

Robot Volador No Tripulado QA3

Diseño y construcción de un cuatrirrotor para experimentación

David Gaydou, Gonzalo Suárez, Claudio Paz, Gonzalo Pérez Paina, Gastón Araguás
Centro de Investigación en Informática para la Ingeniería (CIII)
Facultad Regional Córdoba
Universidad Tecnológica Nacional

Resumen—Bajo la denominación general de multicopteros, los vehículos aéreos no tripulados (UAV, por sus siglas en inglés) han ganado popularidad en forma abrupta en los últimos años. En este trabajo se presenta un enfoque modular sobre el diseño y construcción de multicopteros. El énfasis está puesto en los aspectos fundamentales del autopiloto, aunque también se proponen consideraciones especiales para el diseño mecánico. Finalmente se muestra la arquitectura de un cuatrirrotor diseñado y construido para experimentación. Se presenta el diseño de la aviónica, los controladores, los radioenlaces y la estructura mecánica.

I. INTRODUCCIÓN

Bajo la denominación general de multicopteros, estos vehículos aéreos no tripulados (UAV, por sus siglas en inglés) han ganado popularidad en forma abrupta en los últimos años. La introducción masiva y a bajos costos de sensores inerciales MEMs en el mercado de las aplicaciones civiles como así también los avances tecnológicos en los acumuladores eléctricos han potenciado esta expansión en numerosos ámbitos, desde la industria del entretenimiento hasta los claustros académicos; prometiendo incontables aplicaciones posibles a corto plazo.

Si bien pueden adoptar apariencias diversas, desde el punto de vista modular se repite una arquitectura común en la mayoría de los multicopteros. En este sentido el autopiloto constituye el módulo neurálgico del multicoptero, el cual está integrado por microprocesadores, sensores, y radioenlaces, y se encarga básicamente de controlar la actitud de la aeronave.

Entre las funcionalidades propias del autopiloto está la estimación de orientación, para esto se vale de giróscopos, acelerómetros y, en ocasiones, magnetómetros, sensores ultrasónicos o cámaras. Luego mediante técnicas de filtrado y fusión se obtienen las estimaciones de los ángulos de navegación. La alta tasa de refresco y la baja ruidosidad de estas mediciones es fundamental para la correcta operación de los compensadores encargados de regular las velocidades de rotación de los motores.

Los modelos de control de estos vehículos se dividen en dos categorías, según el desempeño dinámico que se pretende para la aeronave [1] [2]. Por un lado el modo de operación cuasi-estacionario, es aquel en el que el vehículo se desplaza por medio de pequeñas variaciones alrededor del punto de equilibrio de vuelo estático. El modelo de la planta asumido para este caso es el de cuerpo rígido con seis grados de libertad

de los cuales los grados de libertad rotacionales se pueden suponer desacoplados. Por otro lado si se pretende que el vehículo sea capaz de realizar maniobras agresivas el grado de complejidad del controlador crece notablemente, se necesitan modelos dinámicos más precisos y mejor parametrizados.

En este trabajo se presenta el diseño y construcción de un robot aéreo no tripulado cuatrirrotor para utilizarse principalmente en experimentación, en las áreas de control, navegación, visión por computador, filtrado bayesiano, etc.

II. DESCRIPCIÓN GENERAL

Si bien el término multicoptero puede describir una generalidad de dispositivos voladores, su utilización se ha adoptado mayormente para denominar a aquellos vehículos voladores conformados por una estructura de bastidores dispuestos en forma radial unidos rígidamente en el centro a un bloque que soporta la aviónica, baterías y otros elementos electrónicos. Estos bastidores sujetan en sus extremos motores eléctricos los cuales accionan, en la mayoría de los casos en forma directa, hélices de paso fijo orientadas para generar empuje en forma vertical al plano que las contiene. En la Fig. 1 puede verse a modo de ejemplo un multicoptero con seis rotores llamado hexacoptero.

Otra característica distintiva de los multicopteros es que el número de motores es siempre par, la mitad gira en un sentido y la otra lo hace en sentido opuesto. Por supuesto están equipados con hélices de paso directo e invertido, según corresponda; de tal forma que en todos los casos el empuje es en la misma dirección. La disposición de los conjuntos rotantes y contrarrotantes es en forma alternada. Bajo estas presunciones, el modo de operación se explica de forma simplificada de la siguiente manera: cuando todos los motores generan el mismo empuje, el par resultante sobre el centro de masa de la estructura completa es cero; los pares de arrastre generados por las hélices también se cancelan desde que se suponen iguales en magnitud pero la mitad en un sentido y la otra mitad en el opuesto. Haciendo que la aceleración generada por el empuje colectivo de los rotores sea de magnitud idéntica y sentido opuesto a la aceleración de la gravedad, puede conseguirse mantener en vuelo estacionario a la estructura.

Siguiendo con la descripción simplificada, si se varía de igual manera el empuje de todos los motores se pueden conse-

guir desplazamientos verticales. Si en cambio, se modifican en igual magnitud aumentando el empuje de uno y disminuyendo el diametralmente opuesto, se genera una rotación de la estructura que produce la aparición de una componente de aceleración lateral. Si a la vez se ajusta el empuje colectivo para compensar la aceleración de la gravedad se pueden conseguir desplazamientos en el plano horizontal. De otra forma, si se modifica en igual magnitud pero aumentado el empuje de aquellos motores que giran en un sentido y disminuyendo el empuje de los que lo hacen en sentido opuesto, se mantiene el empuje colectivo pero se genera un torque que produce rotación sobre el eje perpendicular al plano de los rotores.

Mediante la acción combinada y sincronizada de los modos de operación descritos se puede conseguir actuar sobre los seis grados de libertad del vehículo en forma simultánea.



Figura 1. Multicóptero de seis impulsores o hexacóptero

II-A. Cuatrirrotor

El multicóptero más popular es el cuatrirrotor, el cual está constituido por cuatro rotores individuales fijados a una estructura rígida en cruz como se muestra en la Fig. 2. Las hélices señaladas con índice impar giran en sentido antihorario, y las de índice par en sentido horario. Del modo que se explicó anteriormente, el ajuste diferencial de los pares opuestos permite generar aceleraciones de rolido y cabeceo, el ajuste del empuje colectivo genera aceleraciones perpendiculares al plano de las hélices y el rumbo se ajusta modificando en forma diferencial el conjunto de propulsores de índice impar respecto de los de índice par.

El sistema es subactuado, por lo que los restantes grados de libertad, es decir los correspondientes a las velocidades de translación horizontal deben ser controlados a través de la dinámica del sistema.

El modelo de operación propuesto para este trabajo es el de vuelo cuasi-estacionario. A partir de esta condición se plantea un modelo de cuerpo rígido con seis grados de libertad cuya dinámica rotacional se describe como dos ejes principales de inercia que pasan por el centro de gravedad y se disponen paralelos a los bastidores (I_{xx}, I_{yy}) y un tercero perpendicular al plano definido por los anteriores que también pasa por el centro de gravedad (I_{zz}). La geometría de la estructura hace que los torques generados por los propulsores

están alineados con los ejes principales de inercia produciendo que se pueda modificar individualmente la aceleración angular aplicada sobre cada eje a través de alguna de las acciones de control descritas antes.

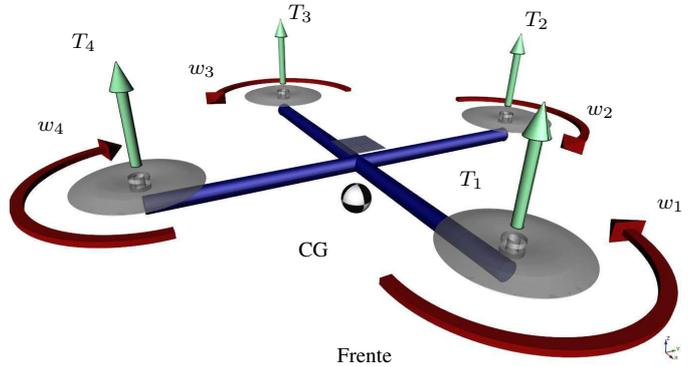


Figura 2. Cuatrirrotor

III. CONTROL DE ACTITUD

III-A. Modelo dinámico

Para la descripción del modelo dinámico del multicóptero, considerado como un cuerpo rígido se fija un marco inercial denotado por $\mathcal{A} = \{E_x, E_y, E_z\}$, donde x está alineado en la dirección frontal del robot y z en la dirección de la gravedad. $\xi = (x, y, z)$ indica el origen de coordenadas del marco $\mathcal{B} = \{E_1^a, E_2^a, E_3^a\}$ fijo en el robot y coincidente con el centro de masa del mismo. El marco de referencia \mathcal{B} está relacionado con \mathcal{A} por medio de la matriz de rotación $R : \mathcal{A} \rightarrow \mathcal{B}$. V y Ω son las velocidades lineales y angulares del robot en \mathcal{B} . Las ecuaciones del modelo dinámico para la versión de 4 rotores son:

$$\dot{\xi} = RV \quad (1)$$

$$m\dot{V} = -m\Omega \times V + mgR^T e_3 + \sum T_i \quad (2)$$

$$\dot{R} = R\hat{\Omega} \quad (3)$$

$$I\dot{\Omega} = -\Omega \times I\Omega + \sum [Q_i + M_i] \quad (4)$$

$$T_i = C_T \rho A r^2 \omega_i^2 \quad (5)$$

$$Q_i = C_Q \rho A r^3 \omega_i |\omega_i| e_3 \quad (6)$$

$$M_i = T_i \times D_i \quad (7)$$

donde $\{i = 1, 2, 3, 4\}$, m es la masa del robot, I la inercia rotacional del sistema, g es la aceleración debido a la gravedad, ρ es la densidad del aire, r es el radio del rotor y A el área del disco rotor. La ecuación (3) describe el ritmo de cambio de la matriz de rotación R , que depende de los ángulos de Euler (ϕ, θ, ψ), llamados de guiñada, cabeceo y rolido. Aquí $\hat{\Omega}$ es una matriz antisimétrica asociada al vector Ω tal que $\hat{\Omega}a = \Omega \times a$. Los vectores T_i y Q_i son los empujes y torque respectivamente debido a cada rotor, y C_T y C_Q sus correspondientes coeficientes, considerados para este caso como constantes. El vector ω_i representa la velocidad angular del i -ésimo rotor, notar que para preservar el signo

que representa el sentido de rotación de cada rotor, en (6) cada vector ω se multiplica por su magnitud. Por último, (7) determina el momento M_i debido al vector de empuje del i -ésimo rotor y su desplazamiento. Los desplazamientos d_i de cada rotor respecto del centro de masa del multirrotor con el rotor 1 al frente son: $d_1 = (0, d, h)$, $d_2 = (0, -d, h)$, $d_3 = (d, 0, h)$ y $d_4 = (-d, 0, h)$.

III-B. Filtrado y estimación

La determinación de la orientación del cuatrirrotor se realiza mediante las lecturas del acelerómetro, con las cuales se puede determinar la dirección del vector gravitacional. Sin embargo, esta información no es suficiente para obtener una orientación absoluta. En caso de usar un giróscopo, se obtiene una orientación relativa al inicio del vuelo, momento a partir del que se integra la velocidad angular dada, lo que lleva a un error intrínseco al proceso de integración. Para evitar esta deriva, se utilizan compases magnéticos o magnetómetros, los cuales dan información absoluta del Norte magnético. Para obtener los ángulos ϕ (roll) y θ (pitch) a partir de estos datos, se puede utilizar un enfoque netamente geométrico como el que sigue

$$\phi = \arctan \frac{a_y}{a_z} \quad (8)$$

$$\theta = \arctan \frac{a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} \quad (9)$$

Sin embargo, dado el gran nivel de ruido, la implementación práctica de estas ecuaciones sin un filtrado previo es inviable. Las soluciones a este problema son variadas en la literatura, y van desde simples filtros pasa bajos a filtros bayesianos.

Los filtros bayesianos son algoritmos recursivos capaces de estimar el estado de un sistema basándose en el modelo de la planta y el de los sensores. Para su correcto funcionamiento es necesario contar con los parámetros del ruido del sistema y las mediciones. Si los modelos antes mencionados son lineales, la solución óptima se puede encontrar con el llamado filtro de Kalman. Para los casos de las funciones trigonométricas dadas por (8) y (9) se utiliza el filtro extendido de Kalman, que puede estimar el estado de un sistema cuando la planta está modelada por funciones no lineales. El sistema planteado se puede escribir como

$$\mathbf{x}_k = f_k(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{w}_{k-1}) \quad (10)$$

$$\mathbf{y}_k = h_k(\mathbf{x}_k, \mathbf{v}_k) \quad (11)$$

donde \mathbf{x}_k es el vector de estado y donde \mathbf{y}_k es el vector de observación, ambos al tiempo discreto k , \mathbf{w}_{k-1} y \mathbf{v}_k son ruidos gaussianos con media cero. En (10) $f_k(\cdot)$ es la función de transición de estado la cual vincula el estado actual del sistema teniendo en cuenta el estado anterior. La ecuación (11) h_k es la función de medición que relaciona el vector de estado \mathbf{x}_k con la observación \mathbf{y}_k .

Es posible trabajar con funciones no lineales en las ecuaciones de proceso u observación, debido a que las funciones son linealizadas alrededor del estado estimado utilizando los

Jacobianos de la función. Dadas (10) y (11) con f_k y h_k funciones no lineales

$$F_k = \left. \frac{\partial f_k}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\hat{\mathbf{x}}_{k-1}} \quad (12)$$

$$H_k = \left. \frac{\partial h_k}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\hat{\mathbf{x}}_{k-1}} \quad (13)$$

La implementación del filtro de Kalman se separa en dos etapas: predicción y actualización de la medición. En la predicción se obtiene una estimación *a priori* del estado $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ y su covarianza P_k^- usando la media y la covarianza del paso anterior, mediante la ecuación de proceso del sistema

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = F_k \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (14)$$

$$P_k^- = F_k P_{k-1} F_k^T + Q_{k-1} \quad (15)$$

Luego, en la etapa llamada actualización de la medición, con el estado estimado *a priori* $\hat{\mathbf{x}}_k^-$, se realiza una predicción de la medición y se compara con la observación del sistema para formar la innovación

$$\hat{\mathbf{y}}_k = H_k \hat{\mathbf{x}}_k^- \quad (16)$$

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k \quad (17)$$

Finalmente, se utiliza la matriz de ganancia de Kalman K_k para actualizar el estado predicho con la innovación

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \quad (18)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + K_k \mathbf{z}_k \quad (19)$$

$$P_k = P_k^- - K_k H_k P_k^- \quad (20)$$

obteniéndose así la función densidad de probabilidad del estado buscada con media $\hat{\mathbf{x}}_k$ y covarianza P_k .

Se pueden utilizar distintos modelos de sistema y de sensores para determinar la orientación del cuatrirrotor. Algunos de los esquemas utilizados para este proyecto se pueden encontrar en [3], [4], [5], [6], [7].

III-C. Criterios para el diseño mecánico

El diseño de un controlador basado en el modelo presentado requiere parametrizaciones del sistema físico. Algunos de ellos pueden ser elegidos arbitrariamente; este hecho se aprovecha para lograr características determinadas en el comportamiento dinámico del multirrotor. En [8] se presenta un análisis de la estabilidad no forzada de un cuatrirrotor siguiendo el método propuesto por [9] con algunas adaptaciones para la aplicación a un cuatrirrotor; mediante este análisis se arriba a la ecuación característica (21) del determinante de la matriz del sistema restringido a moverse longitudinalmente a lo largo de x y rotar en ángulo de pitch.

$$s^3 - \left(\frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \dot{x}} + \frac{1}{I_{YY}} \frac{\partial \theta}{\partial \dot{\theta}} \right) s^2 + \frac{g}{I_{YY}} \frac{\partial \theta}{\partial \dot{x}} = 0 \quad (21)$$

Del análisis de las raíces del polinomio se desprende que la dinámica de lazo abierto del sistema nunca puede ser estable para un multirrotor de estas características. La aplicación del discriminante de Routh como se describe en [8], utiliza

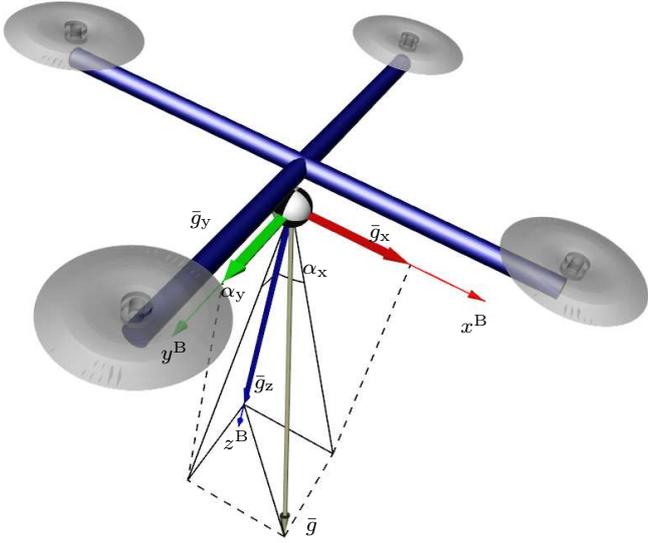


Figura 3. Estimación de actitud en base a la aceleración de la gravedad.

el polinomio característico para definir la naturaleza de la inestabilidad. El discriminante de Routh está dado por

$$R.D. = AD - BC \quad (22)$$

donde A, B, C, D son los coeficientes de (21). Si este valor es positivo, la aeronave presentará divergencia pura; si es negativo tendrá un comportamiento de oscilación inestable. Si es cero, la dinámica en pitch será neutral. En el caso del cuatrirrotor

$$R.D. = -C_T \rho A (\omega R)^2 h \quad (23)$$

donde C_T representa el coeficiente de empuje de la hélice, ρ es la densidad del aire, A es el área del disco del rotor, ω es la velocidad angular de la hélice, R es el radio de la hélice, y h es la distancia del plano de las hélices al centro de gravedad. De los términos que componen (23), sólo h puede cambiar de signo Fig. 4. En el caso de helicópteros convencionales donde $h < 0$, la aeronave tiene un par de polos inestables. Si en cambio el plano de los rotores se encuentra debajo del centro de gravedad, la aeronave presentará divergencia sin oscilaciones. Para el caso que los rotores sean coplanares con el centro de masa, la aeronave se comportará marginalmente estable [10]. Además de incidir sobre el comportamiento dinámico, la magnitud h tiene relación directa con la reducción de la sensibilidad del sistema. En [8] se encuentra que para $h = 0$ el sistema presenta el máximo rechazo a las perturbaciones.

IV. DESCRIPCIÓN DE LA PLATAFORMA QA3

Se construyeron tres versiones de cuatrirrotor de diferentes medidas y aplicaciones. QA3x1000 Fig. 5 para prueba y validación de algoritmos en ambientes exteriores. QA3Mini Fig. 6 para experimentación en ambientes interiores. GoingPro Fig. 7 para tareas de filmación.

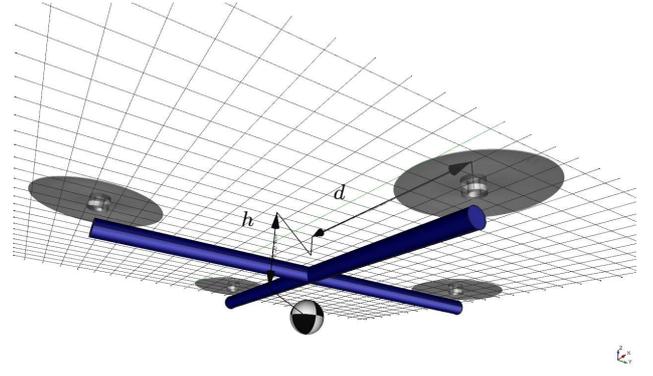


Figura 4. Parámetros de diseño



Figura 5. QA3x1000



Figura 6. QA3-Mini

IV-A. Autopiloto

El autopiloto conforma el núcleo de procesamiento y sensorística de la aeronave, su estructura puede verse en el diagrama en bloques general de la aeronave de la Fig. 8. Los algoritmos de fusión, lazos de control y comandos terrestres son integrados por este dispositivo el cual controla a los actuadores para mantener la actitud y altitud deseada. El microcontrolador utilizado es un LPC1769 de la firma NXP, caracterizado por sus 32 bits de ancho de palabra, 100 MHz de frecuencia de clock, 512 kb de memoria flash y 64 kb de memoria RAM. En cuanto a la sensorística se dispone



Figura 7. GoPro

un acelerómetro ADXL345, un giróscopo ITG3200, y un magnetómetro HCM5843, todos ellos de tres ejes.

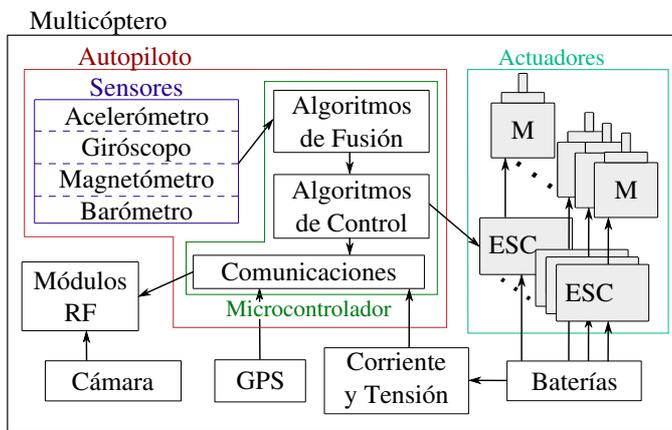


Figura 8. Diagrama en bloques general de la aeronave

IV-B. Actuadores

Se utilizan motores brushless eléctricos cuyo desempeño dependerá no sólo del controlador de velocidad sino también de la hélice y tensión con la que trabaje. Algunos fabricantes detallan dicha información a través de la tabla I. Luego,

Cuadro I
CARACTERÍSTICAS DEL MOTOR. BATERÍA DE 3 CELDAS Y HÉLICE
10 x 3,3

Tensión (V)	11,1				
Hélice	10 x 3,3				
Acelerador (%)	50	65	75	85	100
Corriente (A)	2.3	3.1	4	5.1	6.2
Potencia (W)	27	36	45	58	69
Empuje (G)	290	320	380	470	550
RPM	4800	5500	6000	6500	7000

los bobinados de los motores son exitados por controladores de velocidad comerciales más conocidos por sus siglas en inglés ESC. Estos pueden ser típicos de aeromodelismo o

productos más profesionales orientados a multirrotores, los cuales presentan como característica principal una mayor tasa de refresco.

IV-C. Software embebido

Desde el punto de vista del software, el proyecto se encuentra estructurado en un sistema de capas. La primera capa consiste en un conjunto de librerías proporcionadas por el fabricante del microcontrolador conocidas como CMSIS (Cortex Microcontroller Interface Standard). A partir de estas se construye una segunda capa de librerías propias del proyecto QA3, componiendo así una capa de abstracción con el hardware mediante la cual es posible brindar portabilidad al código de aplicación entre plataformas. Además, todos los periféricos han sido programados para que trabajen por interrupciones, haciendo llamados a funciones que el usuario puede definir desde la aplicación conocidas como “callbacks”. En la Fig. 9 se observa cuáles son las acciones más importantes de la aplicación de vuelo, en donde un lazo principal ejecuta las rutinas comprendidas por el cálculo de la acción de control, la estimación de orientación, la recepción de los mandos del joystick del piloto y las gestiones de comunicación mientras que la actualización de las diferentes variables se realiza de manera asincrónica a través de interrupciones.

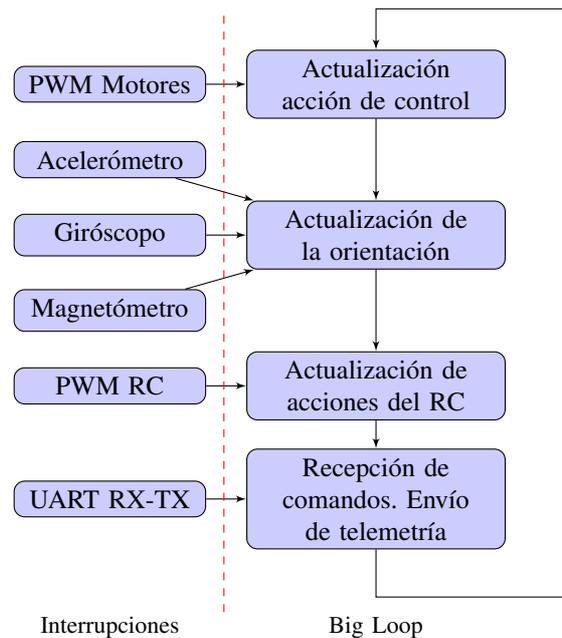


Figura 9. Estructura del Firmware

IV-D. Control de tierra y enlaces

Para el control de tierra, tres enlaces de radio frecuencia son establecidos con la aeronave. El primero de ellos Fig. 10-a es utilizado para enviar constantemente la posición de los mandos del radiocontrol. Si bien mientras el vehículo se encuentre volando de forma autónoma no es necesario su utilización, un piloto entrenado podría recobrar el control de la aeronave ante

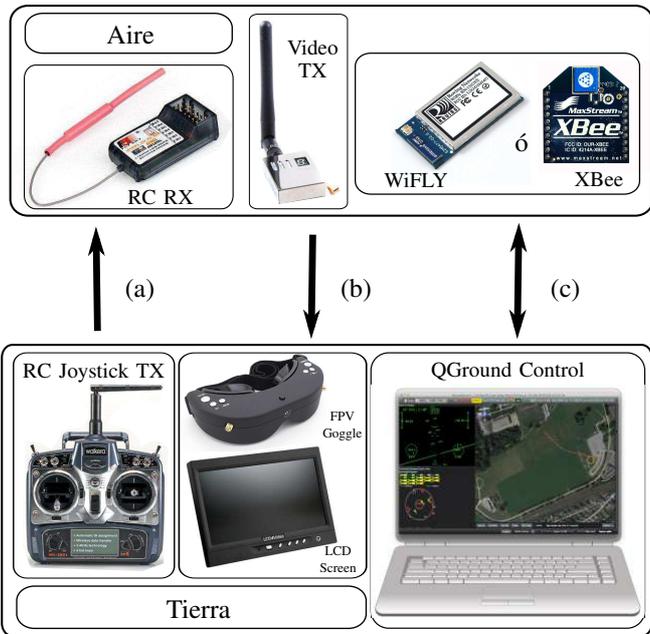


Figura 10. Enlaces de RF

cualquier inconveniente en el sistema autónomo. En segundo lugar Fig. 10-b se encuentra el enlace de video cuyo propósito es la transmisión de las imágenes de la cámara de video, las cuales son recibidas en tierra y le permiten al piloto supervisar a la aeronave cuando esta se aleja en la distancia y visualmente ya no es posible determinar su actitud. Por último Fig. 10-c, aparece el enlace de datos que se establece entre el autopiloto y la estación terrena, medio a través del cual se transmite la telemetría de la aeronave a tierra así como también el envío de nuevos comandos al vehículo. La implementación de este último enlace es lograda a través de un protocolo conocido como Mavlink (Micro Air Vehicle Communication Protocol)[11] [12] el cual puede empaquetar estructuras de datos en C que luego son enviadas a través de un canal de comunicación serie. Esta información es recibida en tierra, donde una computadora portátil se encuentra corriendo un software de monitoreo llamado QGroundControl [13]. Aquí es posible visualizar todo tipo de variables que sean enviadas desde la aeronave tales como orientación actual, posición global, estado de las baterías, modo de operación, etc. Fig. 11 y 12). También es posible modificar variables de la aeronave, como por ejemplo las constantes PID del sistema de control; o enviar comandos de navegación tales como desplazamientos a nuevas coordenadas geográficas.

V. CONCLUSIONES Y TRABAJOS A FUTURO

Se ha formalizado un marco descriptivo en términos modulares para referirse a robots voladores multicóptero. Se ha presentado el modelo dinámico para un cuatrirrotor operando en vuelo quasi-estacionario. Se han descrito las estrategias para la estimación de actitud del robot a partir de sensores inerciales y magnetómetros de bajo costo. Se presentó un



Figura 11. Posición sobre el mapa y estado del sistema

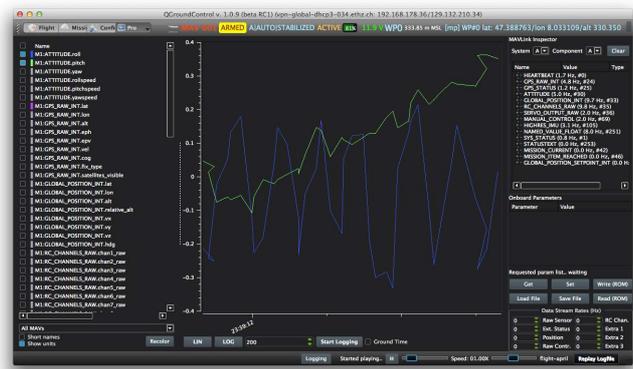


Figura 12. Gráficas en tiempo real de datos enviados

estudio de los parámetros de diseño mecánico, resaltando la importancia de la posición del plano de las hélices respecto al centro de gravedad en la definición del modelo dinámico de lazo abierto y la sensibilidad frente a perturbaciones. Se ha presentado la descripción de la construcción de la plataforma QA3 conformada por la aviónica, actuadores, radioenlaces, controles de tierra y una infraestructura de programación para sistemas embebidos basados en microcontroladores de núcleo ARM. A partir de esta estructura se construyeron tres modelos de robots con diferentes objetivos; QA3x100, QA3-Mini y GoingPro. Los robots mencionados son teleoperados por piloto humano, actualmente se trabaja en estrategias de control y sistemas de percepción absolutos con el objeto de lograr la operación de misiones en forma autónoma.

AGRADECIMIENTOS

Este trabajo se enmarca dentro de los proyectos “Guiado de Vehículos Autónomos usando Fusión de Señales de GPS de Bajo Costo y otros Sensores”, PICT-PRH-2009-0136 y “Fusión Sensorial para Estimación de Posición y Orientación 3D”. U.T.N. PID 2155.

REFERENCIAS

- [1] R. Mahony, V. Kumar, and P. Corke, "Multicopter Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor," *Robotics Automation Magazine, IEEE*, vol. 19, no. 3, pp. 20–32, Sept 2012.
- [2] H. Lim, J. Park, D. Lee, and H. J. Kim, "Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles," *Robotics Automation Magazine, IEEE*, vol. 19, no. 3, pp. 33–45, Sept 2012.
- [3] G. Araguás, C. Paz, D. Gaydou, and G. Perez Paina, "Quaternion-based orientation estimation fusing a camera and inertial sensors for a hovering uav," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, pp. 1–17, 2014. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1007/s10846-014-0092-z>
- [4] C. Paz, G. Infante, J. B. Carballo, F. D. Báez, and C. Cavenio, "Implementación de un filtro extendido de kalman para la estimación de la orientación de un uav utilizando el estándar cmsis," in *Proceedings of the Microelectrónica Aplicada*, 2014.
- [5] G. Araguas, C. Paz, D. Gaydou, and G. Perez Paina, "Orientation estimation fusing a downward looking camera and inertial sensors for a hovering uav," in *Advanced Robotics (ICAR), 16th International Conference on*, Nov 2013, pp. 1–6.
- [6] C. J. Paz, G. F. Perez Paina, and J. H. Toloza, "A comparison of bayesian filters for orientation estimation," in *Proceedings of the XV Workshop on Information Processing and Control (RPIC)*, 2013, pp. 895–900.
- [7] G. Perez Paina, D. Gaydou, J. Redolfi, C. Paz, and L. Canali, "Experimental comparison of kalman and complementary filter for attitude estimation," in *Proceedings of the AST in 40th Argentine Conference on Informatics (JAIIO)*, 2011, pp. 205–215.
- [8] P. Pounds and R. Mahony, "Design Principles of Large Quadrotors for Practical Applications," in *Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, ser. ICRA'09. Piscataway, NJ, USA: IEEE Press, 2009, pp. 1325–1330. [Online]. Available: <http://dl.acm.org/citation.cfm?id=1703435.1703650>
- [9] R. Prouty, *Helicopter performance, stability, and control*. PWS Engineering, 2002. [Online]. Available: <http://books.google.ca/books?id=iLtTAAAAMAAJ>
- [10] P. Pounds, R. Mahony, J. Gresham, P. Corke, and J. M. Roberts, "Towards dynamically-favourable quad-rotor aerial robots," in *Australasian Conference on Robotics and Automation 2004 ACRA2004*, N. Barnes and D. Austin, Eds. Australian National University Canberra: Australian Robotics & Automation Association, December 2004. [Online]. Available: <http://eprints.qut.edu.au/33833/>
- [11] [Online]. Available: <http://qgroundcontrol.org/mavlink/start>
- [12] Wikipedia, "Mavlink — wikipedia, the free encyclopedia," 2014, [Online; accessed 4-November-2014]. [Online]. Available: <http://en.wikipedia.org/w/index.php?title=MAVLink&oldid=628263313>
- [13] [Online]. Available: <http://qgroundcontrol.org>