# Diseño de una plataforma para el Control Embarcado de un Quadrotor ⋆

**E. Javier Ollervides, Alejandro Dzul, Armando Sáenz y Víctor Santibáñez.**

*Instituto Tecnológico de la Laguna, Blvd. Revolución y Cuauhtémoc, Torreón, Coah., 27000, Mexico (e-mail: {jollervi,vsantiba,jsaenz}@itlalaguna.edu.mx, dzul@faraday.itlalaguna.edu.mx)*

Resumen: En este trabajo se realizó la integración de un sistema embebido aplicado en el control de un vehículo aéreo no tripulado (*UAV*) de aterrizaje vertical *VTOL* de cuatro rotores, conocido con el nombre de *Quadrotor*. En la implementación se utiliza un microcontrolador embarcado de 32 bits, una central inercial (*IMU*) de 9 grados de libertad (de bajo costo), con sensores de tipo (*MEMS*), utilizada para sensar los ángulos de orientación de alabeo, cabeceo y guiñada. El Quadrotor utiliza motores "brushless" trifásicos de altas revoluciones, con sus respectivos módulos de servopropulsión de alta corriente.

## 1. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados de aterrizaje vertical, llamados con las siglas UAV-VTOL ("Unmaned Aerial Vehicles"-"Vertical Takeoff and Landing"), son sistemas que presentan un alto grado de dificultad tanto para el problema de control de estabilización de postura, así como para el control de seguimiento de trayectorias. Entre los principales problemas encontrados para la implementación de controladores en lazo cerrado, se encuentra la estimación numérica de los ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada, a partir de los sensores de circuito integrado que forman parte de la central inercial (IMU.-"Intertial Measurement Unit") del sistema de navegación del UAV-VTOL. Los sensores utilizados para la integración de la IMU son específicamente acelerómetros, giroscopios y magnetómetros, todos con capacidad de medición en los tres ejes coordenados $X$, $Y$ y $Z$ para lograr sensar un espacio 3D. El ruido eléctrico y los voltajes de desviación producidos en los sensores presentan un gran inconveniente en la medición de las variables que entrega la IMU, por lo que, es necesario realizar la fusión de los datos entregados por cada sensor mediante un algoritmo de filtrado numérico conocido con el nombre de Filtro de Kalman, mediante el cual se estiman los ángulos de navegación de cabeceo ("pitch"), alabeo ("roll") y guiñada ("yaw") del UAV. Por lo mencionado anteriormente, se puede intuir que el desempeño del sistema de control de postura del UAV dependerá en gran medida de la adecuada estimación numérica de los ángulos de navegación.

El control de un vehículo aéreo Quadrotor representa un problema interesante y fundamentalmente difícil de abordar. Este sistema dinámico tiene seis grados de libertad, de los cuales tres son traslacionales y tres son rotacionales, y sólo cuenta con cuatro entradas desacopladas que dependen directamente de las velocidades de cada unos de los rotores respectivamente. Por lo mencionado anteriormente, se intuye claramente que este sistema es severamente subactuado. Por lo que para poder controlar las variables de estado físicas relacionadas con los seis grados de libertad del sistema, se debe tomar en cuante que la dinámicas de los movimientos rotacionales y traslacionales están acoplados.

En este trabajo se llevó a cabo la implementación de un UAV-VTOL de tipo multi-rotor, específicamente de 4 rotores, conocido con el nombre Quadrotor. Para el sistema de estabilización de postura y control de vuelo se utilizó una IMU con sensores integrados, de bajo costo, por lo que fue necesario implementar una versión simplificada del algoritmo de Kalman en el microcontrolador embarcado del Quadrotor. El sistema de control de vuelo se implementó mediante un compilador cruzado de lenguaje C++ y un microcontrolador embarcado de 32 bits ARM Cortex M3 (de bajo costo). El accionamiento de los rotores de las hélices se implementó con cuatro motores trifásicos de tipo "brushless out runner", de altas revoluciones, conectados a su correspondiente módulo de servo-propulsión que opera en modo síncrono. El algoritmo de control de postura para el vuelo del Quadrotor es de tipo *PID*, ejecutándose un controlador por cada ángulo de navegación del Quadrotor.

El presente trabajo está organizado de la siguiente forma: la sección 2 trata sobre el modelo dinámico utilizado; la sección 3 presenta el control utilizado así como las simulaciones obtenidas para el controlador propuesto; la sección 4 presenta el sistema físico del Quadrotor en el que se probará la ley de control diseñada. Finalmente, en la sección 5 se presentan las conclusiones y trabajo futuro de este artículo.

## 2. MODELO DINÁMICO DEL QUADROTOR

Empezaremos por definir los dos marcos coordenados en los que opera el modelo del Quadrotor. EL marco inercial $\mathbf{I}(I_X, I_Y, I_Z)$ que representa la referencia de tierra, se

⋆ Este trabajo ha sido parcialmente patrocinado por TecNM y CONACyT–México.

Reserva de Derechos No. EN TRÁMITE, ISSN. EN TRÁMITE

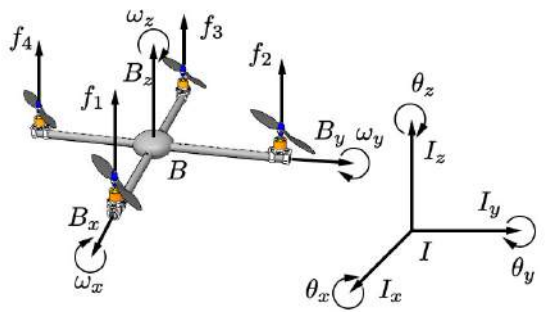


Figura 1. Marcos de referencia del Quadrotor

define con el vector de gravedad apuntando en dirección del eje $I_Z$ negativo. El marco del cuerpo $\mathbf{B}(B_X, B_Y, B_Z)$ se ubica con el origen en el centro de masa y se fija con la orientación del Quadrotor, con los ejes de los rotores apuntando en la dirección positiva del eje $B_Z$, mientras que los brazos del Quadrotor apuntan en dirección de los ejes $B_X$ y $B_Y$. Tal y como se muestra en la Figura 1.

Defínase el vector de la posición del centro de masa del Quadrotor relativo al marco de referencia inercial como $p = [p_x \ p_y \ p_z]^T$, y el vector de la velocidad traslacional $v = [v_x \ v_y \ v_z]^T$, tal que $v = \dot{p}$. Se define el vector de ángulos de orientación: alabeo ("roll"), cabeceo ("pitch") y guiñada ("yaw") $\theta = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z]^T$ con respecto al marco inercial. El vector de la velocidad angular en el marco inercial se define como $\Omega = [\Omega_x \ \Omega_y \ \Omega_z]^T$, mientras que $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ representa el vector de la velocidad angular en el marco del cuerpo. La relación entre ambos vectores está dada por

$$\omega = W(\theta)\Omega \tag{1}$$

donde la matriz de trasformación $W(\theta)$ se expresa como

$$W(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & s_{\theta_y} \\ 0 & c_{\theta_x} & c_{\theta_y} s_{\theta_x} \\ 0 & -s_{\theta_x} & c_{\theta_x} c_{\theta_y} \end{bmatrix} \tag{2}$$

Se define la matriz de rotación ortogonal $R(\theta)$ que representa la orientación del Quadrotor

$$\mathbf{R}(\theta) = \begin{bmatrix} c_{\theta_y} c_{\theta_z} & s_{\theta_y} c_{\theta_z} s_{\theta_x} - s_{\theta_z} c_{\theta_x} & s_{\theta_y} c_{\theta_z} s_{\theta_x} + s_{\theta_z} s_{\theta_x} \\ c_{\theta_y} s_{\theta_z} & s_{\theta_y} s_{\theta_z} s_{\theta_x} + s_{\theta_z} c_{\theta_x} & s_{\theta_y} s_{\theta_z} c_{\theta_x} - c_{\theta_z} s_{\theta_x} \\ -s_{\theta_y} & c_{\theta_y} s_{\theta_x} & c_{\theta_y} c_{\theta_x} \end{bmatrix} \tag{3}$$

Las fuerzas de sustentación $f_i$ producidas por las propelas de los rotores pueden ser compactadas en el vector de fuerza $F$ (en el marco del cuerpo)

$$F = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} \tag{4}$$

donde dichas fuerzas de sustentación dependen de forma directa de la potencia cuadrada de velocidad de rotación de las propela del rotor, tal que

$$f_i = k\omega_{mi}^2, \quad i = 1, ..,4 \tag{5}$$

donde $k$ es una constante positiva dimensionalmente apropiada y $\omega_{mi}$ es la velocidad angular del $i$-ésimo rotor $m_i$, $i = 1, ..,4$. Sumando las fuerzas producidas por las propelas de los rotores, se obtiene la fuerza total de empuje $T_B$ del Quadrotor (en el marco del cuerpo), la cual se expresa como

$$T_B = \sum_{i=1}^{4} f_i = k \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^{4} \omega_{mi}^2 \end{bmatrix} \tag{6}$$

de tal forma que el vector de fuerza generalizada en el marco inercial $F_I = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ se obtiene a partir de

$$F = R(\theta)T_B \tag{7}$$

Sumándose al vector fuerza $F_I$ tenemos también la fuerza de fricción debida a la resistencia del aire que choca con el cuerpo del Quadrotor, la cual es proporcional a la velocidad traslacional en cada dirección. Para este modelo de fricción, se utilizará el concepto simplificado de la fricción viscosa, de tal forma que el vector de la fuerza de fricción traslacional $F_D$ (en el marco inercial) se define como

$$F_D = \begin{bmatrix} F_{D_X} \dot{p}_x \\ F_{D_Y} \dot{p}_y \\ F_{D_Z} \dot{p}_z \end{bmatrix} \tag{8}$$

A continuación de define el vector de los torques que actúan sobre cada uno de los ejes de rotación del Quadrotor

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} \tag{9}$$

donde $\tau_x$ es el torque de alabeo aplicado alrededor del eje $B_X$, $\tau_y$ es el torque de cabeceo aplicado alrededor del eje $B_Y$, y $\tau_z$ es el torque de guiñada aplicado alrededor del eje $B_Z$. Si se asigna de manera arbitraria los rotores $m_1$ y $m_3$ paralelos al eje $B_Y$, tal que

$$\tau_x = f_1 - f_3 = \ell(k\omega_{m_1}^2 - k\omega_{m_3}^2) \tag{10}$$

donde $\ell$ es la distancia del centro de masa del Quadrotor con respecto a los ejes de cada unos de los rotores. De forma correspondiente se asignan los rotores $m_2$ y $m_4$ paralelos al eje $B_X$, tal que

$$\tau_y = f_2 - f_4 = \ell(k\omega_{m_2}^2 - k\omega_{m_4}^2) \tag{11}$$

Para calcular el torque de guiñada alrededor del eje $B_Z$ es necesario considerar los torques de arrastre que se producen en los cuatro rotores montados en el extremo de cada brazo del Quadrotor. El torque de arrastre ("drag") de cada rotor depende de la componente de fuerza aerodinámica paralela a la dirección del movimiento relativo entre el objeto y la corriente de aire. Esta fuerza se opone al avance del cuerpo. Los torques reactivos de cada uno de los rotores son producidos por las fuerzas de arrastre, mientras que los motores "brushless" montados en cada rotor, se encargan de producir el torque eléctrico aplicado a cada una de las propelas. Es importante notar que la

velocidad angular $\omega_{m_i}$ de la $i$-ésima propela, depende de forma directa del torque eléctrico generado por el $i$-ésimo motor, mientras que el $i$-ésimo torque reactivo de arrastre, es producido por la resistencia del aire al impactar con la sección lateral de la propela, el cual depende de forma cuadrática de la velocidad angular de la $i$-ésima propela. Este torque reactivo de arrastre puede ser expresado como

$$\tau_{d_i} = b\omega_{m_i}^2, \quad i = 1, ..,4 \tag{12}$$

Si los servoamplificadores de cada motor son configurados para generar el torque eléctrico de dos rotores en sentido horario, y los otros dos en sentido antihorario, entonces de esta forma se evitan los efectos giroscópicos del torque de guiñada $\tau_z$ alrededor del eje $z$. Para tal caso se define el torque de guiñada por la siguiente ecuación

$$\tau_z = b(\omega_{m_1}^2 - \omega_{m_2}^2 + \omega_{m_3}^2 - \omega_{m_4}^2) \tag{13}$$

de tal forma que el vector de los torques aplicados al Quadrotor en el marco del cuerpo se describe como

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ell k(\omega_{m_1}^2 - \omega_{m_3}^2) \\ \ell k(\omega_{m_2}^2 - \omega_{m_4}^2) \\ b(\omega_{m_1}^2 - \omega_{m_2}^2 + \omega_{m_3}^2 - \omega_{m_4}^2) \end{bmatrix} \tag{14}$$

En el marco inercial, la aceleración del Quadrotor es debida a: la fuerza total de empuje producida por las propelas de cada rotor, la fuerza de gravedad de la tierra, y la fricción traslacional. Es posible calcular el vector de empuje en el marco inercial utilizando la matriz de rotación $R(\theta)$ para mapear el vector de empuje $T_B$ del marco del cuerpo al marco inercial. Entonces el movimiento traslacional del Quadrotor puede ser expresado por la siguiente ecuación

$$m\ddot{p}_x = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R(\theta)T_B + F_D \tag{15}$$

donde la constante $g$ representa la aceleración de la gravedad, y la constante $m$ representa la masa del Quadrotor. Es conveniente tener las ecuaciones de movimiento traslacional expresadas con respecto al marco inercial. Para poder expresar los movimientos de rotación del Quadrotor alrededor de su centro de gravedad, en lugar de su centro inercial, entonces las ecuaciones de movimiento rotacional se definen con respecto al marco de referencia del cuerpo. Para obtener las ecuaciones de movimiento rotacional, se utilizan las ecuaciones de Euler definidas para la dinámica de un cuerpo rígido. Expresando las ecuaciones de Euler en forma vectorial, se escriben como

$$I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) = \tau \tag{16}$$

donde $I$ es la matriz de inercia, y $\tau$ es el vector de los torques externos, mencionado anteriormente. Reescribiendo la ecuación anterior, tenemos

$$\dot{\omega} = \frac{d}{dt}\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = I^{-1}(-\omega \times I\omega + \tau) \tag{17}$$

donde el operador $\times$ denota el producto cruz.

Considerando que la estructura mecánica del Quadrotor está conformada por dos barras que se cruzan en el origen con un punto de masa definido en el extremo de cada barra (masa de motor montado en el rotor), es claro que debido a esta simetría geométrica, la matriz de inercia puede ser considerada como diagonal, tal como se expresa a continuación

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \tag{18}$$

Entonces se obtiene el vector de las ecuaciones de movimiento rotacional respecto al marco del cuerpo:

$$\dot{\omega} = -\begin{bmatrix} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}\right)\omega_y\omega_z \\ \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}\right)\omega_x\omega_z \\ \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}\right)\omega_x\omega_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \left(\frac{1}{I_{xx}}\right)\tau_x \\ \left(\frac{1}{I_{yy}}\right)\tau_y \\ \left(\frac{1}{I_{zz}}\right)\tau_z \end{bmatrix} \tag{19}$$

El modelo matemático del Quadrotor puede ser verificado en las siguientes referencias (Castillo et al. [2004]), (Castillo et al. [2005]), (Hoffman et al. [2007]), (Hoffman et al. [2009]), (Lozano et al. [2010]) y (Romero et al. [2010]). El propósito de obtener el modelo matemático del Quadrotor, nos permite tener un mejor soporte con respecto a la estabilidad y el desempeño del Quadrotor, y en lo particular para el diseño de controladores que utilizen la realimentación de las variables de estado físicas de Quadrotor. Considerando el siguiente vector de estados para la ecuación de estados vectorial del Quadrotor

$$x = [\, p_x \;\; p_y \;\; p_z \;\; v_x \;\; v_y \;\; v_z \;\; \theta_x \;\; \theta_y \;\; \theta_z \;\; \omega_x \;\; \omega_y \;\; \omega_z \,]^T \tag{20}$$

se obtiene la siguiente ecuación de estado para el Quadrotor

$$\dot{x} = \frac{d}{dt}\begin{bmatrix} p \\ v \\ \theta \\ \omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \frac{R(\theta)}{m}T_B + \frac{1}{m}F_D \\ W(\theta)\omega \\ I^{-1}(-\omega \times I\omega + \tau) \end{bmatrix} \tag{21}$$

## 3. CONTROLADOR DEL QUADROTOR

### *3.1 Objetivo de control*

En la formulación del problema de control, tomamos en consideración el vector de posición traslacional deseada $p_d = [\; p_x^d \;\; p_y^d \;\; p_z^d \;]^T$ y el vector de la posición rotacional deseada $\theta_d = [\; \theta_x^d \;\; \theta_y^d \;\; \theta_z^d \;]^T$. El vector

$$\tilde{\theta} = \theta_d - \theta \tag{22}$$

representa el error de orientación, y el vector

$$\tilde{p} = p_d - p \tag{23}$$

representa el error de posición traslacional.

El problema de control consiste rigurosamente en la propuesta de una ley de control $u(t)$ tal que el límite

$$\lim_{t\to\infty}\begin{bmatrix} \tilde{\theta} \\ \tilde{p} \end{bmatrix} = 0 \tag{24}$$

debe ser garantizado, considerando el conjunto de valores de la condición inicial del vector de estado $x$ del Quadrotor.

### *3.2 Ley de control PID*

Nuestro propósito es realizar el control del Quadrotor, por lo que se utilizará un controlador tipo PID, el cual contiene una componente proporcional al error del vector de posición rotacional $\tilde{\theta}$, una componente proporcional a la derivada $\dot{\tilde{\theta}} = \frac{d\tilde{\theta}}{dt}$ y finalmente otra componente que corresponde con la $\int \tilde{\theta} dt$. En primera instancia, se quiere estabilizar al Quadrotor con un vector de orientación horizontal, de tal forma que el vector de orientación deseado $\theta_d$ debe ser igual a cero. Nótese que los torques aplicados al centro de gravedad del Quadrotor están relacionados con las velocidades angulares, tal que $\tau = I\ddot{\theta}$, por lo que se puede argumentar que el vector de torque es proporcional a la ley de control, tal que para el sistema en malla cerrada $\tau = Iu$, y tomando en cuenta la definición plasmada en (14) para el vector de torque, entonces se tiene que el vector de torque externo aplicado al Quadrotor se puede expresar como

$$\tau = \begin{bmatrix} \ell k(\omega_{m_1}^2 - \omega_{m_3}^2) \\ \ell k(\omega_{m_2}^2 - \omega_{m_4}^2) \\ b(\omega_{m_1}^2 - \omega_{m_2}^2 + \omega_{m_3}^2 - \omega_{m_4}^2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} u_{\theta_x} \\ I_{yy} u_{\theta_y} \\ I_{zz} u_{\theta_z} \end{bmatrix} \quad (25)$$

donde el vector de la ley de control $u$ se define como

$$u_\theta = \begin{bmatrix} u_{\theta_x} \\ u_{\theta_y} \\ u_{\theta_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_p \tilde{\theta}_x + k_d \dot{\tilde{\theta}}_x + k_i \int \tilde{\theta}_x dt \\ k_p \tilde{\theta}_y + k_d \dot{\tilde{\theta}}_y + k_i \int \tilde{\theta}_y dt \\ k_p \tilde{\theta}_z + k_d \dot{\tilde{\theta}}_z + k_i \int \tilde{\theta}_z dt \end{bmatrix} \quad (26)$$

Considerando que el empuje $T$ no siempre está en dirección del eje $I_Z$ positivo, debe de calcularse la componente $F_z$ en términos del ángulo de alabeo $\theta_x$, y del ángulo de cabeceo $\theta_y$, tal que $F_z = \frac{mg}{C_{\theta_x} C_{\theta_y}}$. Entonces, se define la dinámica de la fuerza externa de empuje ascendente como

$$F_z = \frac{m}{C_{\theta_x} C_{\theta_y}} (g + u_z) \quad (27)$$

donde $u_z$ representa una ley de control $PD$ para regular la variable de altitud $p_z$ del Quadrotor, la cual se define como

$$u_z = k_{d_z} \dot{\tilde{p}}_z + k_{p_z} \tilde{p}_z \quad (28)$$

donde $\tilde{p}_z = p_{d_z} - p_z$ representa el error de posición traslacional en el eje $I_Z$. Entonces, a partir del vector de torques en (14), y del vector de los torques de control dados en (25), se obtienen la ecuación para calcular la velocidad angular que debe desarrollar cada rotor del Quadrotor:

$$\begin{aligned} \omega_1^2 &= \frac{T}{4k} - \frac{\tau_y}{2k\ell} - \frac{\tau_z}{4b} \\ \omega_2^2 &= \frac{T}{4k} - \frac{\tau_x}{2k\ell} + \frac{\tau_z}{4b} \\ \omega_3^2 &= \frac{T}{4k} + \frac{\tau_y}{2k\ell} - \frac{\tau_z}{4b} \\ \omega_4^2 &= \frac{T}{4k} + \frac{\tau_x}{2k\ell} + \frac{\tau_z}{4b} \end{aligned} \quad (29)$$

Cuadro 1. Parámetros del Quadrotor

| Parámetro | Valor | Unidades |
|---|---|---|
| $g$ | 9,81 | $m/seg$ |
| $m$ | 0,468 | $kg$ |
| $l$ | 0,225 | $m$ |
| $k$ | $2{,}98 \times 10^{-6}$ | |
| $b$ | $1{,}14 \times 10^{-6}$ | |
| $I_M$ | $3{,}357 \times 10^{-5}$ | $kg - m^2$ |
| $I_{xx}$ | $4{,}856 \times 10^{-3}$ | $kg - m^2$ |
| $I_{yy}$ | $4{,}856 \times 10^{-3}$ | $kg - m^2$ |
| $I_{zz}$ | $8{,}801 \times 10^{-3}$ | $kg - m^2$ |
| $F_{D_X}$ | 0,25 | $kg/seg$ |
| $F_{D_Y}$ | 0,25 | $kg/seg$ |
| $F_{D_Z}$ | 0,25 | $kg/seg$ |

Cuadro 2. Param PID

| PID (orientación) | Valor | PD(altitud) | Valor |
|---|---|---|---|
| $k_p$ | 6 | $k_{pz}$ | 1,5 |
| $k_d$ | 1,75 | $k_{dz}$ | 2,5 |
| $k_i$ | 30 | | |

### *3.3 Resultados de simulación*

El modelo matemático del Quadrotor es implementado en simulación en el lenguaje de programación del MatLab. Los parámetros del modelo del Qudrotor fueron extraídos de (Tayebi et al. [2004]), lo cuales se muestran en la tabla 1. Los parámetros de la fuerza de resistencia al choque del flujo de aire con la aeronave, o coeficientes de arrastre de la fuerza viscosa traslacional $F_{Dx}$, $F_{Dy}$ y $F_{Dz}$, son selecionados de tal forma que el Quadrotor pueda desplazarse de forma suave cuando los ángulos $\theta_x$ y $\theta_y$ se estabilizen con un valor igual a cero.

El desempeño del controlador $PID$ es puesto a prueba mediante resultados de simulación de la estabilización del Quadrotor. Los parámetros del controlador $PID$ son presentados en la tabla 2. Para la condición inicial del Quadrotor se propone: el vector de la posición traslacional en $p_o = [0\ 0\ 10]^T$ (en metros), mientras que el vector de los ángulos de orientación en $\theta_o = [0\ 0\ 0]^T$ (en grados), y el vector de la velocidad angular en $\omega_o = [45\ 90\ 180]^T$ (en grados/s). El objetivo del control de vuelo estático es mantener una dinámica estable para los ángulos de orientación del Quadrotor, tal que el vector de la orientación deseada se asigna en $\theta_d = [0\ 0\ 0]^T$.

La evolución de los estados en coordenadas rotacionales $\theta$ y $\omega$ es mostrada en las Figuras 2 y 3, donde se observa la convergencia asíntótica al punto de equilibrio, es decir donde el Quadrotor alcanza su vuelo estático. La simulación se ha realizado solamente para la estabilización del problema control de postura del Quadrotor.

En la Figura 4, se observa la evolución de las velocidades angulares desarrolladas por los rotores para alcanzar el vuelo en suspensión del Quadrotor.

En la Figura 5 se muestra la evolución de los estados traslacionales de posición $p_x$, $p_y$ y $p_z$, donde se observa claramente que los estados en el eje $I_X$ y en el eje $I_Z$ se encuentran a la deriva, lo anterior debido a que el error de orientación en los ejes $I_X$ e $I_Z$ no es completamente igual a cero, y también debido a las condiciones iniciales adoptadas para la simulación. Mientras que el estado en

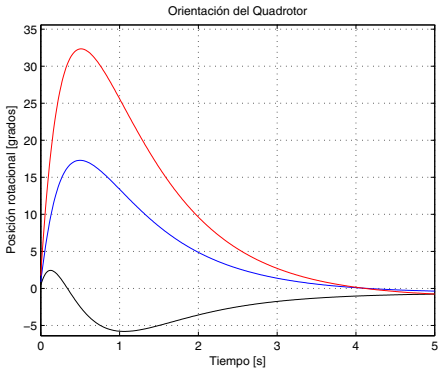


Figura 2. Evolución de la posición rotacional: $\theta_x$ (negro), $\theta_y$ (azul) y $\theta_z$ (rojo).

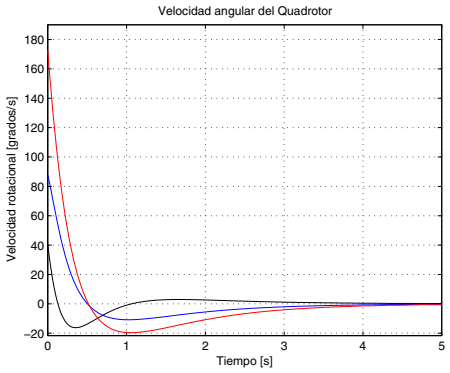


Figura 3. Evolución de la velocidad rotacional: $\omega_x$ (negro), $\omega_y$ (azul) y $\omega_z$ (rojo).

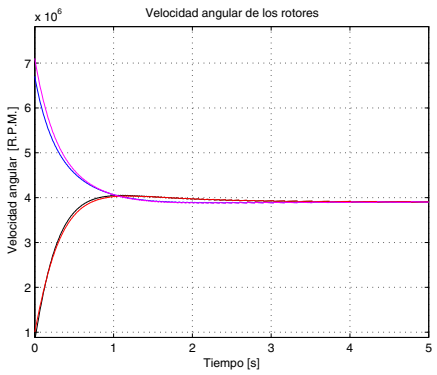


Figura 4. Evolución de la velocidad angular de los rotores: $\omega_{m1}$ (negro), $\omega_{m2}$ (azul), y $\omega_{m3}$ (rojo), y $\omega_{m4}$ (magenta).

el eje $I_Z$ se mantiene casi constante, debido a la condición de estabilización de la orientación del Quadrotor.

## 4. DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA EMBARCADO DEL QUADROTOR

El sistema de control del UAV Quadrotor se conforma de las siguientes partes:

- IMU (acelerómetros, giroscopios y magnetómetros, en los ejes $X$, $Y$ y $Z$) con comunicación I2C ("Two Wire Communications Interface").

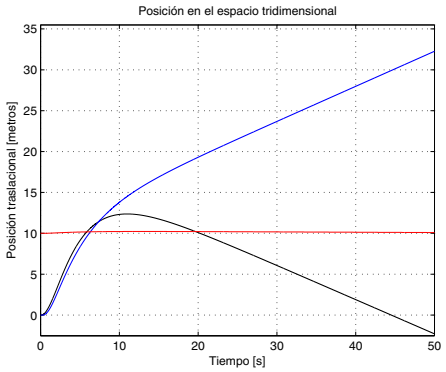


Figura 5. Evolución de la posición traslacional: $p_x$ (negro), $p_y$ (azul), y $p_z$ (rojo).

- Tarjeta controladora central con microcontrolador ARM Cortex M3 de 32 bits a 80 MHz.
- Cuatro motores trifásicos brushless, cada uno con su módulo de servopropulsión conmutado de corriente alterna.

La central inercial (*IMU*) consta de tres tipos de sensores de circuito integrado denominados MEMS ("Micro-Electro-Mechanical Sensor"), y entrega los datos obtenidos por medio de un puerto en serie I2C. La información obtenida por los sensores de la IMU es fusionada y filtrada mediante un algoritmo numérico simplificado del filtro de Kalman, que se ejecuta en tiempo real en el ciclo de control de la tarjeta controladora central embarcada. El algoritmo de control de vuelo del Quadrotor se ejecuta en el ciclo principal del microcontrolador de 32 bits ARM Cortex M3 en la tarjeta embarcada. A su vez, el algoritmo de control calcula y envía las salidas con modulación de ancho de pulso (PWM.-"Pulse Width Modulation") que reciben como señales de referencia para los servo-amplificadores de propulsión conmutados, que alimentan la potencia a los motores brushless de cada uno de los cuatro rotores del Quadrotor.

### *4.1 Descripción de la* IMU

El módulo de navegación inercial (*IMU*), es un módulo que incorpora al menos un acelerómetro y un giroscopio orientados axialmente. De esta forma proporciona los datos de aceleración lineal y velocidad angular sobre el eje en el que se encuentran ubicados. En nuestro caso, la *IMU* incorpora acelerómetros, giroscopios y magnetómetros, todos triaxiales. Estos sensores utilizan tecnología de tipo MEMS. La *IMU Stick 9 D.O.F* es una pequeña tarjeta con sensores que permite obtener nueve grados de libertad (9 G.D.L.). Incluye un acelerómetro ADX345, un magnetómetro HMC5883L y un giroscopio ITG-3200, todos ellos son de tipo *MEMS* de 3 ejes. Esta tarejeta dispone de una sencilla interfaz de comunicación en serie síncrona *I2C* que permite la lectura de los sensores y recuperar sus valores con tan sólo 2 líneas de datos (veáse la Figura 6). En la aplicación de la medición inercial de la *IMU*, es necesario realizar la fusión de datos y el filtrado de señales entregadas por los tres sensores *MEM*. Para tal propósito, se utiliza una libreria en C++ del algoritmo "Direct Cosine Matrix" (*DCM*), el cual se basa en el Filtro de Kalman.

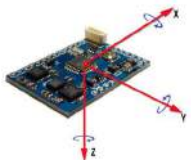

Figura 6. Módulo IMU de 9 G. D. L.

Figura 7. Vista interna del motor "brushless"

*4.2 Motores "brushless"*

Se utilizan motores "brushless" de altas revoluciones para aeromodelismo, con sus correspondientes módulos de control electrónicos de potencia (*ESC* de las siglas en ingles "Electronic Speed Controller"), los cuales producen la conmutación de las fases eléctricas de los motores. A diferencia de un motor D.C. convencional, en un motor "brushless" la armadura no tiene movimiento y el imán permanente es el que gira sobre su eje. Estos motores son conocidos como "outrunners", porque hacen girar su carcaza exterior sobre la cual están montados los imánes alrededor de sus bobinas (veáse las Figura 7).

Un parámetro importante de este tipo de motores es la constante que relaciona la velocidad angular en *R.P.M.* del motor (sin carga) con el valor de la tensión aplicada a las bobinas del motor, designada como *KV*. Los motores elegidos para el Quadrotor tienen un parámetro *KV* igual a 850 $[\frac{R.P.M.}{volts}]$. Las hélices definen el consumo de corriente de los motores, así como el empuje que se puede lograr. Las hélices utilizadas en el Quadrotor son las recomendadas por el fabricante del motor para este modelo, con una medida de 12 $\times$ 4,5 pulgadas.

*4.3 Giroscopio de pruebas*

Para poder realizar pruebas seguras con el Quadrotor, y así evitar daños por colisión, se decidió armar una estructura de protección, de manera que las hélices son resguardadas para evitar daños por impacto (ver la Figura 8). Además, antes de llevar a acabo cualquier prueba de vuelo experimental, se puede realizar una pre-sintonización del sistema de control mediante una estructura en forma de giroscopio de material de madera para balsa y tuberia PVC, conteniendo los tres ejes de movimiento de la orientación y al Quadrotor, tal y como se muestra la Figura 8.

## 5. CONCLUSIÓN

Durante la integración de los componentes eléctricos, electrónicos y mecánicos del sistema de control embarcado

Figura 8. Quadrotor: Protección y Giroscopio de pruebas

del Quadrotor, se identificó la posibilidad de mejorar de forma significativa el rendimiento del sistema, tomando en cuenta los factores de importancia de peso, costo y velocidad de cálculo. Por lo que podemos concluir que es viable utilizar la *IMU* con sensores *MEMS*, mientras que el microcontrolador central tenga la suficiente velocidad de procesamiento de datos para ejecutar un algoritmo de control al menos tipo *PID*. A pesar de que los motores operan realmente con un lazo de pseudo-control de velocidad, los sistemas comerciales funcionan de forma convencional, pero si se requiere un alto desempeño para una planeación de trayectorias creemos que es necesario utilizar servo-propulsores en modo torque, los cuales no son muy comunes para esta aplicación, al menos comercialmente. Como trabajo futuro, se prentende que en estas semanas se realice la validación experimental del controlador, primero en la estructura tipo giroscopio y después en vuelo libre.

## REFERENCIAS

P. Castillo and A. Dzul, and R. Lozano, Real-time stabilization and tracking on a four rotor mini rotor craft. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 12, no. 4, pp. 510-516, Jul. 2004.

P. Castillo, R. Lozano, and A. Dzul. *Modeling and Control of Mini-Flying Machines*. Springer-Verlag London Limited, 2005.

G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and Experiment. *Proceedings if the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Aug. 2007.

G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, Aerodynamics and control of autonomous Quadrotor helicopters in aggressive maneuvering. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 3277-3282, May. 2009.

R. Lozano *Unmanned Aerial vehicles: embedded control*. John Wiley and Sons Inc., 2010.

G. Mahony, V. Kumar, and P. Corke, Modelling, Estimation and Control of Quadrotor Aerial Vehicles. *Robotics and Automation Magazine*, 2012.

H. Romero, S. Salazar, J. Escareño y R. Lozano, Estabilización de un mini helicóptero de cuatro rotores basada en flujo óptico y sensores inerciales. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial*, Vol. 7, Núm. 2, pp. 49-56, Abril 2010

A. Tayebi and S. McGilvray, Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot. *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, vol. 2, pp. 1216–1221, 2004.