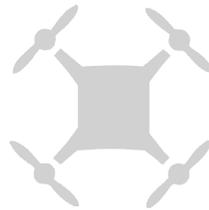


Análisis comparativo de estimación de altura para operación en espacios interiores de un Cuadróptero



Colaboración

José Miguel Hernández Paredes; Sergio Quintanar García; Benigno Muñoz Barrón, Instituto Tecnológico Superior de Huichapan; Silvionel Medécigo Vité, DEVICES R&D S. A. de C. V

RESUMEN: En la actualidad los vehículos aéreos no tripulados (VANT) se utilizan en diversas actividades que van desde simple entretenimiento hasta sofisticadas labores de rescate de personas en zonas no seguras. Los VANT se clasifican dentro del área de la robótica móvil aérea y pueden ser de ala fija o multirrotor. Para la operación de los VANT en ambientes externos el uso de señales satelitales de posición (GPS) es necesario para su manipulación precisa, no obstante en ambientes de interiores estas señales no son accesibles con la precisión requerida, es por ello que en este artículo se propone el uso de sensores ultrasónicos y de altitud para estimar la distancia de un multirrotor con respecto al suelo con la finalidad de controlar la altura automáticamente. Las pruebas son realizadas en un cuadróptero de diseño propio, los resultados se comparan con un sistema de seguimiento por visión para cuantificar el desempeño de cada sensor, finalmente se implementó un sistema de control de altitud para el cuadróptero utilizando la información proveniente de esos sensores para validar su uso.

PALABRAS CLAVE: VANT, Sensores, Estimación de Altura.

ABSTRACT: Nowadays, unmanned aerial vehicles (UAV) are used in several activities ranging from simple entertainment to sophisticated rescue work for people in unsafe areas. The UAVs are classified within the area of aerial mobile robotics and can be fixed wing or multirotor. For the operation of the UAVs in external environments the use of satellite position signals (GPS) is necessary for their precise handling, however in indoor environments these signals are not accessible with the required precision, that is why in this article it is proposed the use of ultrasonic and altitude sensors to estimate the distance of a multirotor with respect to the ground in order to control the height automatically. The tests are carried out in a quadcopter of own design, the results are compared with a system of monitoring by vision to quantify the performance of each sensor, finally an altitude control system was implemented for the quadcopter using the information coming from those sensors for validity its use.

KEYWORDS: UAV, Sensors, Altitude estimation.

INTRODUCCIÓN

Los VANT tienen una amplia cantidad de aplicaciones en la actualidad, por ejemplo exploración, medición, seguimiento y vigilancia. Para el control y navegación de los mismos se utilizan diversos sensores de retroalimentación, siendo el principal el GPS (global positioning system, sistema de posicionamiento global) (Błachuta & Czyba, 2014). Sin embargo, cuando la labor de navegación involucra tareas

en espacios interiores existen limitaciones de retroalimentación ya que la señal que entrega el GPS no es útil en estas condiciones (T. Wang, Wang, Liang, Chen, & Zhang, 2013). Integrar otro grupo de sensores que entreguen información del entorno es una solución que permite disminuir esta problemática (García Carrillo, López Dzul, Lozano, & Pégard, 2012). Entre las diversas propuestas están las que integran sistemas de visión como principal elemento de retroalimentación, ya sea integrados al VANT (Oh, Huh, Hyunchul, & Tahk, 2011), (Eynard, Vasseur, & Demonceaux, 2012) y (Ramon Soria, Bevec, Begoña C., Ude, & Ollero, 2016) o sobre la infraestructura del edificio para dar seguimiento al vehículo (Martínez, Mondragón, & Campoy, 2011).

Sin embargo, el uso de cámaras sobre el equipo incrementa la carga computacional para el análisis de las imágenes, mientras que los sistemas con cámaras fijas sobre la infraestructura no son útiles para espacios desconocidos. Dispositivos laser para escaneo del mapa han sido utilizados para navegación en espacios interiores (Li et al., 2016) o (F. Wang et al., 2014), con los inconvenientes del costo del sensor y el espacio de trabajo reducido del láser, por lo que estas propuestas sugieren su uso en espacios conocidos. La inclusión de sensores de presión (Stamatescu, Popescu, & Mateescu, 2015) o ultrasónicos para mejorar el desempeño del VANT es común, aunque usualmente vienen acompañados de sistemas de visión (Mondragón, Olivares-Méndez, Campoy, Martínez, & Mejías, 2010) o sistemas que permitan triangular la ubicación del equipo (Yu, Fei, & Geng, 2013) tales como antenas Zigbee. (Gageik, Benz, & Montenegro, 2015) reportan el uso de sensores infrarrojos y ultrasónicos para evitar colisiones del VANT detectando objetos próximos al equipo y trazando una trayectoria alrededor de los mismos. Por otra parte, elaborar algoritmos de navegación en interiores exige tener acceso a la mayor cantidad de información disponible del VANT, por lo que el diseño de una plataforma propia permite ajustar los parámetros físicos y tener acceso a la información adecuada del VANT para implementar acciones de control de forma transparente (Higuera Rincón & Agüero Duran, 2013).

Por lo tanto, una plataforma de arquitectura abierta de experimentación de control y monitoreo de un VANT permite el desarrollo e implementación de leyes de control para mejorar desempeño en labores que involucren navegar en espacios interiores, además es útil para caracterizar sensores que sirven para ubicar la posición del VANT en espacios interiores, donde el GPS no entrega información relevante. En este artículo se utilizó un sistema de visión (de alto costo) para caracterizar el desempeño de diferentes sensores para el control de altura. Está organizado con la siguiente distribución: la segunda sección se presenta modelo matemático de un cuadricóptero ya que este fue la

arquitectura que se utilizó, posteriormente se presenta la estrategia de control para el dispositivo, tanto para los planos xy, el ángulo yaw y la altura. Posteriormente se muestra la plataforma experimenta fabricada y la metodología de monitoreo y control utilizada. Finalmente, se presentan los resultados obtenidos y las conclusiones del trabajo realizado.

MATERIAL Y MÉTODOS

Modelo cinemático y dinámico de un cuadricóptero.

El modelo de un cuadricóptero se obtiene al representarlo como un cuerpo sólido envuelto en un espacio de tres dimensiones y sujeto por el empuje principal y los torques en roll, pitch y yaw (García Carrillo, Dzul López, Lozano, & Pégard, 2013). La cinemática de un cuerpo rígido que se mueve en el espacio muestra la relación entre las velocidades de traslación y rotación entre el marco del cuerpo y el marco inercial (Santiaguillo-Salinas & Aranda-Bricaire, 2014). Las coordenadas generalizadas del multirotor se expresa de acuerdo a la ecuación (1).

$$q = (x, y, z, \psi, \theta, \phi) \in R^6 \tag{Ec. (1)}$$

Donde $\xi=(x,y,z) \in R^3$ denota la posición vectorial del centro de masas del cuadricóptero relativa al marco de referencia inercial ζ . Los ángulos de Euler que representan la orientación del multirotor se expresan como $\eta=(\psi, \theta, \phi) \in R^3$. ψ es el ángulo yaw alrededor del eje z, θ es el ángulo pitch alrededor del eje x y ϕ es el ángulo roll alrededor del eje y, como se muestra en la Figura 1, donde la posición y rotación de la aeronave de 4 motores con respecto al marco inercial están dados por ξ y η respectivamente.

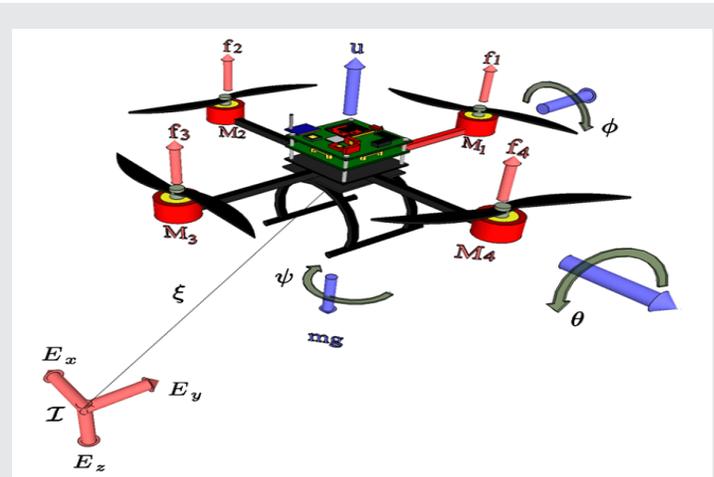


Figura 1. Cuadricóptero en un marco inercial (Carrillo et al., 2013).

Las velocidades lineales del vehículo dadas en el marco del cuerpo están definidas como $V=[u,v,w]^T$ y las velocidades angulares están representadas por $\Omega=[p,q,r]^T$. La relación entre velocidades lineales y las velocidades angulares del marco de referencia y el

cuerpo rígido está definido por la ecuación (2) (Carrillo et al., 2013).

$$\xi = R_b^e V \quad \text{Ec. (2)}$$

$$R_b^e V = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (3)}$$

Con $c\theta = \cos\theta$, $s\theta = \sin\theta$, $c\psi = \cos\psi$, $s\psi = \sin\psi$, $c\phi = \cos\phi$ y $s\phi = \sin\phi$. Las velocidades de los ángulos de orientación en el marco inercial y las velocidades angulares en el marco del cuerpo se relacionan por la ecuación (4).

$$\Omega = W_n \dot{\eta} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\phi \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (4)}$$

El modelo dinámico del cuadricóptero se ubicó en el centro de masas en el centro geométrico del multirrotor el cual es simétrico. El modelo dinámico del cuadricóptero se basa en el formalismo Newton Euler (Carrillo et al., 2013), quienes presentan un método para obtener la dinámica a partir del sistema de coordenadas NED (North-East-Down) para el marco inercial y para el cuerpo rígido como se muestra en la Figura 2. En este sistema N, E, D representan el marco de referencia inercial, x, y y z , representan el marco del cuerpo rígido con un centro de masas dado por $\xi = (x, y, z)$ y la orientación por $\eta = (\psi, \theta, \phi)$. El modelo dinámico no lineal completo se expresa mediante las ecuaciones (5) y (6).

$$m\ddot{\xi} = -mgD + RF \quad \text{Ec. (5)}$$

$$I\dot{\Omega} = -\Omega \times I\Omega + \tau \quad \text{Ec. (6)}$$

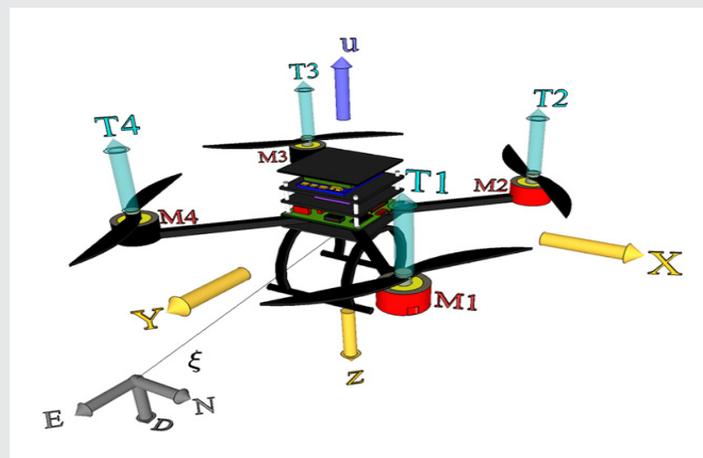


Figura 2. Diagrama NED del modelo dinámico del cuadricóptero (Carrillo et al., 2013).

donde R es la matriz de rotación que se asocia con el marco inercial y el marco del cuerpo rígido, F denota la fuerza total aplicada al vehículo, m es la masa total, g es la constante de gravedad, Ω representa la velocidad angular en el cuerpo rígido, I es la matriz de inercia y τ es el torque total.

Asumiendo que la fuerza F tiene sólo un componente en la dirección Z , la fuerza total se puede escribir mediante la ecuación (7).

$$F = [0 \quad 0 \quad -u]^T \quad \text{Ec. (7)}$$

$$u = \sum_{i=1}^4 T_i \quad \text{Ec. (8)}$$

El vector auxiliar $\tilde{\tau}$ relaciona el torque generalizado τ y se expresa en la ecuación (9), donde $\Omega = W\dot{\eta}$ y W está definido por la ecuación (10)

$$\tilde{\tau} = \begin{bmatrix} \tilde{\tau}_\psi \\ \tilde{\tau}_\theta \\ \tilde{\tau}_\phi \end{bmatrix} = I^{-1}W^{-1}(-IW\dot{\eta} - W\dot{\eta} \times IW\dot{\eta} + \tau) \quad \text{Ec. (9)}$$

$$W = \begin{bmatrix} -\sin\theta & 0 & 1 \\ \cos\theta\sin\phi & \cos\phi & 0 \\ \cos\theta\cos\phi & -\sin\phi & 0 \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (10)}$$

Al utilizar las ecuaciones (5-9), el modelo dinámico se presenta en las ecuaciones (11-16).

$$m\ddot{x} = -u(\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi) \quad \text{Ec. (11)}$$

$$m\ddot{y} = -u(\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi) \quad \text{Ec. (12)}$$

$$m\ddot{z} = -u(\cos\theta\cos\phi + mg) \quad \text{Ec. (13)}$$

$$\ddot{\psi} = \tilde{\tau}_\psi \quad \text{Ec. (14)}$$

$$\ddot{\theta} = \tilde{\tau}_\theta \quad \text{Ec. (15)}$$

$$\ddot{\phi} = \tilde{\tau}_\phi \quad \text{Ec. (16)}$$

Asumiendo que el empuje total contrarresta la gravedad, es decir, el cuadricóptero está en hover (flotando), se puede considerar que cada empuje es modelado como $\tau_i = Cw_i$ donde C es una constante que depende de las características de cada motor y w_i es la velocidad de cada rotor i . Para simplificar el torque $\tau_i = C_M T_i$, como se expresa en la ecuación (17), donde l representa la distancia entre el centro de masas y el centro del rotor.

$$\begin{bmatrix} \tau_\psi \\ \tau_\theta \\ \tau_\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C_M & C_M - C_M & C_M \\ -l & -l & l \\ -l & l & -l \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad \text{Ec. (17)}$$

Comportamiento de un UAV

Un cuadricóptero se controla a través de la velocidad angular de sus cuatro motores eléctricos, cada

motor produce un empuje y un torque, los cuales se combinan para generar un empuje total o principal, los torques en los ejes roll, pitch y yaw actúan en la aeronave, como se muestra en la Figura 3 (Carrillo et al., 2013).

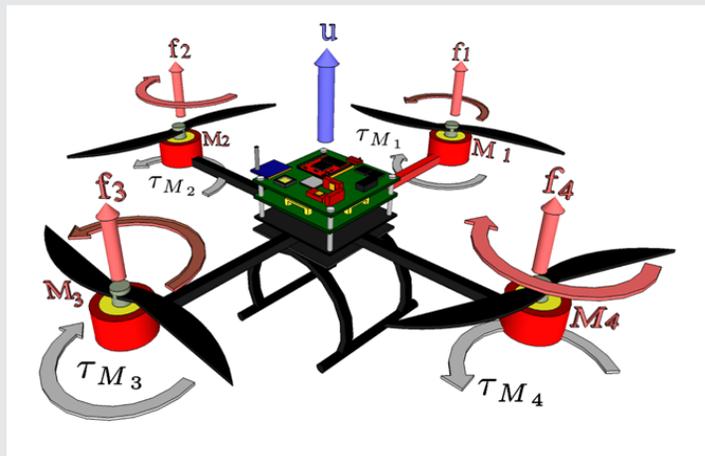


Figura 3. Entradas de control de un cadricoptero. (Carrillo et al., 2013).

En la Figura 3, se muestra que los motores $M(i = 1, \dots, 4)$ producen una $f^i = k^2$. Dado que los motores solo pueden girar en una dirección, la fuerza f_1 resultante siempre es positiva. El empuje principal es la suma de los empujes de cada motor. El torque en pitch está en función de la diferencia $f_1 - f_3$, el torque en roll depende de la diferencia de $f_2 - f_4$, y yaw es la suma de los torques $\tau M^1 + \tau M^2 + \tau M^3 + \tau M^4$, donde τM^i es la reacción del torque de cada motor debido a la aceleración y a las palas de arrastre como se muestra en la figura 4. El torque de cada motor es contrarrestado por el arrastre aerodinámico τ_{drag} , tal como se define en la ecuación (18).

$$I_{rot} \dot{\omega} = \tau M_i - \tau_{drag} \quad \text{Ec. (18)}$$

Donde I_{rot} es el momento de inercia del motor alrededor de su eje. El arrastre aerodinámico se define mediante la ecuación (19).

$$\tau_{drag} = \frac{1}{2} \rho A v^2 \quad \text{Ec. (19)}$$

Donde ρ es la densidad del aire, A es el área de movimiento frontal y v es la velocidad relativa del aire, la velocidad ω (ver 20) es igual a la velocidad lineal dividida por el radio de rotación.

$$\omega = \frac{v}{r_{rot}} \quad \text{Ec. (20)}$$

Estrategia de control

Se desarrolló e implementó un control de movimiento para el UAV, cuyo esquema se muestra en la figura 5, el cual se implementó en el sistema operativo multitarea Microsoft Windows®. Un sistema de control en cascada permite separar el control de posición del control de altitud.

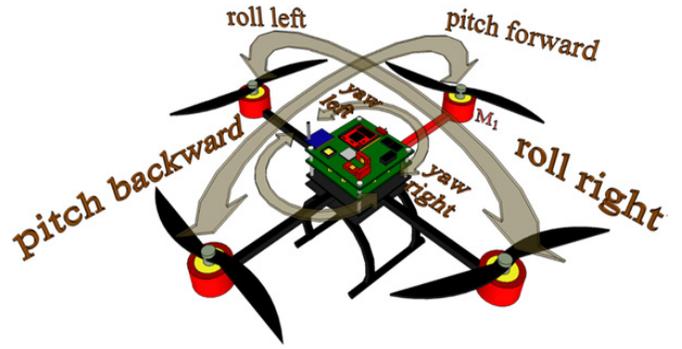


Figura 4. Torques en roll, pitch y yaw en un cuadricóptero. (Carrillo et al., 2013).

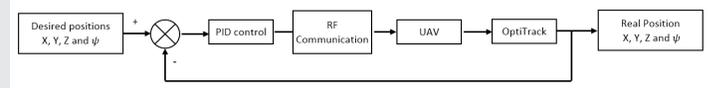


Figura 5. Diagrama general de control del cuadricóptero.

Control PID

La ley de control PID puede expresarse mediante la ecuación (21).

$$\tau = K_p \tilde{q} + K_v \dot{\tilde{q}} + K_i \int_0^t \tilde{q}(\sigma) d\sigma \quad \text{Ec. (21)}$$

donde \tilde{p} y \tilde{q} representan el error entre la posición deseada y la real θ , las matrices $K_p, K_v, K_i \in \mathbb{R}^{n \times m}$ corresponden a las ganancias (Higuera Rincón & Agüero Duran, 2013), en la Figura 6 se muestra el diagrama a bloques del PID.

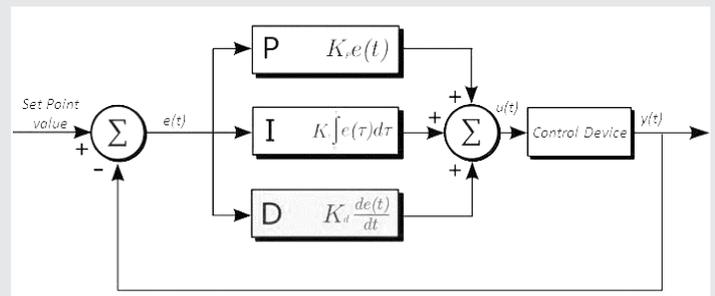


Figura 6. Diagrama de un controlador proporcional-integral-derivativo.

Control PID de posición en Yaw

El ángulo yaw es aquel que se genera alrededor del eje Z. Se diseñó un controlador para que el cuadricóptero se mantenga en un ángulo específico sobre el eje Z, definido mediante la ecuación 22.

$$\tilde{\tau}_{\psi} = -K_{p\psi} e_{\psi} - K_{v\psi} \dot{e}_{\psi} - K_{i\psi} \int_0^t e_{\psi}(t) dt \quad \text{Ec. (22)}$$

Donde $e_\psi = \psi - \psi_d$ es el error de posición en yaw, ψ_d es la posición deseada, y $K_{p\psi}$, $K_{v\psi}$ y $K_{i\psi}$ son las ganancias constantes definidas positivas.

Control PID de posición en el plano xy

Este controlador permite mover al UAV dentro de un punto en un plano xy del marco inercia referencial. Con el objetivo de implementar el controlador se requiere rotar el marco de referencia respecto al cuerpo rígido, de tal manera que el PID queda definido por la ecuación (23).

$$\tau = K_p R^T e + K_v R^T \dot{e} + K_i R^T \int_0^t e(t) dt \quad \text{Ec. (23)}$$

Donde el torque se define como $\tau = [\tau_\theta \ \tau_\phi \ \tau_\psi]^T \in \mathbb{R}^3$, la ganancia proporcional es una matriz diagonal $K_p = \text{diag}(K_{px}, K_{py}, K_{pz}) \in \mathbb{R}^3$, R es la matriz de rotación del modelo cinemático, e define el vector de error $e = [x_d - x \ y_d - y \ z_d - z]^T$, $K_v = \text{diag}(K_{vx}, K_{vy}, K_{vz}) \in \mathbb{R}^3$ define las ganancias de velocidad, y $K_i = \text{diag}(K_{ix}, K_{iy}, K_{iz}) \in \mathbb{R}^3$ es la ganancia de integración para compensar el error en estado estacionario.

Control PID con compensación de gravedad de altura en Z

Este controlador permite al UAV posicionarse en una altura deseada z , de tal manera que con el control en ψ , en xy y en altura se puede controlar el UAV de manera autónoma. El controlador PID de altura queda definido en la ecuación (24).

$$\tau = -K_{pz} \dot{e}_z - K_{iz} \int_0^t e_z(t) dt - mg \quad \text{Ec. (24)}$$

donde $e_z = z_d - z$ es el error de posición en z , z_d es la posición deseada K_{px} , K_{vz} , K_{iz} son ganancias, m es la masa del vehículo y g es la constante de gravedad.

Plataforma experimental

Como plataforma experimental se utilizó un VANT de fabricación propia del tipo cuadricóptero en configuración "X" cuya estructura se diseñó y fabricó mediante impresión 3D en la empresa mexicana PH Devices R&D (ver Figuras 7 y 8).

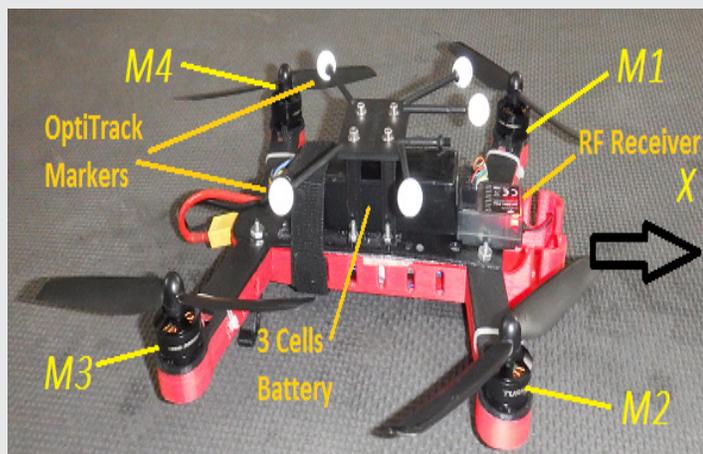


Figura 7. Cuadricóptero diseñado por la empresa PH Devices, vista frontal

Este cuadricoptero se equipó con un sensor ultrasónico LV-MaxSonar-EZ, además se utilizó un sensor barométrico MS561101BA, finalmente, se equipó el VANT con un sistema de comunicación Bluetooth compatible con la interfaz serial RS-232 y un medidor de carga de batería, además de todos los elementos básicos de un UAV. Las características técnicas se enlistan a continuación:

- Controlador de vuelo Mini CC3D
- Transmisora Walkera Rx-2801 PRO
- ESC SN16AD V1.0
- Frame diseñada y construida en PH Devices
- Batería: LiPo de 3 celdas de 12 V
- Marcadores OptiTrack

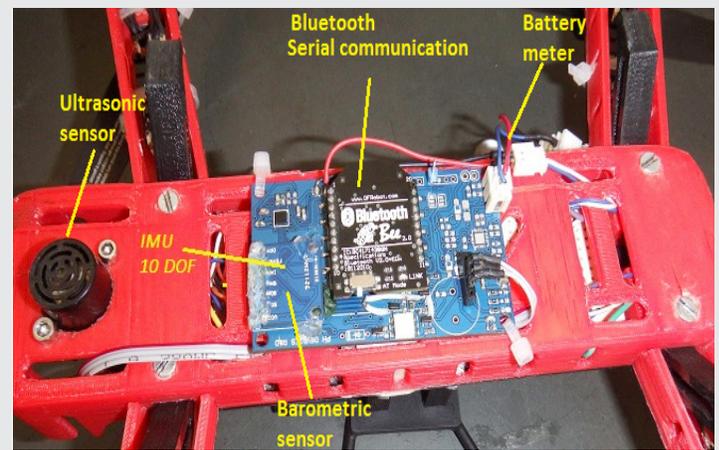


Figura 8. UAV diseñado por la empresa PH Devices, vista trasera

Metodología de monitoreo y control propuesta

La metodología propuesta para el uso de sistema de visión consistió de cinco partes (ver figura 9).

- Obtener la posición y orientación del UAV con el sistema de visión Motive® de Natural Point Inc.
- Estimar la altura con un sensor ultrasónico.
- Estimar la altura con un sensor barométrico
- Obtener el error en la estimación de la altura respecto al sistema de visión
- Analizar los resultados obtenidos

Obtención de la posición y orientación con Motive®

El sistema de captura Motive® de la marca Natural Point Inc., permite capturar el movimiento de un cuerpo rígido en el espacio. Este sistema de tiempo real, baja latencia y alta precisión utiliza una serie de cámaras que se colocan estratégicamente para capturar el área de interés.

El sistema de captura consta de seis cámaras del tipo Flex 13, cuyas principales características son: resolución 1.3 MP (1280x1024), 120 cuadros por segundo, USB 2.0, 28 LEDs y una latencia de 8.33 ms.

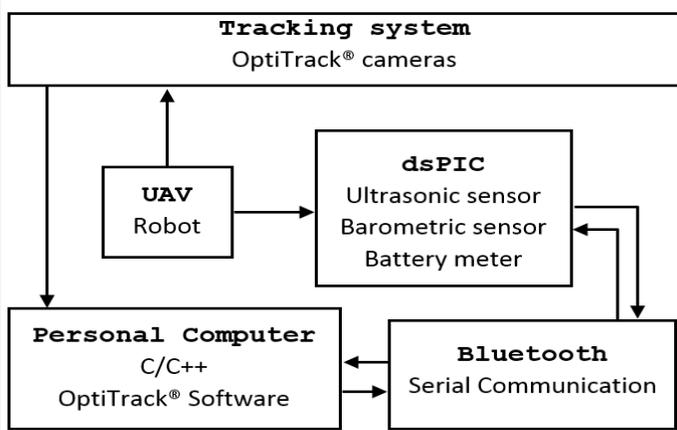


Figura 9. Metodología de control propuesta

La computadora que se utilizó para la captura tiene las siguientes características técnicas:

- Procesador Intel Core i7-4770
- Velocidad de procesador 3.40 GHz
- Memoria RAM 8 GB
- Sistema operativo Windows 7 SP1
- Arquitectura de 64 bits
- Tarjeta de video 1632 MB Intel HD Graphics 4600

Para realizar la obtención de la posición se utilizaron las bibliotecas `vrpn_Connection` y `vrpn_Tracker` de Natural Point que regresan al usuario la posición en los ejes X, Y y Z, así como las posiciones en cuaterniones que interpretan las posiciones angulares del objeto expresados con las ecuaciones (25), (26) y (27).

$$\psi = \tan^{-1} \left(\frac{2q_1q_3 - 2q_0q_2}{1 - 2q_1^2 - 2q_2^2} \right) \quad \text{Ec. (25)}$$

$$\theta = \sin(2(q_0q_1 + q_2q_3)) \quad \text{Ec. (26)}$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{2q_0q_3 - 2q_1q_2}{1 - 2q_0^2 - 2q_2^2} \right) \quad \text{Ec. (27)}$$

Donde $q_i, i=0, \dots, 3$ son los cuaterniones que regresa el servidor TCP/IP de Motive.

Estimar la altura con el sensor ultrasónico

El sensor de Maxbotix EZ es un dispositivo de alto desempeño que puede detectar objetos a distancias de 0.25 a 6.45. Sus principales características se enlistan a continuación Maxbotix Inc (2015):

- Alimentación de 2.5 a 5 VDC
- Consumo de corriente de 2 a 5 mA
- 50 Hz de frecuencia de muestreo
- Operación en libre ejecución
- Frecuencia de operación de 42 kHz

La distancia se obtiene a partir de la lectura analógica mediante la ecuación (28).

$$d = (\text{lin}) \frac{512}{V_{cc}} V_{out} \quad \text{Ec. (28)}$$

Donde d define la distancia que mide el sensor en metros, V_{cc} es el voltaje de alimentación del sensor

(3.3 VDC), V_{out} es la medición de la salida analógica del sensor. Se utilizó un microcontrolador de la marca Microchip `dsPIC33EP256MU806`, cuya lectura está definida por la ecuación (29).

$$V_i = \frac{N \times V_{ref}}{2^{n-1}} \quad \text{Ec. (29)}$$

Donde V_i se define como el voltaje de entrada en el canal analógico del ADC, N es la palabra de conversión, V_{ref} es el voltaje de alimentación 3.3 VDC y n corresponde a los 12 bits de resolución del convertidor analógico a digital.

$$d = \left(\frac{3.2V}{4095} \right) \left(\frac{512N}{3.3V} \right) = \frac{N}{8} [in] \quad \text{Ec. (30)}$$

Con las ecuaciones (30) y (31) se realiza la conversión a metros, mediante la cual se estima la altura del UAV en el dsPIC.

$$d = \frac{0.0254N}{8} [m] \quad \text{Ec. (31)}$$

Estimación de la altura con el sensor barométrico

Se utilizó el sensor de presión barométrica MS561101BA de la marca Measurement Specialities (TE Connectivity, 2017), las principales características técnicas que tiene son las siguientes

- Módulo de alta resolución, 10 cm
- Conversión rápida de 1 ms
- Bajo consumo 1 uA
- Alimentación de 1.8 a 3.6 VDC
- Lectura de presión y temperatura de 24 bits, 10 a 1200 mbar y -40 a 85°C, respectivamente
- Comunicación SPI e I2C de hasta 20 MHz

Se realizó la estimación de altura a través de una relación de presión barométrica y compensación de temperatura ecuación (32).

$$A_{nm} = \frac{\left(\frac{P_{nm}}{P_c} \right)^{\frac{1}{5.257}} - 1}{0.0065} (T_c + 273.15) \quad \text{Ec. (32)}$$

Donde A_{nm} es la altura a nivel del mar, P_{nm} es la presión a nivel del mar, P_c es la presión medida, y T_c es la temperatura medida.

Con el objetivo de eliminar ruido, las señales enviadas a la PC de manera inalámbrica se procesaron mediante un filtro pasa-bajas, definido por la ecuación (33).

$$y[i] = y[i - 1] + \alpha(x[i] - y[i - 1]) \quad \text{Ec. (33)}$$

donde $y[i]$ corresponde a la señal filtrada, $x[i]$ es la señal sin filtrar, $y[i-1]$ es una muestra anterior de la señal filtrada y α define la atenuación del filtro.

RESULTADOS

El primer controlador programado fue el del ángulo yaw a través del siguiente algoritmo.

1. Se calcula el error de posición angular yaw mediante la ecuación $e_\psi = \psi - \psi_d$.
2. Se calcula la integral del error.
3. Se calcula la derivada del error.
4. Se calcula la señal de control al resolver la ecuación (22), con las respectivas ganancias.

5. Se envía la señal de control al radio control por medio de un dispositivo USB que convierte la señal de control a una señal tipo PPM que permite la manipulación del control remoto a través del modo de entrenamiento.
6. Se repite el algoritmo con una frecuencia de 120 Hz.

En el Gráfico 1 se muestra la posición real del ángulo yaw contra la posición deseada (referencia 0). Como se muestra en la figura existe un error en estado estacionario para la prueba con duración de 60 segundos.

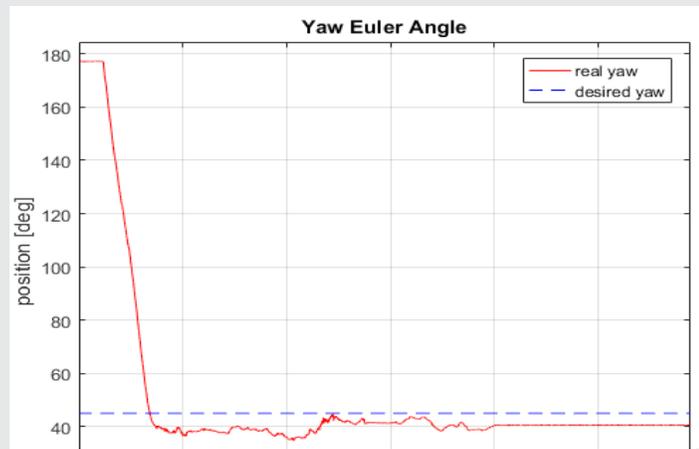


Gráfico 1. Resultados de la ley de control en yaw, deseada y real.

En el Gráfico 2 se muestra el error en grados, que en promedio se obtuvo de 5.

Control en posición en xy

Los pasos a seguir para lograr el control de posición en el plano xy se enlistan a continuación:

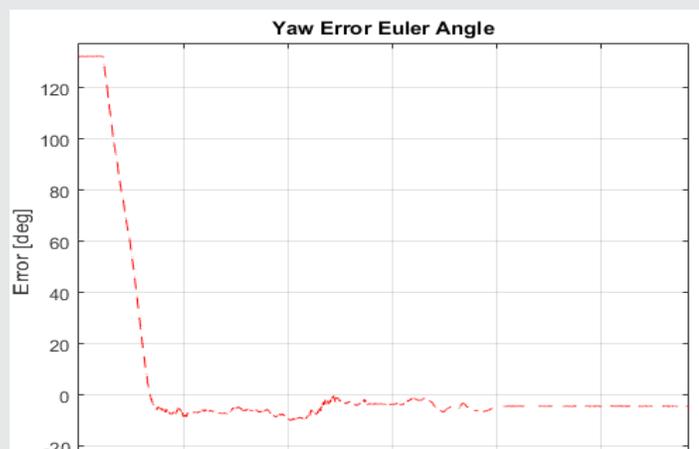


Gráfico 2. Error de control en Yaw.

1. Se calcula el vector de error de posición en (x y z) mediante la ecuación $e=[x_{d-x} \ y_{d-y} \ z_{d-z}]^T$.
2. Se calcula el vector de derivada del error de dimensiones 3x1.
3. Se calcula la integral del error y se anexa en un vector de 3x1

4. Posteriormente se procesa la matriz de transformación con las posiciones angulares actuales.
5. Se calcula la señal de control para roll y pitch que al final mediante la solución de la ecuación (23).
6. Esta señal de control se envía al UAV a través del modo de radio frecuencia.
7. Al final se repite este proceso cada 120 Hz.

El Gráfico 3 muestra la posición del UAV en el plano xy contra las posiciones deseadas. Se obtuvo un error promedio de 10 cm.

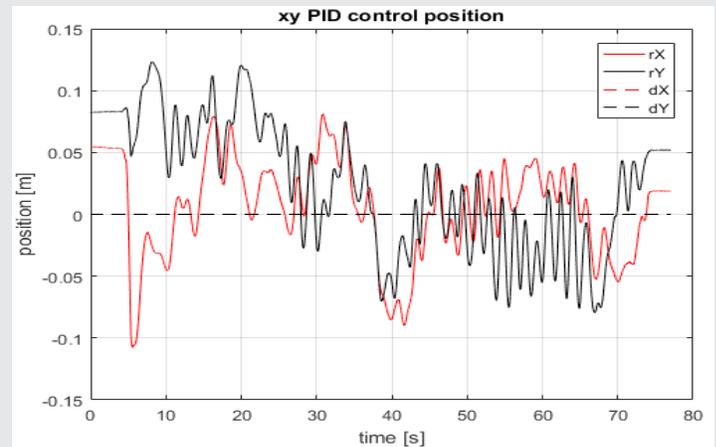


Gráfico 3. Resultados de error de posición XY con un controlador PID.

Control de altura z

El controlador de altitud se implementó en 3 pasos. Primero se ejecutó una rutina para mantenerlo en hover con un perfil Spline con el objetivo de lograr una llegada suave con una velocidad que asegura la aceleración y desaceleración en los puntos iniciales y finales, en forma de S que se define mediante las ecuaciones (34) y (35).

$$x = \left[-\frac{\sin\left(2\pi\frac{t-t_0}{t_b-t_0}\right)}{2\pi} + \frac{t-t_0}{t_b-t_0} \right] \quad \text{Ec. (34)}$$

$$\dot{x} = \left[-\frac{\cos\left(2\pi\frac{t-t_0}{t_b-t_0}\right)}{t_b-t_0} + \frac{1}{t_b-t_0} \right] \quad \text{Ec. (35)}$$

Donde x es la posición, \dot{x} corresponde a la velocidad, t_b y t_0 son el tiempo en el que se ejecuta la spline y el tiempo de inicio.

Rutina para la posición en hover

Para la rutina de hover, se considera una escala en la señal de Throttle (acelerador) de un rango de -800 a 800, para ajustar 0 como motores detenidos, ochocientos mitad de la potencia y mil seiscientos toda la potencia de acuerdo a esto se permite definir la señal de control en función con la ecuación (36).

$$x = \left[-\frac{\sin\left(2\pi\frac{t-t_0}{t_b-t_0}\right)}{2\pi} + \frac{t-t_0}{t_b-t_0} \right] - 700 \quad \text{Ec. (36)}$$

Mediante esta rutina se asegura que antes de ejecutar el control de posición para la altitud ya está en vuelo el VANT. Una vez que se ejecuta la rutina de hover se comienza con el control de PID de posición.

1. Se calcula la spline con un tiempo de convergencia de 14 a 40 segundos.
2. Se calcula el error de posición
3. Se calcula la derivada del error
4. Se calcula la integral del error
5. Se satura la señal para evitar que el UAV se eleve sin control.
6. Se calcula la señal de control y se satura, el término mg es un compensador de gravedad que en ese momento se coloca en 700 como la señal de hover, que en teoría ya se encuentra flotando y la gravedad ya no tiene acción.
7. Se repite el proceso con una frecuencia de 120 Hz.

En el Gráfico 4 se muestra el seguimiento de trayectorias para la altitud donde se aprecia que está en hover y el seguimiento de la trayectoria en z hasta alcanzar la referencia de 1 metro de altura. En el Gráfico 5 se muestra el error en estado estacionario utilizando el controlador.

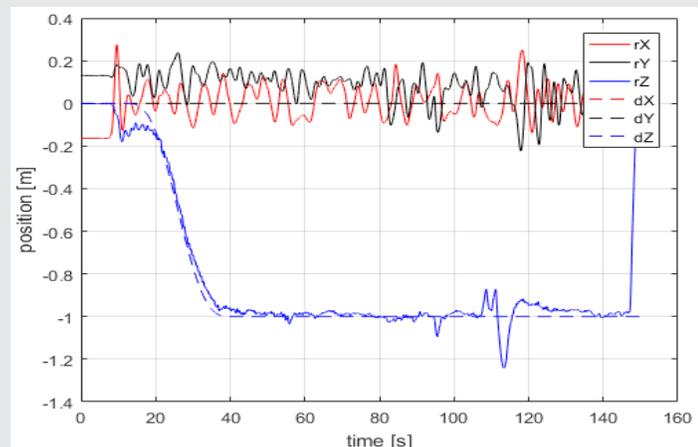


Gráfico 4. Control de altura PID

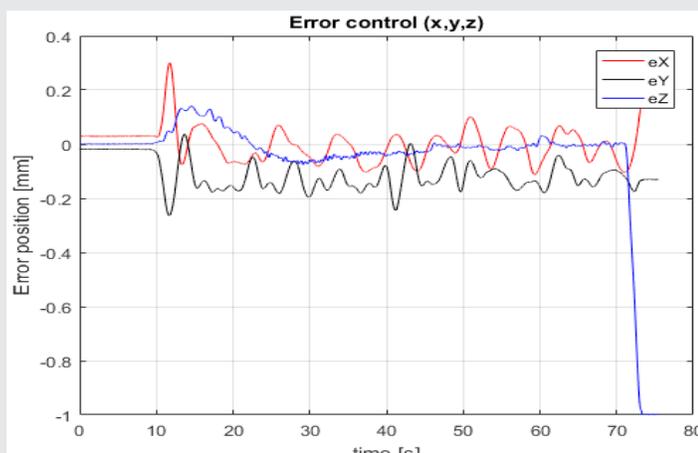


Gráfico 5. Señales del error del controlador PID en xyz.

Error de estimación de altura

En el Gráfico 6, se muestra el comportamiento para la estimación de altura con los 3 diferentes sensores probados. Para caracterizar el error se obtuvo la diferencia entre la señal de referencia (proveniente del sistema de visión) y las señales provenientes de cada uno de los sensores) para el eje Z. El error obtenido entre el sensor ultrasónico respecto al sistema de visión fue máximo de 5%, mientras que el sensor de presión respecto al sistema de visión fue máximo de 12%, antes de una etapa de filtrado.

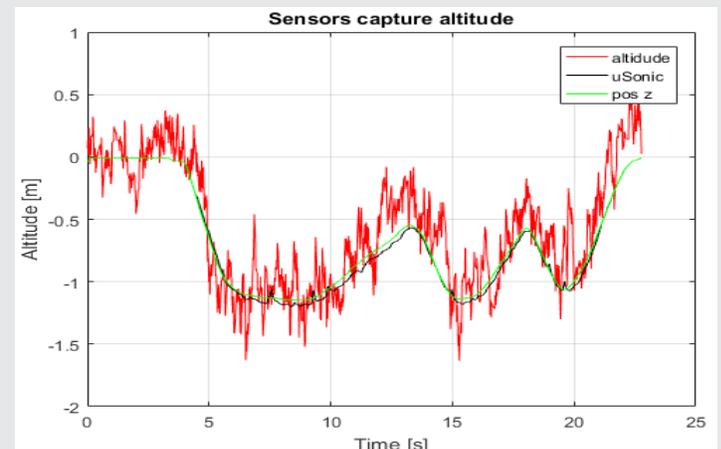


Gráfico 6. Estimación de altura con 3 sensores.

CONCLUSIONES

Se diseñó y desarrolló una plataforma experimental de vehículos aéreos no tripulados tipo cuadrotor para la evaluación de algoritmos de control mediante la utilización del sistema de visión para detección de movimiento OptiTrack de Natural Point Inc. Se realizó la calibración del sistema de visión que permite conocer la posición y orientación del VANT con una precisión de +0.5 cm, con lo cual se pudieron implementar leyes de control con retroalimentación a través de las cámaras OptiTrack, y se compararon los resultados obtenidos contra los estimados a mediante el uso de un sensor ultrasónico y de presión manométrica, con el objetivo de diseñar algoritmos de navegación para espacios interiores donde el GPS no es funcional. Los resultados obtenidos fueron un error máximo de 5% para el sensor ultrasónico y 12% para el sensor barométrico, con lo que se concluye que para navegación en interiores debe utilizarse el sensor ultrasónico para operaciones en donde se requiera mayor precisión, mientras para navegación en donde existe un mayor rango de movimiento puede utilizarse el sensor de presión. En trabajos posteriores se implementarán algoritmos de fusión de datos para mejorar la estimación y reducir el ruido.

BIBLIOGRAFÍA

[1] M. Blachuta, R. Czyba, J. Wojciech, and G. Szfranski, "Data Fusion Algorithm for the Altitude and

- Vertical Speed Estimation of the VTOL Platform,” *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 74, pp. 413–420, 2014.
- [2] D. Eynard, P. Vasseur, and C. Demonceaux, “Real time UAV altitude , attitude and motion estimation from hybrid stereovision,” *Auton. Robots*, vol. 33, pp. 157–172, 2012.
- [3] N. Gageik, P. Benz, and S. Montenegro, “Obstacle Detection and Collision Avoidance for a UAV With Complementary Low-Cost Sensors,” *IEEE Access*, vol. 3, pp. 599–609, 2015.
- [4] L. R. García Carrillo, A. E. Dzul López, R. Lozano, and C. Pégard, *Quad Rotorcraft Control. Vision-Based Hovering and Navigation.*, 1st ed. London: Springer-Verlag London, 2013.
- [5] L. R. Garcia Carrillo, E. A. López Dzul, R. Lozano, and C. Pégard, “Combining Stereo Vision and Inertial Navigation System for a Quad-Rotor UAV,” *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 65, pp. 373–387, 2012.
- [6] O. Higuera Rincon and C. E. Agüero Duran, “Xpider : Design and Development of a Low Cost VTOL UAV Platform,” *Int. J. Adv. Robot. Syst.*, vol. 10, no. 2, pp. 1–12, 2013.
- [7] K. Li, C. Wang, S. Huang, G. Liang, X. Wu, and Y. Liao, “Self-Positioning for UAV Indoor Navigation Based on 3D Laser Scanner , UWB and INS *,” in *International Conference on Information and Automation*, 2016, no. August, pp. 498–503.
- [8] C. Martínez, I. F. Mondragón, and M. A. O. P. Campoy, “On-board and Ground Visual Pose Estimation Techniques for UAV Control,” *J. Intell. Robot. Syst.*, vol. 61, pp. 301–320, 2011.
- [9] I. F. Mondragón, M. A. Olivares-Méndez, P. Campoy, C. Martínez, and L. Mejias, “Unmanned aerial vehicles UAVs attitude , height , motion estimation and control using visual systems,” *Auton. Robots*, vol. 29, pp. 17–34, 2010.
- [10] H. Oh, D. W. S. Huh, D. Hyunchul, and S. M. Tahk, “Indoor UAV Control Using Multi-Camera,” *J. Intell. Robot. Syst.*, pp. 57–84, 2011.
- [11] P. Ramon Soria, R. Bevec, A. Begoña C., A. Ude, and A. Ollero, “Extracting Objects for Aerial Manipulation on UAVs Using Low Cost Stereo Sensors,” *Sensors*, vol. 16, pp. 1–19, 2016.
- [12] J. Santiaguillo-Salinas and E. Aranda-Bricaire, “Seguimiento de Trayectorias para un Helicóptero de 4 Rotores AR . Drone 2.0 utilizando ROS,” in *XVI Congreso Latinoamericano de Control Automático, CLCA*, 2014.
- [13] G. Stamatescu, D. Popescu, and C. Mateescu, “Sensor Fusion n Method for Altitude Estimation in Mini-UAV Applications,” in *International Conference on Electronics, Computers and Artificial Intelligence*, 2015, pp. 4–7.
- [14] F. Wang, K. Wang, S. Lai, S. K. Phang, B. M. Chen, and T. H. Lee, “An Efficient UAV Navigation Solution for Confined but Partially Known Indoor Environments,” in *Conference on Control & Automation (ICCA)*, 2014, pp. 1351–1356.
- [15] T. Wang, C. Wang, J. Liang, Y. Chen, and Y. Zhang, “Vision-Aided Inertial Navigation for Small Unmanned Aerial Vehicles in GPS-Denied Environments Regular Paper,” 2013.
- [16] L. Yu, Q. Fei, and Q. Geng, “Combining Zigbee and Inertial Sensors for Quadrotor UAV Indoor Localization *,” in *Conference on Control and Automation Hangzhou*, 2013.
- [17] Maxbotix Inc (2015). LV-MaxSonar – EZTM Series. https://www.maxbotix.com/documents/LV-MaxSonar-EZ_Datasheet.pdf
- [18] TE Connectivity (2017). MS5611-01BA03 Barometric Pressure Sensor, with stainless steel cap. <https://www.te.com/commerce/DocumentDelivery/DDEController?Action=srchtrv&DocNm=MS5611-01BA03&DocType=Data+Sheet&DocLang=English>

Agradecimientos

Se agradece la colaboración de la empresa “PH Devices R&D S. A. de C. V.” que financió y permitió el desarrollo de este proyecto en sus instalaciones, a través de una estancia de investigación en vinculación con el departamento de Ingeniería Mecatrónica del Instituto Tecnológico Superior de Huichapan.