

Desarrollo de un sistema de control de actitud: ensayos sobre un cuadricóptero experimental

Diego Ezequiel Vommaro, Sebastián Verrastro

Universidad Tecnológica Nacional, Facultad Regional Buenos Aires, Departamento de Ingeniería Electrónica, Medrano 951, (C1179AAQ), Ciudad Autónoma de Buenos Aires, Argentina

dvommaro@est.frba.utn.edu.ar

Recibido el 10 de marzo de 2019, aprobado el 16 de mayo de 2019

Resumen

En este trabajo se describe un sistema de control para un cuadricóptero experimental. La dinámica del vehículo se asume desacoplada y se identifican sus parámetros a partir de pruebas sobre bancos específicos de elaboración propia. Se diseña un controlador PID para las funciones de transferencia, seguido de una verificación en simulación. Finalmente, se experimenta sobre un prototipo funcional durante un ensayo real.

PALABRAS CLAVE: DRONE – CUADRICÓPTERO – VANT - CONTROL DE ACTITUD - PID

Abstract

This work describes a control system for an experimental quadrotor. The vehicle dynamics is assumed to be uncoupled and its parameters are identified through trials on specific test banks. A PID controller is designed for the transfer function and verification is performed through simulation. Finally, a functional prototype is tested during a real flight.

KEYWORDS: DRONE – QUADCOPTER – UAV - ATTITUDE CONTROL - PID

Introducción

Los vehículos aéreos no tripulados (VANT o UAV) forman parte de un Sistema Aéreo No tripulado el cual se compone también de la estación terrena y el sistema de comunicación. El diseño de esta plataforma está fuertemente vinculado al tipo de carga útil a transportar (cámaras fotográficas, térmicas, equipamiento de emergencia, etcétera).

La computadora de Navegación, Guiado y Control (NC&G) es el componente principal del vehículo y su tarea es sostener el vuelo del vehículo dentro de los parámetros establecidos en el diseño incluso en presencia de perturbaciones. La navegación integrada se encarga de procesar los datos provenientes de los sensores a bordo y obtener de ellos información útil sobre el estado del VANT instante a instante. El sistema de guiado se encarga de definir la trayectoria deseada y el sistema de control actúa para minimizar la diferencia entre ellos. Puede decirse que como sistema de control es sub-actuado, ya que para variar la posición del vehículo es necesario aplicarle un cambio en su inclinación, es decir, *pitch* y *roll*. Luego, cualquier cambio en la inclinación genera un cambio en su posición. El sistema que gobierna la inclinación y la orientación de la nariz del vehículo se lo denomina Control de Orientación o Control de Actitud.

En los sistemas de NC&G existe un compromiso entre capacidad de cómputo y determinismo en la ejecución de tareas (Atkins, 2002), una solución frente a esto es separar la ejecución de las tareas críticas *hard real time* en una plataforma para tal fin, y las tareas *soft real time* que mejoran la performance y extienden las capacidades del vehículo en otra plataforma del tipo HPC (*High Performance Computer*). Se obtienen resultados satisfactorios ejecutando un control de bajo nivel en una plataforma *real time* y otro de alto nivel en una plataforma de alta capacidad de cómputo fuera o dentro del vehículo dependiendo de los compromisos en tamaño y consumo que se manejen (Bouabdallah *et al.*, 2005; Curi *et al.*, 2014; Pose *et al.*, 2014).

El presente trabajo consiste en el desarrollo del sistema de control de orientación para un cuadricóptero construido dentro del proyecto Plataforma de Investigación para Vehículos Aéreos No Tripulados y se lleva a cabo dentro del Laboratorio de Control Digital perteneciente al Departamento de Ingeniería Electrónica. El sistema de control desarrollado tiene como objetivo alcanzar el *hover* del vehículo, es de bajo nivel y posee fuertes restricciones temporales.

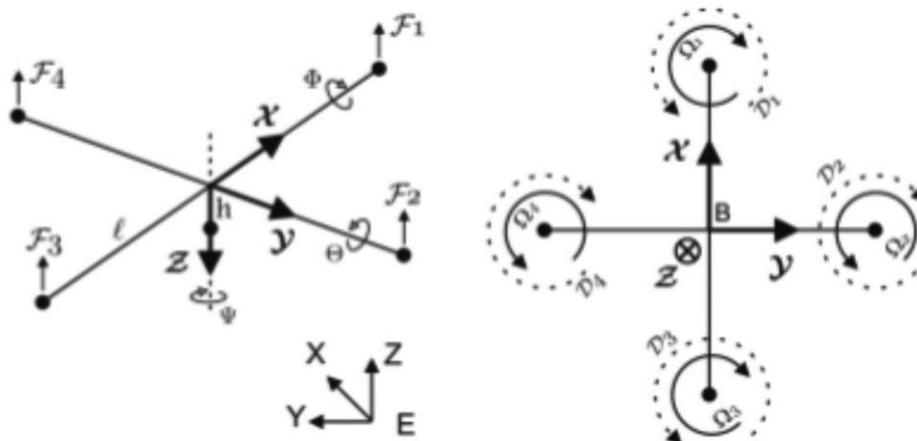


Fig. 1. Sistema de coordenadas del vehículo

Modelo dinámico

El primer paso antes del desarrollo de un sistema de control es obtener un modelado adecuado de la dinámica del sistema.

Un cuadricóptero utiliza el empuje generado por los conjuntos motor-hélice, a los que llamaremos actuadores, para sustentarse en el aire, así como para lograr el desplazamiento. Los actuadores se encuentran ubicados de forma simétrica respecto del centro de masa de la planta, y cada uno debe generar un empuje de igual intensidad al momento en que el VANT se mantiene en un punto fijo, de modo que el empuje total compense la acción de la gravedad. Esta situación es conocida como *hovering*. Es importante observar que cada actuador genera, al mismo tiempo, un empuje y un torque paralelos. El sentido de giro es alternado entre actuadores para conseguir que los torques de igual valor y signo opuesto se cancelen. De esta forma, se logra que el vehículo se mantenga en su posición de *hovering* sin girar sobre su propio eje vertical. Para definir el sentido de las fuerzas y momentos aplicados sobre el cuerpo, es necesario determinar el sentido de giro de los motores y su ubicación relativa al sistema de referencia del cuerpo. Para lograr el *hovering*, es necesario tener un control de las rotaciones *roll*, *pitch* y *yaw* del cuadricóptero. En la Figura 1 se puede observar la definición utilizada.

El modelo dinámico del cuadricóptero deriva de usar una formulación de Euler-Lagrange con los siguientes supuestos (Bouabdallah *et al.*, 2004):

1. La estructura se supone rígida.
2. La estructura se supone simétrica.
3. Las hélices se las supone rígidas.
4. El centro de gravedad y el origen del *frame* se los asume coincidentes.
5. Empuje proporcional al cuadrado de la velocidad de giro de las hélices.

Los movimientos del vehículo son causados por una serie de fuerzas y momentos provenientes de diferentes efectos físicos. El modelo que describe cada una de las rotaciones de *roll*, *pitch* y *yaw* contiene tres términos los cuales son el efecto giroscópico resultante de

la rotación del cuerpo rígido, el efecto giroscópico resultante de la rotación de las hélices acopladas con la rotación del cuerpo, y finalmente, la acción de los actuadores. Todos presentes en (1).

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}}\right) - \frac{J}{I_{xx}}\dot{\theta}\Omega + \frac{l}{I_{xx}}U_1 \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}}\right) - \frac{J}{I_{yy}}\dot{\phi}\Omega + \frac{l}{I_{yy}}U_2 \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}}\right) + \frac{1}{I_{zz}}U_3\end{aligned}\quad (1)$$

En la Tabla 1 se detallan los símbolos presentes en el modelo del cuadricóptero.

Los primeros términos de (1) representan el aporte de las fuerzas generalizadas al cuerpo del VANT, que no son más que los efectos giroscópicos generados por las rotaciones del cuerpo rígido descritos en (2).

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}}\right) \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}}\right) \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}}\right)\end{aligned}\quad (2)$$

Los segundos términos de (1) presentes en *roll* y *pitch* representan los efectos giroscópicos que resultan de la rotación de las hélices (3). Este efecto no está presente en *yaw* debido a que una rotación sobre el eje z no provoca un cambio en la dirección del eje de rotación de las hélices.

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{J}{I_{xx}}\dot{\theta}\Omega \\ \ddot{\theta} &= \frac{J}{I_{yy}}\dot{\phi}\Omega\end{aligned}\quad (3)$$

Tabla 1. Símbolos y definiciones

Símbolo	Definición	Unidad
φ	Roll	rad
θ	Pitch	rad
Ψ	Yaw	rad
Ω	Velocidad de los rotores	$\frac{rad}{s}$
$I_{x,y,z}$	Inercia del cuerpo	$kg\ m^2$
J	Inercia de la hélice	$kg\ m^2$
b'	Factor de empuje para velocidad	$\frac{N}{\left(\frac{r}{s}\right)^2}$
d'	Factor de torque para velocidad	$\frac{Nm}{\left(\frac{r}{s}\right)^2}$
l	Palanca	m
b	Factor de empuje	$\frac{N}{\%}$
d	Factor de torque	$\frac{Nm}{\%}$
$y_{1,2,3,4}$	Comandos hacia los actuadores	$\%$

Finalmente, en (4) se muestra el último término de las tres ecuaciones que representa las fuerzas de actuación sobre el VANT.

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{l}{I_{xx}} U_1 \\ \ddot{\theta} &= \frac{l}{I_{yy}} U_2 \\ \ddot{\psi} &= \frac{1}{I_{zz}} U_3 \end{aligned} \quad (4)$$

La dinámica del cuadricóptero se gobierna mediante la aplicación de un momento/torque en cada eje de rotación. La influencia del amortiguamiento en los actuadores se desprecia debido a su bajo momento de inercia frente a la del cuadricóptero. Teniendo en cuenta que el tipo de vuelo elegido es en cruz (+), se obtiene (5).

$$\begin{aligned} U_1 &= b'(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_2 &= b'(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_3 &= d'(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{aligned} \quad (5)$$

Notar en la ecuación (5) que las actuaciones y corresponden a fuerzas/empujes y corresponde a momento/torque, todos generados por el conjunto ESC (*Electronic Speed Controller*), motor y hélice. Para nuestro caso de estudio, la influencia de los efectos giroscópicos por la rotación del cuerpo rígido y de las hélices es menos importante que la acción de los motores. Especialmente, si consideramos la condición de *hovering* las variables de velocidad angular y serán lo suficientemente pequeñas en todo momento como para descartar sus productos (Bouabdallah *et al.*, 2004; Kharsansky, 2013).

Por otra parte, el bajo momento de inercia de las hélices refuerza la hipótesis planteada, a pesar de sus altas velocidades de rotación (Kharsansky, 2013). De esta forma se obtiene el modelo lineal apto para controladores clásicos en (4).

Generalmente, los actuadores se los suele comandar con una señal del tipo PWM (*Pulse Width Modulation*) con un rango dinámico de 0 a 100%. Además, se cumple que el torque y el momento son proporcionales a dicha señal de comandos. De esta forma se obtiene (6).

$$\begin{aligned} U_1 &= b(y_4 - y_2) \\ U_2 &= b(y_3 - y_1) \\ U_3 &= d(y_2 + y_4 - y_1 - y_3) \end{aligned} \quad (6)$$

El punto de trabajo de los actuadores es en el *hover*, es decir realizando el trabajo necesario para mantener al vehículo en una posición estable paralela al suelo. Luego, la actuación del sistema para corregir un eje en particular (*pitch* o *roll*) consiste en incrementar la velocidad de uno de los motores, por ende, su empuje y decrementar con la misma magnitud el motor opuesto. De modo similar ocurre para la actuación sobre el eje de rotación *yaw*. La salida de cada controlador le indica a los actuadores correspondientes cuánto incrementar y decrementar su velocidad con una señal que va de -1 a 1.

Además, resulta necesario agregar un factor de incidencia sobre los actuadores por cada controlador debido a que los tres controladores se ejecutan de forma independiente y actúan sobre los mismos actuadores. Si para un momento dado un controlador resuelve que su salida debe ser máxima para corregir cierta situación de desvío, de no haber un factor de incidencia, los actuadores involucrados resultarían saturados por la orden de este controlador, dejando sin efecto la actuación calculada de los otros dos controladores. En ese instante el sistema queda a lazo abierto. En otras palabras, es necesario tener un factor de incidencia para cada controlador para evitar degradar su desempeño durante el vuelo. Normalizando las salidas de los controladores entre -1 y 1 con las señales y definiendo los

factores de incidencia entre 0 y 100% se obtiene (7).

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{l}{I_{xx}} b K_{\phi} 2 \phi_c \\ \ddot{\theta} &= \frac{l}{I_{yy}} b K_{\theta} 2 \theta_c \\ \ddot{\psi} &= \frac{1}{I_{zz}} d K_{\psi} 4 \psi_c \end{aligned} \quad (7)$$

En (7) se representa el modelo lineal del cuadricóptero en el dominio del tiempo.

Identificación

Para hallar los parámetros desconocidos del modelo del cuadricóptero fue necesario realizar dos tipos de experiencias: Una para los parámetros del modelo de los actuadores y otra para los parámetros del cuerpo del VANT.

Obtención de los parámetros del actuador

Los parámetros necesarios para identificar a los actuadores son el factor de empuje b , también conocido como K_{TW} (*thrust factor*), y el factor de torque d , también conocido como K_{TM} (*drag factor*). Para ello, se construyó un banco de pruebas tipo balancín junto con una balanza. Se midieron los empujes obtenidos para una barrida de 0% hasta 100%. En la Figura 2 se muestra el esquema empleado.

En la Figura 3 se puede ver el empuje generado por el actuador para cada valor de entrada determinado por la señal de PWM entregada por el microcontrolador de la computadora de vuelo. Se realizaron varios ensayos y se obtuvo un único parámetro promedio mostrado en la Tabla 2.

Tabla 2. Transferencia de empuje

$b \left[\frac{N}{\%} \right]$
0,0668

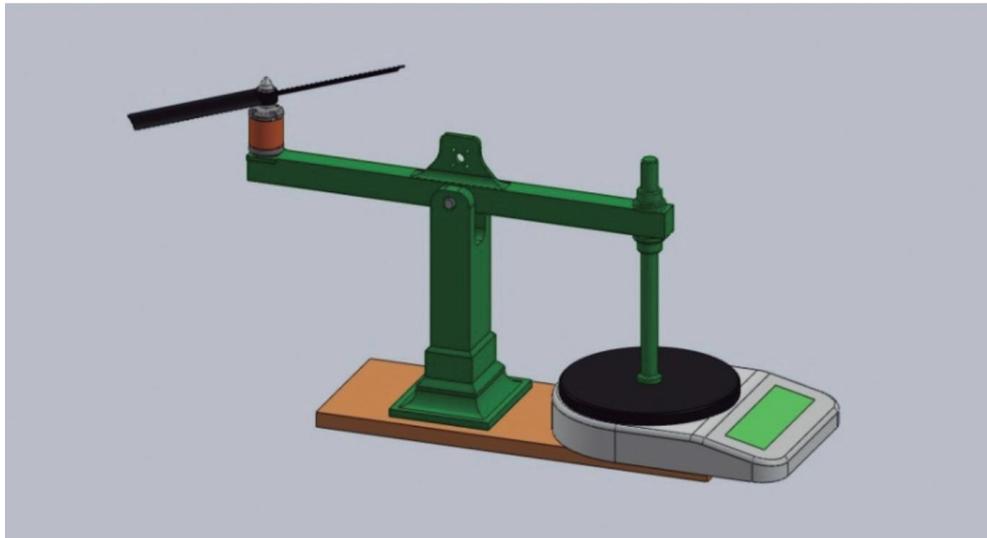


Fig. 2. Sistema de balancín y balanza para identificación de actuador

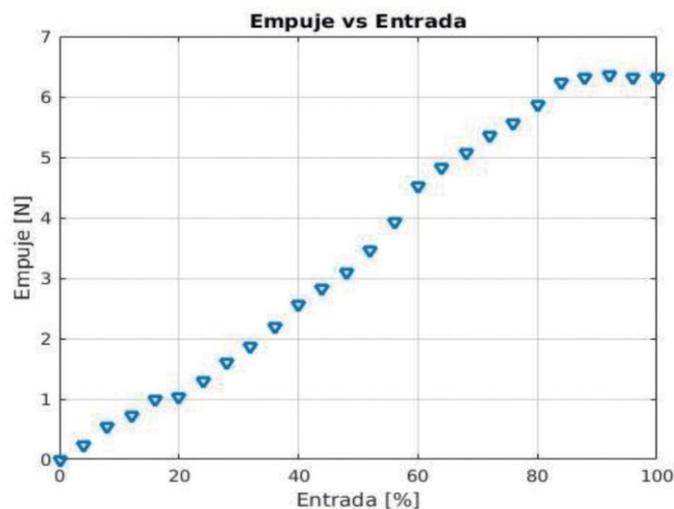


Fig. 3. Empuje vs Entrada

Tabla 3. Transferencia de torque promedio

$d \left[\frac{Nm}{\%} \right]$
0,0345

Se cambia la dirección del eje de giro de las hélices 90° de modo tal que el contra torque provoque una fuerza sobre la balanza. De la misma forma que el empuje, se realizaron varios ensayos y se obtuvo un único factor de torque mostrado en Tabla 3.

Obtención del tensor de inercia

La simetría del cuadricóptero supuesta determina una matriz tensor de inercia diagonal, quedando por hallar solo los momentos presentes en las rotaciones respecto al eje x, y, z. Para determinar los tres parámetros del

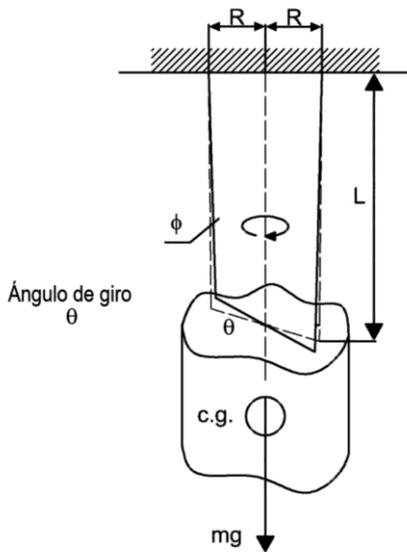


Fig. 4. Péndulo bifilar

frame se utiliza la experiencia del péndulo bifilar de la Figura 4.

El modelo consiste en hacer oscilar al objeto bajo estudio a partir de una perturbación y se mide el periodo de oscilación T . Finalmente, este valor se ingresa a (8) para obtener el momento de inercia buscado.

$$I = \frac{1}{4\pi^2} * \frac{M * g * R^2 * T^2}{L} \quad (8)$$

Donde:

M = la masa total del modelo 1050 g y

R = la distancia entre un extremo y el centro de masa 0,159 m

Al realizar este ensayo para los tres ejes de rotación se obtiene el tensor de inercia mostrado en (9).

$$I_{x,y,z} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} kg \cdot m^2$$

$$I_{x,y,z} = \begin{bmatrix} 0,0081 & 0 & 0 \\ 0 & 0,0092 & 0 \\ 0 & 0 & 0,0198 \end{bmatrix} kg \cdot m^2 \quad (9)$$

Obtención de los factores de incidencia

El objetivo es diseñar un sistema de cuatro entradas, que no son directamente la entrada de control de cada actuador sino las que controlen cada uno de los cuatro grados de libertad de la aeronave. Los cuatro grados de libertad del cuadricóptero son: *roll*, *pitch*, *yaw* y el hasta ahora no comentado "empuje en dirección $-z$ " denominado colectivo cuyo factor de incidencia es K_z . Los factores de incidencia K_ϕ , K_θ , K_ψ y K_z son ganancias que se deberán elegir de manera adecuada para poder hacer la mezcla de los controles. Estas constantes son un parámetro de diseño en el sistema de control y se las puede pensar como la sensibilidad o agresividad de cada uno de los comandos de la aeronave que también proporcionan un ajuste de unidades para el control. Como se comentó anteriormente, se eligió usar salidas de control entre -1,0 y 1,0 para los controles angulares y se agrega entre 0,0 y 1,0 para el control colectivo.

El control del altura o colectivo está fuera del alcance de este trabajo, pero se tiene en cuenta su presencia a la hora de estudiar la porción de actuador que le corresponderá a cada controlador. Se destaca que el control de altura tiene incidencia igualitaria en los cuatro actuadores del cuadricóptero.

La selección de las ganancias de cada control es sin duda un punto clave en el diseño del sistema de control. En (10) se muestra la relación entre las salidas del control de orientación, el control de altura o colectivo y las entradas de los cuatro actuadores para el vuelo propuesto en cruz.

$$\begin{aligned} y_1 &= K_z Z_c - K_\theta \theta_c - K_\psi \psi_c \\ y_2 &= K_z Z_c - K_\phi \phi_c + K_\psi \psi_c \\ y_3 &= K_z Z_c + K_\theta \theta_c - K_\psi \psi_c \\ y_4 &= K_z Z_c + K_\phi \phi_c + K_\psi \psi_c \end{aligned} \quad (10)$$

Se propuso elegir las ganancias K_ϕ , K_θ , K_ψ y K_z de forma tal que la suma de las mismas (con signo según (10)) nunca supere el 100 %. Se obtuvieron resultados favorables tanto en las

Tabla 4. Incidencias de los controladores sobre los actuadores

Ganancia	Valor
K_z	70 %
K_ϕ	35 %
K_θ	35 %
K_ψ	30 %

simulaciones como en los experimentos sobre la aeronave real con las ganancias de la Tabla 4.

Modelo identificado

Dadas las condiciones del sistema y las linealizaciones utilizadas, se concluye que es posible separar cada eje o grado de libertad de manera independiente y desacoplada del resto para su análisis. En (11), (12) y (13) se presenta el modelo identificado final en el dominio transformado de Laplace que servirá como base para el diseño del controlador de cada rotación.

$$H_{roll}(s) = \frac{\phi(s)}{\phi_c(s)} = 2l \frac{bK_\phi}{s^2 I_{xx}} = \frac{11,03}{s^2} \left[\frac{rad}{s^2} \right] \quad (11)$$

$$H_{pitch}(s) = \frac{\theta(s)}{\theta_c(s)} = 2l \frac{bK_\theta}{s^2 I_{yy}} = \frac{9,6}{s^2} \left[\frac{rad}{s^2} \right] \quad (12)$$

$$H_{yaw}(s) = \frac{\psi(s)}{\psi_c(s)} = 4 \frac{dK_\psi}{s^2 I_{zz}} = \frac{19,86}{s^2} \left[\frac{rad}{s^2} \right] \quad (13)$$

Sistema de control

A partir de la modelización alcanzada, es posible realizar el control de actitud del VANT con tres controladores independientes, uno por cada grado de libertad. La dinámica de cada una de las tres rotaciones se representa en las funciones transferencia (11), (12), (13) de la sección anterior. La estrategia de control elegida es un PID clásico, y como puede verse, las tres plantas poseen una dinámica del tipo integrador doble. De ahora en más, todo el desarrollo será para el control de *roll*, sabiendo que de forma

similar se desarrolló el control de *pitch* y *yaw*.

El lugar de raíces para un integrador doble se despliega por todo el eje jw para cualquier ganancia positiva. Para estabilizar el sistema, es necesario agregar un cero en la dinámica, de forma tal, que pueda arrastrar al lugar de raíces hacia el semiplano izquierdo. Por eso, se propone un controlador del tipo PD. Todo lo dicho se expone en la Figura 5. En la etapa de simulación se llevó a cabo un ajuste iterativo para hallar las constantes de sintonía del controlador. Para ejecutar el PID en la computadora de vuelo es necesario obtener una versión digital del controlador. Generalmente, en el proceso de desarrollo de sistemas de control para sistemas embebidos, el algoritmo de control codificado en el lenguaje del HW target se genera de forma automática luego de superar satisfactoriamente los ensayos en simulación. Las herramientas generadoras de código suelen ser propietarias, cerradas y costosas. Por eso, para este trabajo se desarrolló una versión digital propia del controlador.

$$u(t) = K[(br(t) - y(t)) + \frac{1}{T_i} \int_0^t (r(t) - y(t))dt + T_d \frac{d}{dt} y(t)] \quad (14)$$

En (14) se representa al controlador PID en tiempo continuo y puede ser discretizada alcanzando resultados satisfactorios utilizando un pasaje directo sin aproximación para la parte proporcional, una aproximación del tipo Forward Euler para la parte integral, y finalmente, una aproximación del tipo Backwards Difference para la parte derivativa (Astrom y Wittenmark, 1999).

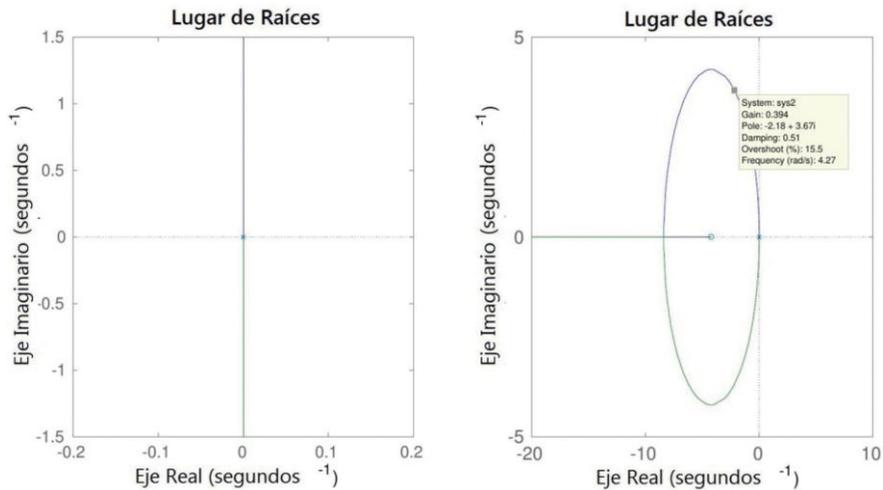


Fig. 5. Lugar de raíces

El componente proporcional queda:

$$P[n] = K(br[n] - y[n]), \quad (15)$$

el componente integral queda:

$$I[n + 1] = I[n] + \frac{KT_s}{T_i}(r[n] - y[n]), \quad (16)$$

el componente derivativo queda:

$$D[n] = \frac{T_d}{T_d + NT_s}D[n - 1] - \frac{KT_dN}{T_d + NT_s}(y[n] - y[n - 1]) + \frac{cKT_dN}{T_d + NT_s}(r[n] - r[n - 1]), \quad (17)$$

Donde:

T_s = es el tiempo de muestreo y

N = es una limitación para la ganancia del componente derivativo, normalmente entre 3 y 20

Finalmente, la señal de control resultante:

$$u[n] = P[n] + I[n] + D[n] \quad (18)$$

La ecuación (18) representa la versión discretizada del controlador PID y permite su ejecución en una computadora digital. Se codifica en lenguaje estándar C como parte de una

biblioteca de controladores para sistemas embebidos (Vommaro, 2015). En principio, para utilizarla, solo se necesita introducir las constantes de sintonía K , T_i y T_d en el algoritmo embebido. Para que el desempeño del controlador digital no se vea degradado, es necesario que el tiempo de cómputo sea menor a 20 veces el periodo de control (Tsai, 2013).

Simulación

Se construyó un modelo de simulación en MATLAB Simulink. El controlador utilizado se ilustra en la Figura 6 junto con el modelo dinámico para el eje *roll* del cuadricóptero.

Se destaca que la planta se simuló en tiempo continuo mientras que el controlador se implementó de manera digital con una frecuencia de muestreo de 200 Hz sin inconvenientes.

Luego de un ajuste de manera iterativa, se obtuvo el desempeño deseado con las constantes indicadas en la Tabla 5. El resultado de la simulación se ilustra en la Figura 7.

Tabla 5. Constantes del controlador

Parámetro	Valor
KP	0,8
KD	0,2

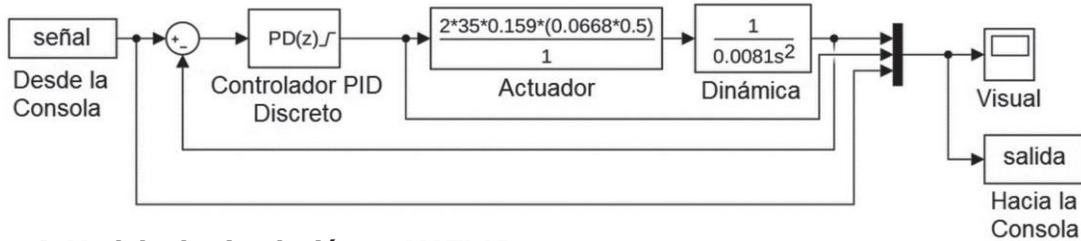


Fig. 6. Modelo de simulación en MATLAB

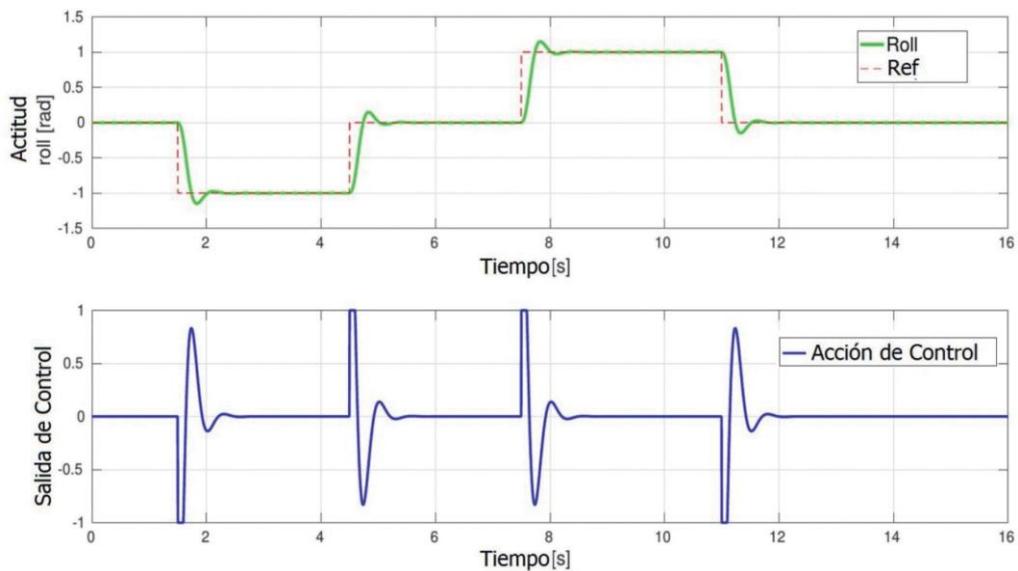


Fig. 7. Resultados de la simulación del control de actitud para el ángulo *roll* ante una referencia del tipo escalón con una amplitud de 1 rad

La respuesta del sistema a lazo cerrado se mantiene dentro de las especificaciones de máximo sobrepico y tiempo de establecimiento para la respuesta a un escalón unitario.

La acción de control posee una saturación entre 1 y -1.

Resultados experimentales

El sistema de control diseñado se ejecuta sobre un microcontrolador STM32F4 de la marca ST que posee un procesador ARM Cortex-M4 con unidad de punto flotante incorporada. Para medir las posiciones y velocidades angulares del vehículo se utiliza una unidad de medidas inerciales (IMU) MPU9250 que se conecta al procesador a través de un protocolo I2C. La actuación en la planta se consigue por medio de las señales PWM que controlan a los ESC de

los motores *brushless* del cuadricóptero. Para realizar los ensayos experimentales se construyó el banco de prueba de la Figura 8 que permite fijar dos grados de libertad y evaluar el desempeño del controlador del grado de libertad restante. Esta primera etapa experimental fue de gran ayuda para el ajuste fino de los controladores. Se encontró un error en estado estacionario notable, por lo que se decidió agregar la acción integradora al controlador desarrollado en la sección anterior. Con el control estabilizado para cada grado de libertad, se obtuvieron los resultados de la Figura 9.

Los datos obtenidos por telemetría revelan que se alcanzó con éxito el control de los ángulos de Euler del VANT durante un vuelo en *hovering*. Se mantienen dentro de un intervalo de $\pm 4^\circ$. Para reducir la amplitud del intervalo obtenido, se deberá mejorar la sujeción



Fig. 8. Banco de pruebas experimentales

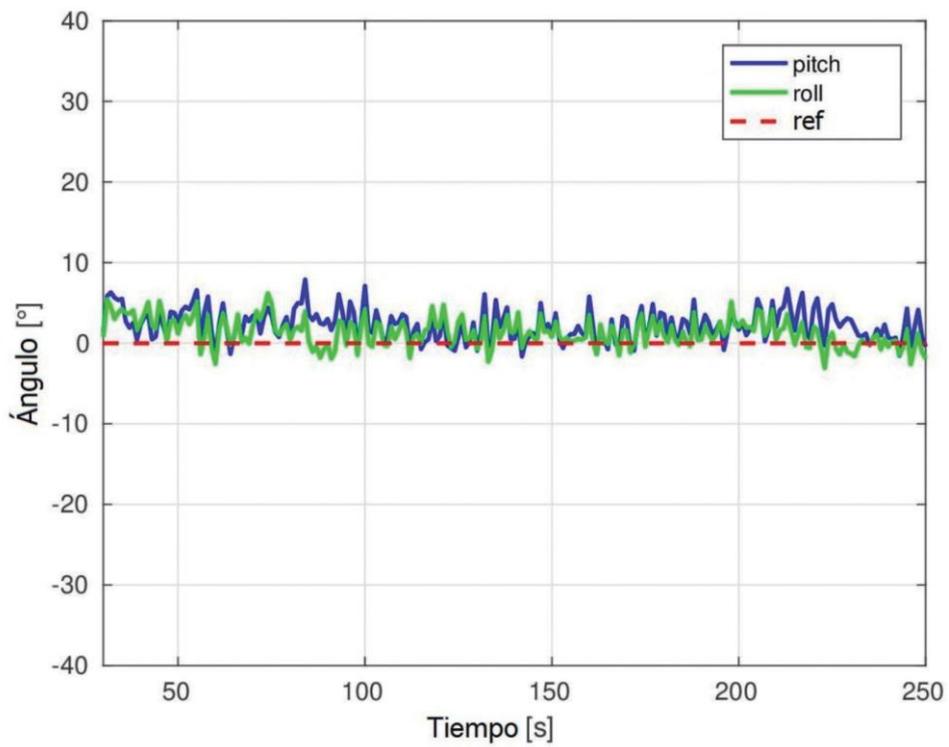


Fig. 9. Valores de telemetría obtenidos durante un vuelo en *hovering*

de la computadora de vuelo al *frame* del VANT. Las vibraciones pasan directamente hacia el sensor provocando un mayor nivel de ruido en la medición. Implementar algoritmos más complejos de navegación también puede producir una mejora en el desempeño del control de actitud del VANT. A su vez, la IMU no está ubicada exactamente en el centro de gravedad del vehículo, provocando un error sistemático sobre la medición.

Conclusiones

En este trabajo se resumen los resultados obtenidos durante el vuelo en *hovering* de un VANT. Se consiguió estabilizar al vehículo dentro de límites aceptables. Se desarrolló un modelo para la planta, se realizaron simplificaciones, se buscó un controlador adecuado para los objetivos buscados y se trabajó sobre un simulador hasta obtener resultados preliminares satisfactorios. Luego, se pasó el código del controlador al hardware definitivo a través de una biblioteca de controladores para sistemas embebidos. Finalmente, se llevó a cabo el ensayo en tiempo

real sobre la computadora de NC&G del prototipo experimental construido. La computadora de vuelo desarrollada posee posibilidades de expandirse para incrementar su capacidad de cómputo y poder así ejecutar controladores más complejos y algoritmos de navegación que brinden información más precisa sobre el estado del vehículo. Se desarrollaron capacidades en temas de Navegación y Control que serán de utilidad para la incorporación del VANT en el nuevo Proyecto de Investigación y Desarrollo (PID) "Investigación y desarrollo de drones con interfaz y control de realidad virtual y realidad aumentada" con código CCUTNBA0004847 financiado por la UTN-FRBA y aprobado para su ejecución durante los años 2018 y 2019.

Agradecimientos

Los autores agradecen al Grupo de Inteligencia Artificial y Robótica (GIAR) de la Universidad Tecnológica Nacional por brindar herramientas e instrumental para la construcción del prototipo y por ofrecer un espacio para llevar a cabo los ensayos experimentales.

Referencias

- ASTROM, K. J. y WITTENMARK, B., (1997) Computer Controlled System: theory and design. New Jersey, NJ, USA: Prentice Hall, 3 ed.
- ATKINS, E. M. y SANNER, R. M., (2002) Qos tradeoffs for guidance, navigation, and control. Aerospace Conference Proceedings, pp. 3333–3341.
- BOUABDALLAH, S.; MURRIERI, P. y SIEGWAR R., (2005) Towards autonomous indoor micro vtol. Kluwel Academic Publisher, vol. 18, no. 2, pp. 171–183.
- BOUABDALLAH, S.; NOTH, A. y SIEGWART, R., (2004) Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor. IROS '04 Proceedings of the International conference on Intelligent Robots and Systems, vol. 3, pp. 2451–2456.
- CURI, S.; MAS, I. y PEÑA, R. S., (2014) Autonomous flight of a commercial quadrotor. IEEE Latin America Transactions, vol. 12, no. 5, pp. 853–858.
- KHARSANSKY, A., (2013) Diseño e implementación de un sistema embebido de control de actitud para aeronaves no tripuladas. Bachelor's Thesis, Universidad de Buenos Aires Facultad de Ingeniería.
- POSE, C.; ROASIO, F. y GIRIBET, J., (2014) Diseño de una computadora de navegación, guiado y control: Aplicación a un vehículo de aéreo no tripulado. Jornadas Argentinas de Robótica.
- TSAI, C. C., (2013) Digital control systems: implementation of digital controllers. Disponible en http://aecl.ee.nchu.edu.tw/drupal/AECL/course/99_1/Advance%20Digital%20Control/Slide/ch13.pdf.
- VOMMARO, D. E., (2015) Desarrollo de un módulo de control a lazo cerrado para la computadora industrial abierta argentina. Bachelor's Thesis, Universidad Tecnológica Nacional Facultad Regional Buenos Aires.