).

$$\phi = \text{atan2} \frac{\text{acc}_z}{\text{acc}_x} \quad (11)$$

$$\theta = \text{atan2} \frac{\text{acc}_z}{\text{acc}_y} \quad (12)$$

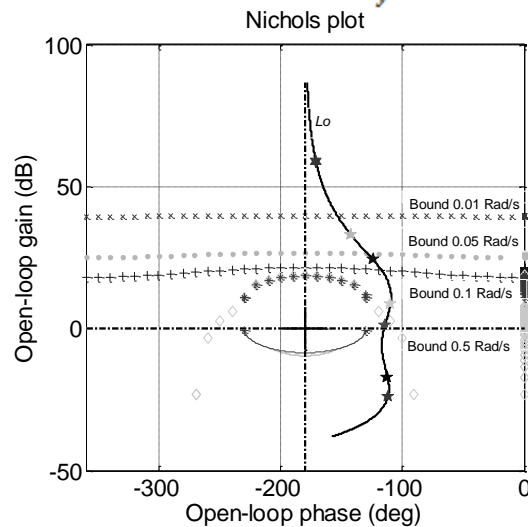


Figura 3. Controlador QFT sintetizado Mediante loop-shaping.

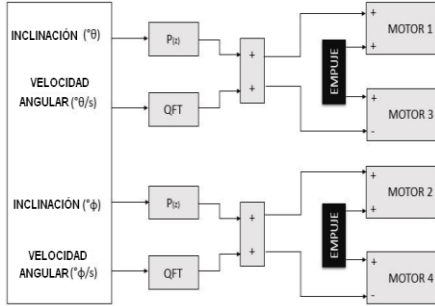


Figura. 4. Representación del sistema implementado.

Se empleó un filtro complementario que fusiona las medidas del acelerómetro y el giroscopio dando una mejor fiabilidad en la medición (Gaydou, Redolfi, & Henze, 2011) y que es indispensable para este tipo de sistemas vulnerables al ruido; la estructura de este filtro se ilustra en la Figura. 5. Se agregó un filtro Kalman propio de Simulink para mejorar la señal de los sensores inerciales (Pozo, Sotomayor, Rosero, & Morales, 2014), que dan resultados excelentes para este tipo de sistemas, ya que son filtros robustos al tener en cuenta la covarianza del proceso y la covarianza del ruido

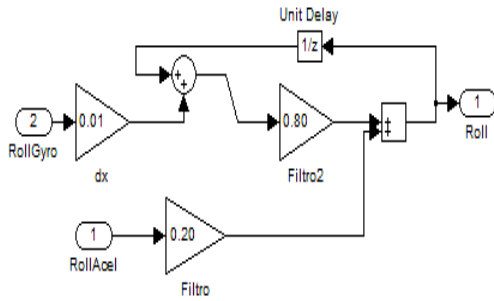


Figura. 5. Filtro complementario

Para la validación de la respuesta del controlador QFT se realizó la prueba en estado estable de los dos ejes, como se aprecia en la Figura 6 y Figura 7, donde se observa la oscilación del ángulo de los ejes en función de la referencia, que para este caso se fijó en 0° . Se observan que las variaciones del ángulo son inferiores a $\pm 1^\circ$ sobre el eje de referencia, desviación baja por lo que el cuadricóptero se mantiene estabilizado en este punto de

operación.

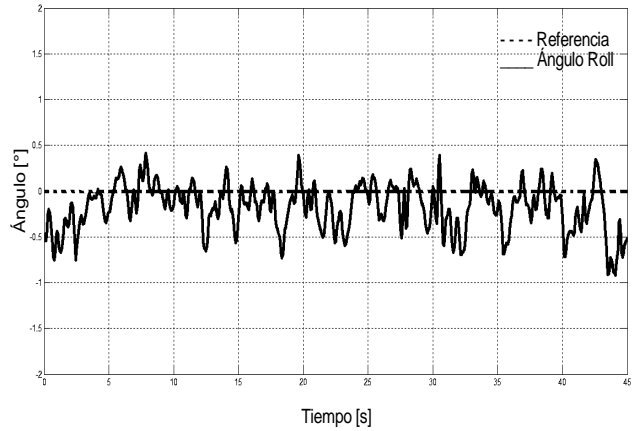


Figura. 6. Error en estado estable para ángulo Roll.

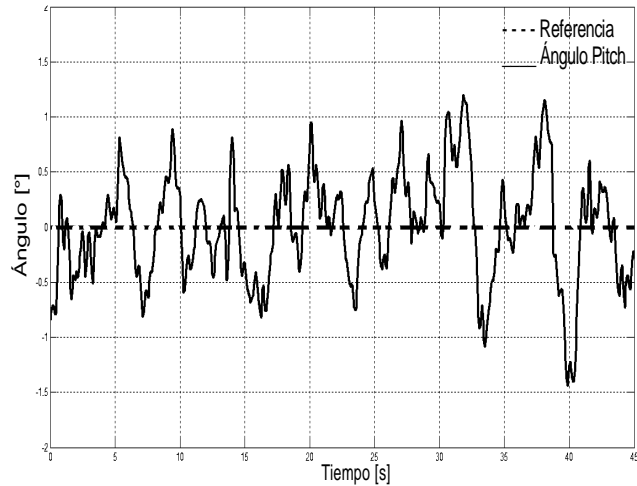


Figura. 7. Error en estado estable para ángulo Pitch.

La respuesta de cada controlador cuando el cuadricóptero se encuentra estabilizado se muestra en la Figura 8 respectivamente para el eje Roll y en la Figura 9 para el eje Pitch. La gráfica superior izquierda de la Figura 8 muestra el ángulo de inclinación del eje en grados, la superior derecha muestra la velocidad angular del eje, la inferior izquierda muestra la señal de control proporcional y la inferior derecha muestra la señal del control QFT para el ángulo Roll.

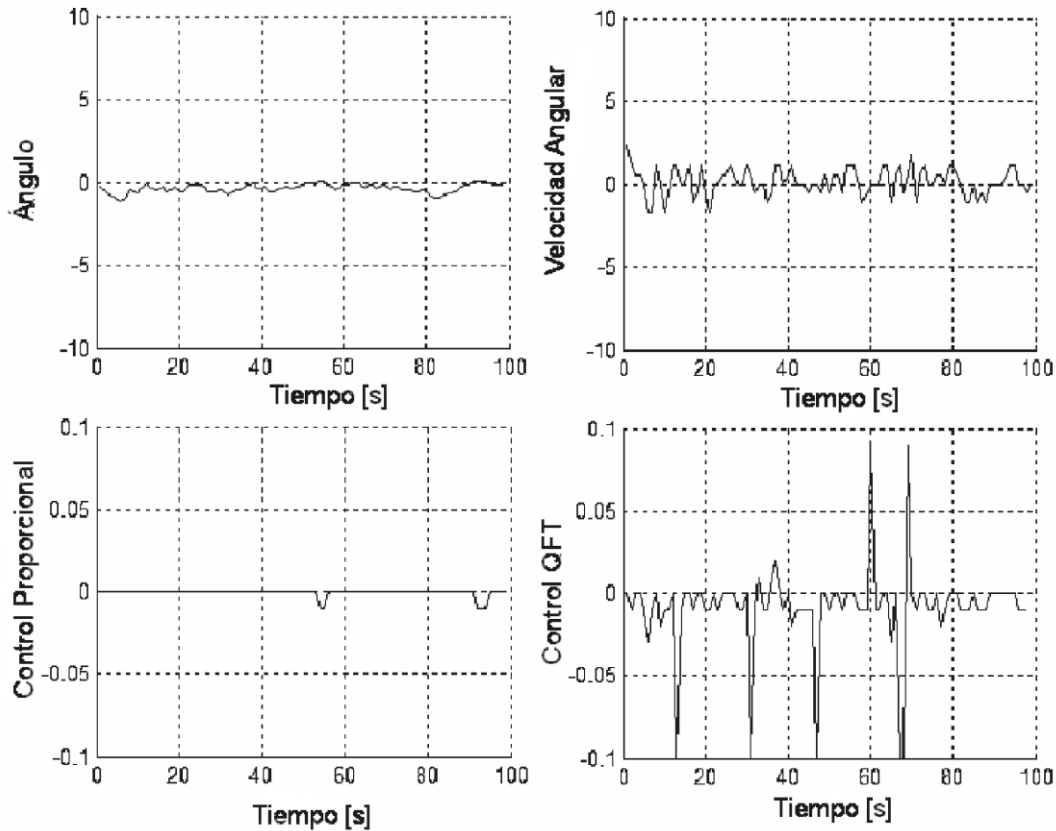


Figura. 8. Respuesta del controlador ángulo Roll.

La gráfica superior izquierda de la Figura 9 muestra el ángulo de inclinación del eje en grados, la gráfica superior derecha muestra la velocidad angular del eje, la inferior izquierda muestra la señal de control proporcional y la gráfica inferior derecha muestra la señal del control QFT para el ángulo Pitch. Al estar estabilizado el eje, las señales de control son relativamente pequeñas, no superiores a 0.1, debido a que no hay perturbaciones y el eje se encuentra estabilizado; el controlador proporcional entrega valores aún más pequeños que ayudan a corregir el error del ángulo de inclinación.

Para validar la respuesta del controlador frente a perturbaciones externas, se sometió el sistema a un cambio de inclinación en el plano de referencia del vehículo, y se soltó hasta regresar a 0° nuevamente. Esto permite

observar el tiempo que tarda el controlador en mitigar los efectos de esta perturbación en cuanto a la estabilización de los ejes del cuadricóptero. El tiempo de establecimiento obtenido es aproximadamente de 2 a 4 [S] para una inclinación de 5° . De igual forma se observa la respuesta del controlador QFT y la respuesta del lazo de control Proporcional. La gráfica superior izquierda de la Figura 10 muestra el ángulo de inclinación del eje en grados, la gráfica superior derecha muestra la velocidad angular del eje, la inferior izquierda muestra la señal de control proporcional y la gráfica inferior derecha muestra la señal del control QFT, para la perturbación en el ángulo Roll.

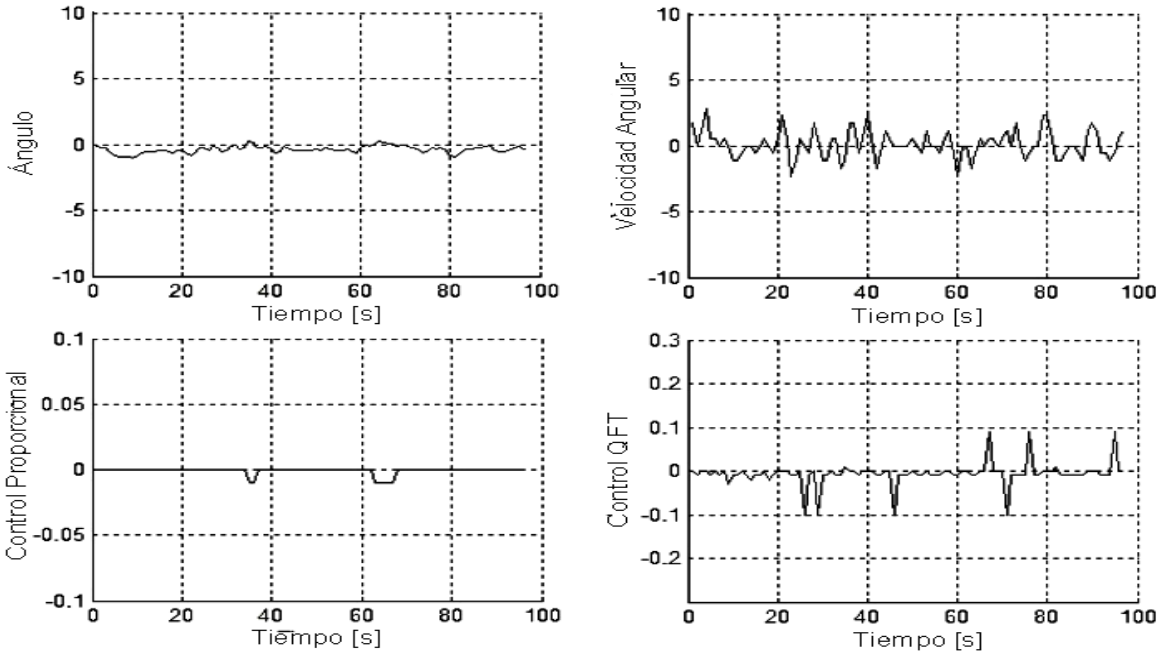


Figura. 9. Respuesta del controlador ángulo Pitch.

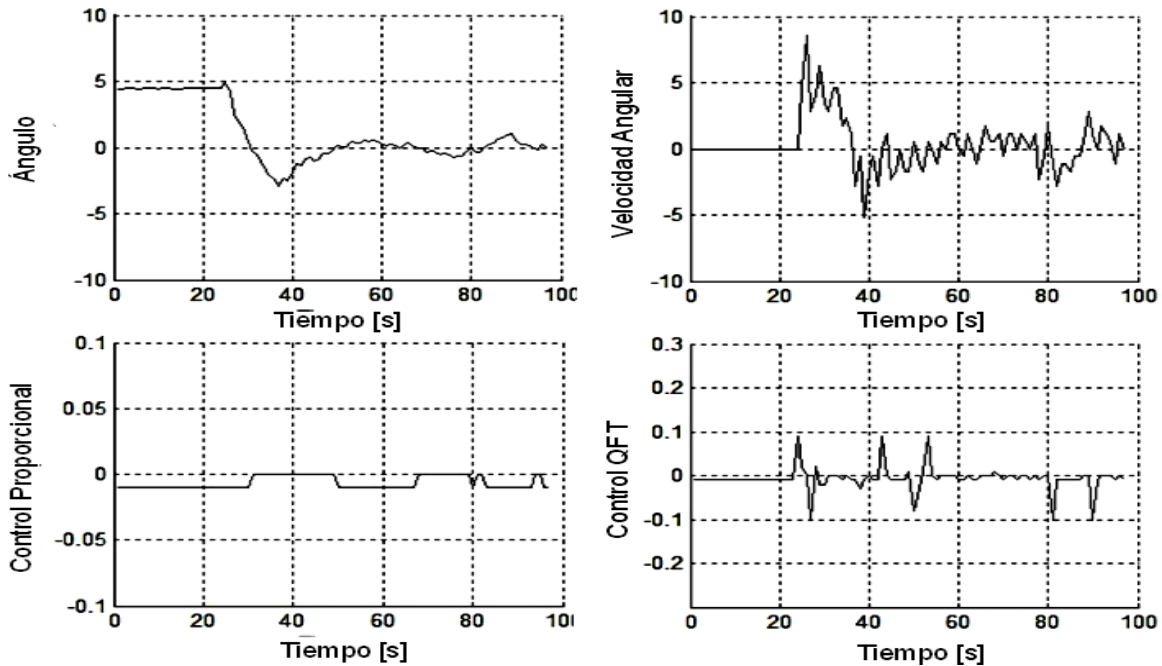


Figura. 10. Análisis de perturbación ángulo Roll.

La gráfica superior izquierda de la Figura 11 muestra la señal de control proporcional y la muestra el ángulo de inclinación del eje en grados, la gráfica superior derecha muestra la velocidad angular del eje, la inferior izquierda muestra la señal del control QFT, para la perturbación del ángulo Pitch.

Se observa cómo reaccionan los controladores ante un escalón, se verifica que el controlador QFT es el que genera la señal de control para rechazar esta perturbación, la cual se determina por la velocidad angular, mientras que el controlador proporcional genera una señal de control cuando el ángulo es diferente de 0° dando estabilidad al sistema y teniendo un tiempo de estabilización entre 3 y 4 segundos.

Conclusiones

Para evitar la generación de errores, es de gran importancia elegir una estructura de pruebas que no modifique o agregue propiedades físicas al sistema, como es el caso de mover el centro de masa del centro de rotación.

Debido a la intensidad del ruido en la medición del ángulo y la velocidad angular, no se logró obtener un valor confiable, con una técnica de filtrado convencional, por esto fue necesario utilizar aparte del filtro incorporado en la IMU, un filtro complementario en la programación, para así obtener un valor confiable; adicionalmente se utilizó un filtro Kalman para suavizar la señal que generan los sensores.

El prototipado rápido que ofrece Mathworks automatiza el trabajo de desarrollo de modelos y algoritmos de control sobre hardware para ejecutarlos en tiempo real, permitiendo centrar la atención a la evaluación del desempeño de los modelos y la mejora de los mismos, cumpliendo con la expectativa que se proyectó sobre este en el trabajo realizado sobre el cuadricóptero.

El controlador diseñado presentó una rápida respuesta ante perturbaciones externas, estabilizando el sistema en un tiempo de asentamiento de 2 a 5 segundos dependiendo de la perturbación, reflejándose desde el punto de vista físico en un error en estado estable de $\pm 1.5^\circ$ de inclinación en cada eje del cuadricóptero.

El controlador diseñado que controla dos ejes simultáneamente presentó menor error en estado estable para el eje Y (pitch) de $\pm 1^\circ$ de inclinación, en comparación con el eje x (roll), que presentó $\pm 1.5^\circ$.

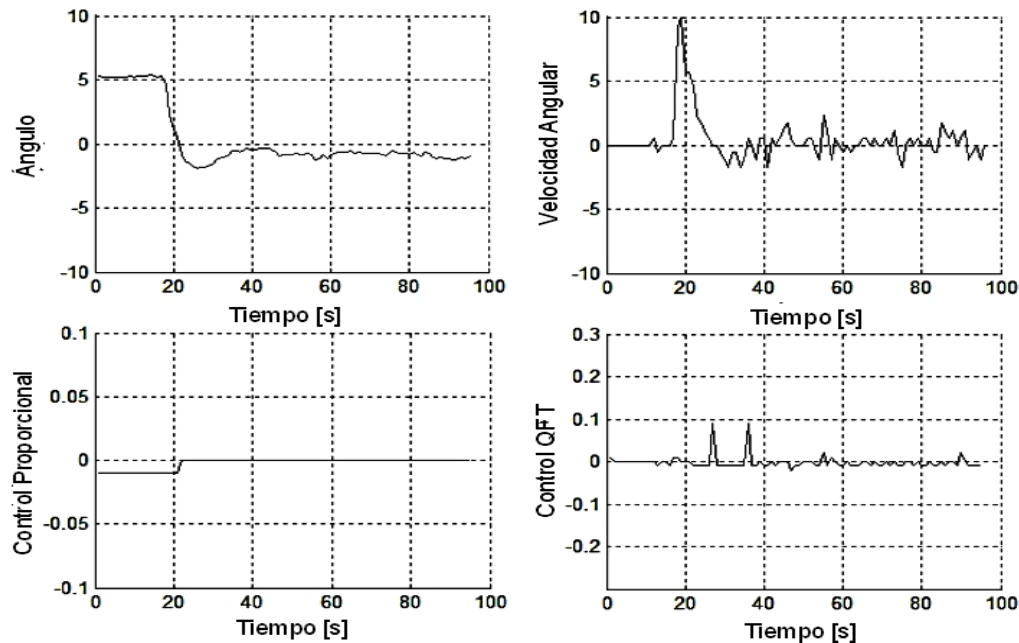


Figura. 11. Análisis de perturbación ángulo Pitch.

Referencias

- Alcalá Baselga, E. (2014). *Desarrollo e implementación de un cuadricóptero*. Universidad Zaragoza. Retrieved from <https://zaguan.unizar.es/record/14367?ln=es>
- Arango, J. D. M., & Torres, V. R. (2013). Diseño incluyente desde el proceso comunicativo usuario-dispositivos para divergencia funcional locomotriz. *I+ D Revista de Investigaciones*, 1(1), 53–59.
- Barreto, M. L. T., & Molina, L. P. M. (2014). Macro tendencias en telextrónica y objetos inteligentes. *I+ D Revista de Investigaciones*, 4(2), 88–103.
- Biernson, G. A. (1988). *Feedback System Design, Volume 1, Principles Of Feedback Control By George A. Biernson* (Vol. 1). Wiley-Interscience.
- Bolandi, H., Rezaei, M., Mohsenipour, R., Nemati, H., & Smailzadeh, S. M. (2013). Attitude Control of a Quadrotor with Optimized PID Controller. *Intelligent Control and Automation*, 4(3), 335–342. <http://doi.org/10.4236/ica.2013.43039>
- Carmona Fernández, J. (2013). *Diseño de un sistema de control para un cuadricóptero*. Universidad Carlos III de Madrid.
- Chait, Y., & Yaniv, O. (1993). Multi-input/single-output computer-aided control design using the quantitative feedback theory. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 3(1), 47–54. <http://doi.org/10.1002/rnc.4590030103>
- Chen, W., & Ballance, D. J. (1999). Plant Template Generation for Uncertain Plants in Quantitative Feedback Theory, *121*(September 1999), 358–364.
- D’Azzo, J. J., & Houpis, C. H. (2013). *Linear Control System Analysis and Design with MATLAB®*.
- García-Sanz, M. (2017). *Robust control engineering: practical QFT solutions*. Boca Raton: CRC Press.
- García-Sanz, M., Mauch, A., & Philippe, C. (2012). *Appendix F QFT control toolbox (QFTCT) user ’ s guide*.
- Gaydou, D., Redolfi, J., & Henze, A. (2011). Filtro complementario para estimación de actitud aplicado al controlador embebido de un cuatrirrotor. Retrieved from http://proyectos.ciii.frc.utn.edu.ar/cuadricoptero/export/9ed95816c90cc7d83e32fd2e13b032dc515c-0d7a/documentacion/informe_final/paper_case.pdf
- Gil-Martínez, M., & García-Sanz, M. (2003). Simultaneous meeting of robust control specifications in QFT. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 13(7), 643–656.
- Gil Martínez, M. (2008). *Síntesis de Controladores robustos mediante el análisis de la compatibilidad de especificaciones e incertidumbre*. Universidad de la Rioja.
- Horowitz, I. (1959). Fundamental theory of automatic linear feedback control systems. *IRE Transactions on Automatic Control*, 4(3), 5–19. <http://doi.org/10.1109/TAC.1959.1104893>
- Houpis, C. H., Rasmussen, S. J., & García-Sanz, M. (2006). *Quantitative feedback theory: fundamentals and applications*. CRC Taylor & Francis. Retrieved from <https://www.crcpress.com/Quantitative-Feedback-Theory-Fundamentals-and-Applications-Second-Edition/Houpis-Rasmussen-Garcia-Sanz/p/book/9780849333705>

Jaramillo Gómez, F., & Gómez Yepes, A. (2013). Sistema de control para la estabilidad y orientación de un helicóptero quadrotor.

Muñoz Mansilla, R. (2007). *Control Multivariable Mediante Técnicas QFT: Aplicaciones a Sistemas Navales*.

Ortiz Padilla, V. G., & Pulla Arévalo, P. R. (2014). *Diseño y construcción de un cuadricóptero a control remoto*. Sangolquí - Ecuador.

Otero López, J. (2012). *Diseño implementación y prueba de técnicas de control robusto aplicadas a la operación de un UAV (Unmanned Air Vehicle)*.

Pozo, D., Sotomayor, N., Rosero, J., & Morales, L. (2014). Medición de Ángulos de Inclinación por Medio de Fusión Sensorial Aplicando Filtro de Kalman. *Revista EPN*, 1(1). Retrieved from http://www.revistapolitecnica.epn.edu.ec/ojs2/index.php/revista_politecnica2/article/view/144/pdf

Rodríguez Molina, D. L., & Jiménez Rojas, S. E. (2015). *Diseño e implementación de una estrategia de control óptimo para simulación de un vehículo aéreo no tripulado*. Universidad Distrital “Francisco José De Caldas.” Retrieved from <http://repository.udistrital.edu.co/bitstream/11349/4205/1/RodriguezMolinaDavid-Leonardo2015.pdf>

Vela Peña, R. (2013). Sistema de Detección de Movimientos Basado en Sensores Inerciales Integrados, 1–4.