

# Diseño, Construcción, Simulación 3D y Control LPV de un Cuadricóptero de Forma Variante

Alejandro S. Ghersin

Depto. de Ing. Electrónica – ITBA  
Inst. Tecnológico de Buenos Aires  
C.A.B.A., Argentina  
CONICET  
aghersin@itba.edu.ar

Juan I. Giribet y Claudio D. Pose

Depto. de Ingeniería Electrónica – FIUBA  
Facultad de Ingeniería – Univ. de Buenos Aires  
C.A.B.A., Argentina  
Inst. Argentino de Matemática “Alberto Calderón”  
CONICET  
jgiribet@fi.uba.ar - cldpose@fi.uba.ar

Ignacio Mas

Centro de Sistemas y Control  
Depto. de Matemática – ITBA  
Inst. Tecnológico de Buenos Aires  
C.A.B.A., Argentina  
CONICET  
imas@itba.edu.ar

**Resumen**—En este trabajo se propone el diseño lineal de parámetros variantes (LPV) para el control de un cuadricóptero cuyos brazos pueden moverse respecto del eje vertical del vehículo, cambiando su forma de acuerdo a requerimientos de misión. El trabajo presenta el desarrollo del simulador multicuerpo y del algoritmo de control junto con una introducción al método LPV, mostrando con su utilización. Además, se presenta una explicación detallada del prototipo construido hasta el momento para las pruebas.

**Palabras Clave**—LPV, Foldable Drone

## I. INTRODUCCIÓN

En la última década, los multirrotores comerciales han despertado el interés de la comunidad científica, no solo porque han demostrado ser de gran utilidad en diversas aplicaciones, sino también porque son una plataforma interesante para evaluar el desempeño de estrategias de navegación y control de sistemas.

Una de las principales ventajas de los multirrotores respecto a otros UAV (vehículos aéreos no tripulados) como los de ala fija, es su maniobrabilidad. Esto los hace una plataforma más adecuada para realizar ciertas tareas, como por ejemplo la inspección de obras civiles, o navegar en ambientes estrechos como puede ser una zona luego de un derrumbe.

En los últimos años, motivados por distintas aplicaciones, se ha buscado incrementar la maniobrabilidad de estos vehículos, surgiendo nuevos diseños capaces de reconfigurarse durante el vuelo. Por ejemplo en [1], [2] se propone el diseño de un hexarotor con la capacidad de inclinar sus rotores para lograr un vehículo omnidireccional, en [3] se presentan los resultados experimentales de un vehículo de doce rotores omnidireccional el cual fue diseñado para tareas de alta complejidad en inspección y reparación en obras civiles. También se han propuesto diseños que se reconfiguran en vuelo ante la presencia de fallas para no perder maniobrabilidad [4], [5]. Todos estos diseños comparten el hecho que la reconfiguración consiste en efectuar tan solo una inclinación de los rotores.

Este trabajo fue financiado por los subsidios FONCYT PICT 2016-2016 y PICT-2015-3040, otorgado por la Agencia Nacional de Promoción Científica y Tecnológica y ejecutado en el Instituto Tecnológico de Buenos Aires, y el PDE-2019 otorgado de la Universidad de Buenos Aires.

Recientemente, se han propuesto nuevos diseños de vehículos capaces de cambiar su forma en vuelo [6]–[9]. En [6] uno de estos diseños de vehículos reconfigurables ha sido validado experimentalmente, demostrando cómo es posible adaptar su forma para acceder a lugares en los cuales sería imposible de otra manera. Por otro lado, en [10] se propone un diseño de un multirrotor que adapta su forma; en este caso se trata de un vehículo cuyos brazos retráctiles le permiten ser lanzado desde una plataforma y luego adoptar una configuración para el vuelo. Estos nuevos diseños, con una forma reconfigurable presentan desafíos interesantes desde el punto de vista del diseño de la estrategia de control.

Por su parte, en [6], el vehículo adapta su forma de acuerdo a la misión que se desea ejecutar. El cambio de forma del vehículo se logra plegando los brazos, logrando siempre configuraciones que sean capaces de controlar el vehículo para mantener su vuelo. Estos cambios producen una variación en el momento de inercia y centro de masa del vehículo los cuales deben ser contemplados en la estrategia de control adoptada.

A diferencia de [6], en donde se adopta una estrategia LQR adaptable a cada posible reconfiguración, en este trabajo se presenta un diseño de un vehículo multirrotor capaz de cambiar su forma en vuelo (ver Fig. 8). El diseño es similar al propuesto en [6], y el aporte se centra en la estrategia de control empleada. Se propone aquí un control LPV que toma como parámetro el momento de inercia del vehículo. Las posibles reconfiguraciones que adopta el vehículo durante su vuelo son tales que el centro de masa del mismo se mantiene invariante, por lo cual no es necesario considerarlo en la estrategia LPV. La importancia de considerar la variación del parámetro (momento de inercia) en el diseño de la ley de control se pone en evidencia comparando la estrategia propuesta con un control fijo para todas las configuraciones, que compensa la reconfiguración del parámetro considerándolo dentro del margen de robustez del control.

El trabajo presenta el modelo de simulación en la sección II, el diseño del control en la sección III y en la sección IV, se presentan los resultados de las simulaciones junto con su discusión. Una descripción del vehículo construido se desarrolla en la sección V y finalmente en la sección VI, se

presentan las conclusiones del trabajo.

## II. MODELO DE SIMULACIÓN

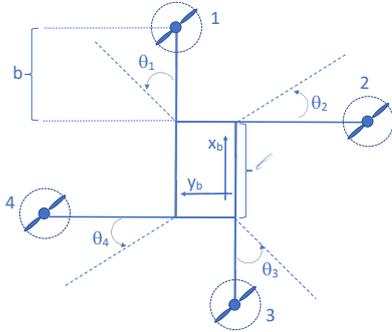


Figura 1. Esquema del vehículo de brazos móviles.

En la Figura 1 puede verse un esquema del vehículo donde se ubica la terna del centro del vehículo que tiene largo  $\ell$  y ancho  $w$ , no obstante lo cual para este trabajo se hacen iguales  $\ell = w$ . La geometría del vehículo propuesto está tomada esencialmente de [6]. En el esquema pueden verse marcados los ejes  $x_b$  e  $y_b$  de la terna  $\mathcal{B}$  solidaria al centro del cuadricóptero. El eje  $z_b$  completa la terna dextrógira hacia “arriba”.

A los efectos de simular el vehículo, y como herramienta para corroborar los cálculos de reacciones de vínculo e inercias totales variantes con los ángulos  $\theta_i$ , se utilizó el Simscape Multibody de Simulink, plataforma que además provee animación en 3D. En la Figura 2, pueden verse imágenes del vehículo en vuelo simulado con los brazos en configuración “O” (arriba,  $\theta_i = 150^\circ$ ) y también en configuración “X” (abajo,  $\theta_i = 45^\circ$ ).

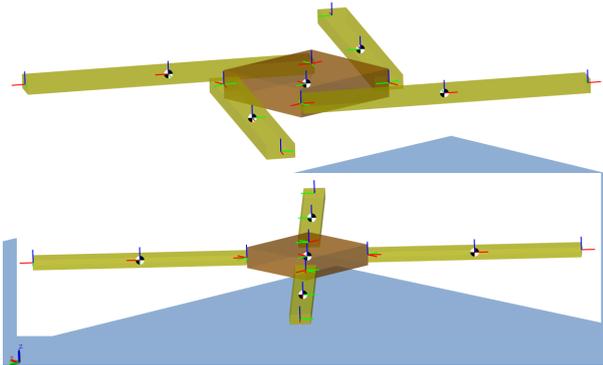


Figura 2. Simulación de vuelo Multicuerpo del vehículo de brazos móviles.

De acuerdo con [6], y simplificando los cálculos a configuraciones en las cuales el centro de gravedad del vehículo permanece invariante en el centro, puede decirse que

$$J(\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4) = J_{body} + \sum_{i=1}^4 J_{arm,i}(\theta_i) \quad (1)$$

será la inercia total del vehículo simplificado (no se incluyeron las inercias de motores y hélices en este trabajo, por considerarlas despreciables en comparación con la de los brazos del vehículo). En la Ec. (1),

$$J_{body} = \frac{m_{body}}{12} \text{diag}(h_{body}^2 + \ell^2, h_{body}^2 + \ell^2, \ell^2 + \ell^2) \quad (2)$$

$$J_{arm} = \frac{m_{arm}}{12} \text{diag}(h_{arm}^2 + w_{arm}^2, h_{arm}^2 + b^2, w_{arm}^2 + b^2), \quad (3)$$

donde los parámetros se presentan en la Tabla I.

Tabla I  
DATOS DEL VEHÍCULO SIMULADO.

Magnitud	Símbolo	Valor	Magnitud	Símbolo	Valor
Long. centro	$\ell$	8cm	Long. brazo	$b$	20cm
Ancho centro	$w$	8cm	Ancho brazo	$w_{arm}$	2cm
Grosor centro	$h_{body}$	2cm	Grosor brazo	$h_{arm}$	1cm
masa centro	$m_{body}$	500gr	masa brazo	$m_{arm}$	200gr

## III. DISEÑO DEL CONTROLADOR

En lo que respecta al diseño del sistema de control, debe comentarse que en [6], la solución propuesta hace uso del denominado “controlador de velocidades angulares” (body rate controller [11]). Para implementar este esquema, se utilizó un regulador lineal cuadrático, cuya ganancia óptima se recalcula en tiempo real, en base a los cambios que puedan tener lugar en la configuración del vehículo. La solución de una ecuación algebraica de Riccati (ARE) es requerida periódicamente para implementar la ley de control. La capacidad de procesamiento necesaria para estos cómputos es provista por una placa de control de vuelo dotada de un procesador ARM de cuádruple núcleo operando a 2.26 GHz y con 2GB de RAM.

La solución propuesta en ese trabajo es bastante general, en el sentido que adapta de manera eficaz el control a los cambios en el tensor de inercia del vehículo. Además, lo propuesto en [6], adapta a cambios en la ubicación del centro de gravedad del vehículo. No obstante, desde el punto de vista práctico, se pueden apuntar algunos detalles que sugieren hacer un estudio de este tipo de vehículos utilizando los controles más tradicionales. Se enumeran como motivos, la robustez, la costumbre y uso muy difundido en autopilotos comerciales ([12]) de estrategias de basadas en controles PID SISO de a un lazo por vez, las cuales presentan habitualmente desempeños aceptables.

En resumen, puede decirse que habitualmente un drone multirrotor es un vehículo subactuado que se controla en cuatro grados de libertad (DOFs por la sigla en inglés de “Degrees Of Freedom”), siendo los mismos la altitud, junto con los tres DOFs de actitud u orientación (Roll, Pitch y Yaw por su denominación en inglés). A través del control en “Pitch” y “Roll” se logra indirectamente controlar el vehículo en las dos coordenadas de posición “X” e “Y” que no se manejan directamente.

*Control LPV:* El control LPV, propone un marco de trabajo para el diseño de sistemas de control en el cual se busca un controlador por realimentación de la salida para una planta

LPV, de manera tal que se garanticen la estabilidad interna a lazo cerrado y niveles de desempeño aceptables. A continuación se presentarán las definiciones del conjunto de trayectorias LPV, la planta, el controlador, y el lazo cerrado LPV.

*Conjunto de Trayectorias del Parámetro LPV:* Sea  $\mathcal{P} \subset \mathbb{R}^s$  tal que para cada

$$\rho = (\rho_1, \dots, \rho_s) \in \mathcal{P}, \text{ with } \rho_i \in [\underline{\rho}_i, \bar{\rho}_i] \text{ and } \underline{\rho}_i < \bar{\rho}_i. \quad (4)$$

Por otro lado, dados unos  $\bar{\nu} = (\bar{\nu}_1, \dots, \bar{\nu}_s) \in \mathbb{R}^s$  con  $\bar{\nu}_i > 0$ , todo  $\nu = (\nu_1, \dots, \nu_s) \in \mathcal{V} \subset \mathbb{R}^s$ , serán tales que  $|\nu_i| \leq \bar{\nu}_i$ . En el estudio de sistemas LPV, hemos de suponer que las matrices de las descripciones en espacio de estados de los sistemas LPV, dependerán funcionalmente de trayectorias del parámetro  $s$ -dimensional que evolucionan en el siguiente conjunto:  $\mathcal{F}_{\mathcal{P}}^{\nu} = \{\rho \in \mathcal{C}^1(\mathbb{R}_+, \mathbb{R}^s) : \rho(t) \in \mathcal{P}, \dot{\rho}(t) \in \mathcal{V}, \forall t \in \mathbb{R}_+\}$  donde  $\mathcal{C}^1(\mathbb{R}_+, \mathbb{R}^s)$  es el conjunto de funciones continuas y diferenciables del tiempo sobre  $\mathbb{R}^s$ .

*Planta LPV:* Para plantear el problema, considérese una planta LPV dada por:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ z(t) \\ y(t) \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathcal{A}(\rho(t)) & \mathcal{B}_1(\rho(t)) & \mathcal{B}_2(\rho(t)) \\ \mathcal{C}_1(\rho(t)) & \mathcal{D}_{11}(\rho(t)) & \mathcal{D}_{12}(\rho(t)) \\ \mathcal{C}_2(\rho(t)) & \mathcal{D}_{21}(\rho(t)) & \mathcal{D}_{22}(\rho(t)) \end{bmatrix}}_{\mathcal{G}(\rho(t))} \begin{bmatrix} x(t) \\ w(t) \\ u(t) \end{bmatrix} \quad (5)$$

donde  $\rho(t) \in \mathcal{P}$ ,  $\dot{x}$ ,  $x \in \mathbb{R}^{n_x}$ ,  $w \in \mathbb{R}^{n_w}$  representa la entrada de perturbación,  $z \in \mathbb{R}^{n_z}$  representa la salida a controlar,  $u \in \mathbb{R}^{n_u}$  es la acción de control e  $y \in \mathbb{R}^{n_y}$  es la salida medida por los sensores.  $\mathcal{G}(\rho)$  es una función matricial continua de  $\rho$ .

*Controlador LPV:* El tipo de controladores LPV que se buscan es de la forma

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_k(t) \\ u(t) \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathcal{A}_k(\rho(t), \dot{\rho}(t)) & \mathcal{B}_k(\rho(t), \dot{\rho}(t)) \\ \mathcal{C}_k(\rho(t), \dot{\rho}(t)) & \mathcal{D}_k(\rho(t), \dot{\rho}(t)) \end{bmatrix}}_{\mathcal{K}(\rho(t))} \begin{bmatrix} x_k(t) \\ y(t) \end{bmatrix} \quad (6)$$

donde  $x_k \in \mathbb{R}^{n_k}$ .  $\mathcal{K}(\rho)$  es también una función matricial continua de  $\rho$ .

*Análisis: Lazo Cerrado LPV:* Suponiendo que puede hallarse un controlador como (6), la dinámica completa resulta de la forma

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{cl}(t) \\ w(t) \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathcal{A}_{cl}(\rho(t), \dot{\rho}(t)) & \mathcal{B}_{cl}(\rho(t), \dot{\rho}(t)) \\ \mathcal{C}_{cl}(\rho(t), \dot{\rho}(t)) & \mathcal{D}_{cl}(\rho(t), \dot{\rho}(t)) \end{bmatrix}}_{\mathcal{F}_l[\mathcal{G}(\rho(t)), \mathcal{K}(\rho(t))]} \begin{bmatrix} x_k(t) \\ w(t) \end{bmatrix}, \quad (7)$$

donde  $\mathcal{F}_l[\mathcal{G}(\rho(t)), \mathcal{K}(\rho(t))]$  representa al sistema de lazo cerrado. En lo que sigue,  $\mathcal{G}(\rho(t))$ ,  $\mathcal{K}(\rho(t))$  y  $\mathcal{F}_l[\mathcal{G}(\rho(t)), \mathcal{K}(\rho(t))]$  serán usados para denotar a las matrices de sistema de los sistemas de lazo abierto, controlador y lazo cerrado respectivamente, de acuerdo al contexto. “ $\mathcal{F}_l(\cdot, \cdot)$ ” denota la interconexión lineal fraccionaria inferior o producto estrella ([13]). Pueden consultarse los trabajos [14], [15] en los cuales se hallan las fórmulas para calcular la matriz de lazo cerrado  $\mathcal{F}_l[\mathcal{G}(\rho(t)), \mathcal{K}(\rho(t))]$ .

*Estabilidad y Performance LPV:* Para sintetizar un controlador LPV, se pueden citar varias soluciones ([14]–[16]). Entre las referencias citadas, se encuentran diferencias en relación al tipo de matrices de Lyapunov sobre las cuales se plantean los problemas de optimización que llevan a la solución, el criterio de desempeño o performance LPV, y la posibilidad (o no) de abordar el diseño, resolviendo un problema de programación semidefinida basado en un número finito de desigualdades lineales matriciales (LMIs). Por simplicidad, aquí usaremos una función de Lyapunov basada en una matriz constante. ([14], [16]).

Sea  $\rho \in \mathcal{F}_{\mathcal{P}}^{\nu}$  la trayectoria del parámetro. El problema de control LPV de performance- $\gamma$  restringido a una única función cuadrática de Lyapunov (SQLF por su sigla en inglés - [15]), consiste en encontrar un controlador LPV como (6), tal que para el lazo cerrado (7) la siguiente LMI de análisis,

$$\begin{bmatrix} \mathcal{A}_{cl}^T X + X \mathcal{A}_{cl}(\rho) & X \mathcal{B}_{cl}(\rho) & \mathcal{C}_{cl}^T(\rho) \\ \mathcal{B}_{cl}^T(\rho) X & -\gamma I & \mathcal{D}_{cl}^T(\rho) \\ \mathcal{C}_{cl}(\rho) & \mathcal{D}_{cl}(\rho) & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \quad (8)$$

sea factible para alguna matriz simétrica definida positiva  $X \in \mathbb{R}^{(n_x+n_k) \times (n_x+n_k)}$ . Si tal matriz existe, se dice que el sistema a lazo cerrado es *Cuadráticamente Estable* y su norma LPV  $\|\mathcal{G}_{\mathcal{P}}^{cl}\| < \gamma$  ([15]). La Ec.(8) la cual constituye una condición basada en una matriz de Lyapunov constante, plantea un problema de programación semidefinida basado en un número infinito de restricciones. Concretamente la desigualdad (8) debe satisfacerse  $\forall \rho \in \mathcal{P}$ . Se pueden encontrar muchos enfoques en la literatura para reducir el problema a uno basado en una cantidad finita de LMIs. Llevar a cabo un grillado del conjunto  $\mathcal{P}$  para luego verificar si existe una  $X$  tal que la desigualdad (8) se satisfaga en todos los puntos de la grilla es uno de los enfoques más prácticos y utilizados ([16]).

En el presente trabajo se utiliza el abordaje más usual para el control de un cuadricóptero el cual consiste en diseñar un control independiente para cada uno de los DOFs que se controlan directamente es decir, los tres ángulos que dan la actitud u orientación más el control de altitud. En línea con lo tradicional, se usaron 4 controladores PID, uno por cada DOF. Dada la solución adoptada basada en controladores PID, recurrir al grillado no ha sido necesario, máxime teniendo en cuenta que solo se llevó a cabo un análisis LPV.

#### IV. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

*Análisis LPV:* El diseño propuesto y el análisis LPV es directo. En la Fig. 3 superior, puede verse el esquema PID sin adaptación de ganancias, mientras que en la Fig. 3 inferior puede verse el esquema PID con adaptación de ganancias. En dichos diagramas,  $k_p^0$ ,  $k_i^0$ ,  $k_d^0$  son las ganancias fijas del PID de “Roll” diseñado para la configuración “X”. Para el eje de “Roll” y en el esquema de ganancias fijas (Fig. 3 superior), el parámetro LPV es  $\rho = 1/J_{xx}$ . De forma similar esto se repite para los ejes de “Pitch” y “Yaw” en cuyos casos tenemos que  $\rho = 1/J_{yy}$  y  $\rho = 1/J_{zz}$  respectivamente. En la Fig. 3 inferior, el bloque  $J_{xx}/J_{xx0}$ , escala la ganancia en tiempo real, al

valor instantáneo de la inercia. Este esquema también se repite para *Pitch* y *Yaw* escalando respectivamente por  $J_{yy}/J_{yy0}$  y  $J_{zz}/J_{zz0}$ .

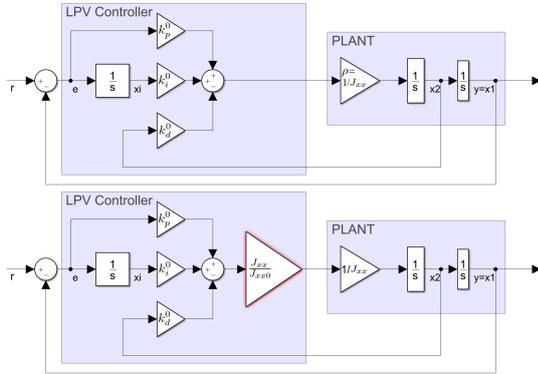


Figura 3. Diagrama en bloques asociado con los diseños PID con ganancias constantes (figura superior) y con ganancias adaptables (figura inferior).

La dinámica a lazo cerrado con un control PID sin ganancias escaladas (Fig.3), de cualquiera de los ejes de “*Roll*”, “*Pitch*” y/o “*Yaw*”, queda descrita por la siguiente ecuación:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= \rho [k_p^0 (r - x_1) + k_i^0 x_I - k_d^0 x_2] \\ \dot{x}_I &= r - x_1. \end{aligned} \quad (9)$$

En la Fig.3 queda esquematizado cómo se construye el PID y la acción derivativa a partir de las mediciones filtradas de velocidad angular y orientación, basadas en una combinación de sensores inerciales y un magnetómetro. La Ec. (9) escrita en formato LPV, resulta:

$$\dot{x} = A_{cl}(\rho)x + B_{cl}(\rho)r \quad y = x_1 \quad (10)$$

con

$$A_{cl}(\rho) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -\rho k_p^0 & -\rho k_d^0 & \rho k_i^0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B_{cl}(\rho) = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho k_p^0 \\ -1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

Esta formulación de un control para este tipo de vehículo, sobre la base de la cual se pueda dar garantía de estabilidad y desempeño se torna relevante en tanto muchos autopilotos comerciales ofrecen esquemas PID de a un lazo por vez (*i.e.*, “*Roll*”, “*Pitch*”, “*Yaw*” y altitud) como único esquema de control disponible.

Teniendo en cuenta la facilidad que ofrece el modelo propuesto, en tanto  $\rho$  aparece como factor que afecta la ganancia de la planta solamente, resulta atractivo y favorable implementar la estrategia de escalar las ganancias del PID con el parámetro  $\rho$  en cuyo caso se reemplazan  $k_p^0$ ,  $k_i^0$ ,  $k_d^0$ , por  $k_p^0/(\rho J_{xx0})$ ,  $k_i^0/(\rho J_{xx0})$ ,  $k_d^0/(\rho J_{xx0})$ , eliminando el parámetro LPV de los cálculos. Esta propuesta, que aparece como simple y atractiva a la vez, y que funciona bien en simulación, debe ser estudiada en relación a su robustez (la estimación de  $\rho$  es usualmente aproximada). Por otra parte, este esquema simple de control LPV no explota los beneficios

que podría traer el diseño de un control LPV óptimo. Esto no ha sido desarrollado aún no obstante lo cual se entiende que el método LPV tiene la posibilidad hacer la performance requerida adaptable a la configuración del vehículo, lo cual es más que una simple adaptación de ganancias.

Los resultados de análisis LPV hechos sobre el PID sin ganancias adaptables de la Ec.(11), resultaron favorables para los ejes de “*Roll*”, “*Pitch*” y “*Yaw*”. Sin embargo, debe señalarse que el análisis LPV no tiene en cuenta la saturación de actuadores, ni se está evaluando el desempeño transitorio del vehículo. Esto será revisado al analizar las curvas de respuesta transitoria más abajo.

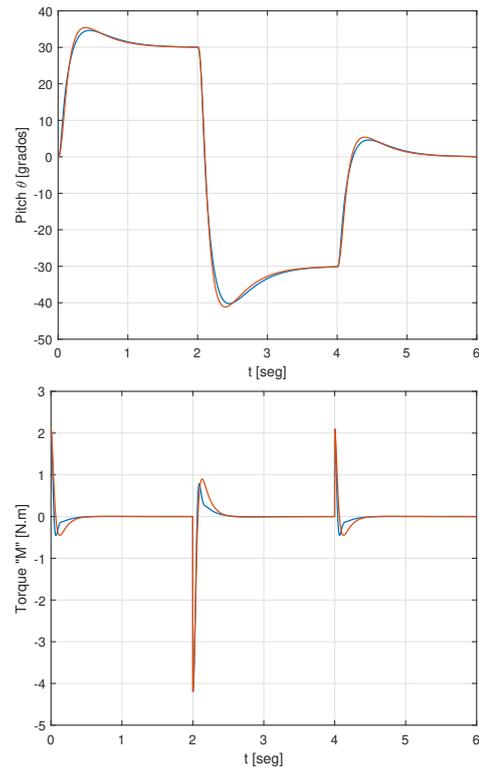


Figura 4. Transitorio simulado del ángulo de “*Pitch*” y del torque de control correspondiente. Configuración “H” “*larga*”.

*Simulaciones:* En las curvas de las figuras 4 a 7, pueden verse dos comparaciones simuladas entre el desempeño del control PID sin escalar (curvas en rojo) y el control LPV curvas en azul.

Las curvas de las figuras 4 y 5 corresponden a las respuestas transitorias a un par de referencias tipo de escalón de  $30^\circ$  y  $-30^\circ$  con el vehículo en configuración “H” de forma tal que  $J_{xx}$  es mínimo y  $J_{yy}$  es máximo ( $\theta_1 = 0^\circ$ ,  $\theta_2 = 90^\circ$ ,  $\theta_3 = 0^\circ$ ,  $\theta_4 = 90^\circ$ ). Diremos en este caso que el vehículo está en configuración “H” **larga**. Las curvas en azul muestran el desempeño del control LPV de ganancia adaptable, mientras que las curvas en rojo muestran el desempeño del PID sin adaptación al cambio de inercia. En la configuración “H” **larga**, las respuestas son en todo sentido bastante parecidas, en tanto el vehículo presenta una inercia un poco mayor, aunque

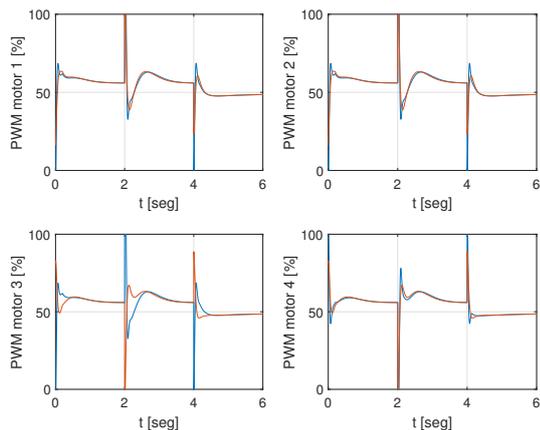


Figura 5. Transitorio simulado de las señales PWM de los motores a un escalón en “Pitch”. Configuración “H” “larga”.

mayor capacidad de torque. La curva en azul muestra un sobrepico algo menor. La experiencia sugiere que en la práctica, este control PID sin escalar funcionaría razonablemente bien para esta configuración.

Las curvas de las figuras 6 y 7 por su parte, corresponden a las respuestas transitorias a un par de referencias tipo de escalón de  $30^\circ$  y  $-30^\circ$  con el vehículo en configuración “H” de forma tal que  $J_{xx}$  es máximo y  $J_{yy}$  es mínimo ( $\theta_1 = 90^\circ$ ,  $\theta_2 = 0^\circ$ ,  $\theta_3 = 90^\circ$ ,  $\theta_4 = 0^\circ$ ). Diremos en este caso que el vehículo está en configuración “H” **corta**. Al igual que antes, las curvas en azul muestran el desempeño del control LPV de ganancia adaptable, mientras que las curvas en rojo muestran el desempeño del PID sin adaptación al cambio de inercia. Las respuestas en este caso muestran algunos problemas. En el transitorio del ángulo de “Pitch” se ven respuestas bastante parecidas, mientras que en la acción de control (torque), la curva roja muestra una oscilación que genera la consiguiente saturación de los motores entre 0 y 100% en varios pasajes. En la configuración “H” **corta** el vehículo presenta una inercia bastante menor a la nominal, y menor capacidad de torque lo cual genera un transitorio de acción de control poco conveniente. La curva en azul con el PID escalado en ganancia, muestra un desempeño factible. La experiencia sugiere que en la práctica, el control PID sin escalar no funcionaría, siendo imprescindible el escalado para la configuración “H” **corta**. Si bien el análisis LPV preliminar sugirió que el PID sin escalar habría de funcionar correctamente aun para la configuración “H” **corta**, el mismo no tiene en cuenta la saturación de actuadores, ni los transitorios. Solo estudia estabilidad lineal.

En el video complementario [17] puede verse una animación del simulador con el algoritmo de control, y el método de generación de señales de control en acción (*actuator allocation*).

## V. CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO

Para construir un prototipo con el objetivo de evaluar la performance de los algoritmos de control, se tomó como punto de partida el trabajo realizado en [6]. Sin embargo, dicho sistema es de pequeña escala, con tiempos de vuelo menores

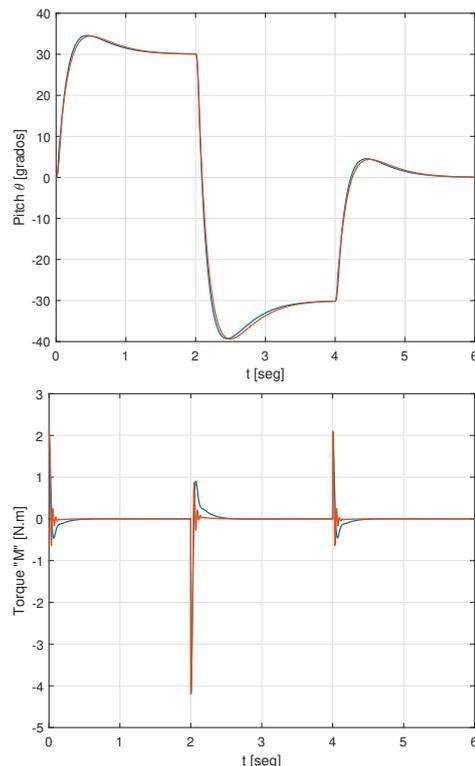


Figura 6. Transitorio simulado del ángulo de “Pitch” y del torque de control correspondiente. Configuración “H” “corta”.

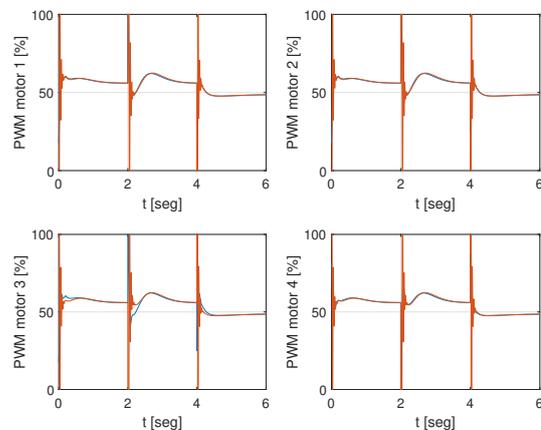


Figura 7. Transitorio simulado de las señales PWM de los motores a un escalón en “Pitch”. Configuración “H” “corta”.

a 5 minutos y poca capacidad de carga, lo cual lo vuelve poco apto para aplicaciones típicas de vehículos multirrotores.

Es por ello que para la construcción del vehículo se tomó como referencia la estructura y componentes de un cuadricóptero comercial de 450mm de distancia entre rotores, como se puede observar en la Fig. 8. El cuerpo central del vehículo se compone de dos platos cuadrados fijos de 230x230mm, en cuyos 4 extremos se monta un servomotor modelo MG92B de 3.5Kg.cm de torque máximo, con un rango de giro de

180°. Cada servomotor mueve un brazo formado por un caño de aluminio cuadrado de 13x13mm y de 1mm de espesor. Dichos brazos poseen varias perforaciones para montar los motores de forma tal que la distancia máxima entre rotores (diagonal) sea de 400mm, 440mm, 480mm, 520mm o 560mm. Cada conjunto actuador está formado por un ESC de 30A, un motor de tamaño 2212 brushless de 920Kv, y una hélice plástica de 10x3.8", todos de la marca DJI, los cuales proveen cada uno un empuje máximo de 0.6Kg con una batería LiPo 3S (11.1v). El peso total del vehículo es de 1.1Kg, sin considerar una batería LiPo 3S de 5000mAh, la cual ronda los 0.35Kg. Para controlar el sistema se utiliza una computadora de vuelo de desarrollo propio [18] basada en un Cortex-M3 para obtener datos de diversos sensores, recibir comandos de un control remoto, ejecutar algoritmos de control y operar los cuatro actuadores y servomotores. Se realizaron vuelos de prueba del sistema en configuración X de 560mm con resultados satisfactorios, sin embargo, se observó que se producían ligeras vibraciones en los brazos durante algunas maniobras. Dado que la distancia entre el eje del servomotor y el eje del rotor es de alrededor de 12cm, el torque sobre este último es muy bajo, con lo cual se debe considerar si es necesario utilizar un servomotor de mayor torque. Uno de los vuelos experimentales realizados, donde se reconfigura el vehículo durante el vuelo puede encontrarse en [19].



Figura 8. Imágenes del "Foldable Drone" construido.

## VI. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

Puede decirse que el algoritmo de control propuesto por [6] es muy demandante en cuanto a capacidad de cómputo se refiere. Para adaptar a variaciones muy rápidas en la posición de los brazos es deseable que resuelva una ARE para un controlador de seis estados en tiempo real, es decir, en cada intervalo de muestreo de control.

En cambio, el control LPV soporta perfectamente todas las configuraciones del "foldable drone" haciendo una adaptación de ganancias en el caso más simple (PIDs) o bien un recálculo de las matrices de estado de un controlador más sofisticado. La posibilidad de implementar este algoritmo de control en un microcontrolador cortex M de 32 bits es inmediata.

Surgen como temas de interés inmediato la prueba de los algoritmos en vuelo, y también el estudio de este tipo de vehículo respecto de su tolerancia a fallas, para lo cual se necesitaría cierto nivel de re-diseño mecánico.

## RECONOCIMIENTOS

Los autores agradecen los comentarios de los revisores que ayudaron a mejorar notoriamente la calidad final del trabajo.

## REFERENCIAS

- [1] M. Ryll, D. Bicego, and A. Franchi, "Modeling and control of fast-hex: A fully-actuated by synchronized-tilting hexarotor," in *2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Oct 2016, pp. 1689–1694.
- [2] S. Rajappa, M. Ryll, H. H. Bühlhoff, and A. Franchi, "Modeling, control and design optimization for a fully-actuated hexarotor aerial vehicle with tilted propellers," in *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, May 2015, pp. 4006–4013.
- [3] K. Bodie, Z. Taylor, M. Kamel, and S. R., "Towards efficient full pose omnidirectionality with overactuated mavs," *International Symposium of Experimental Robotics (ISER)*, 2018.
- [4] G. Michieletto, M. Ryll, and A. Franchi, "Control of statically hoverable multi-rotor aerial vehicles and application to rotor-failure robustness for hexarotors," in *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, May 2017, pp. 2747–2752.
- [5] C. Pose, F. Presenza, I. Mas, and J. Giribet, "Trajectory following with a mav under rotor fault conditions," in *2019 International Conference on Microaerial Vehicles*, Nov 2019.
- [6] D. Falanga, K. Kleber, S. Mintchev, D. Floreano, and D. Scaramuzza, "The foldable drone: A morphing quadrotor that can squeeze and fly," *IEEE Robot. Autom. Lett.*, vol. 4, no. 2, pp. 209–216, Apr. 2019.
- [7] V. Riviere, A. Manecy, and S. Viollet, "Agile robotic fliers: A morphing-based approach," *Soft Robotics*, vol. 5, 05 2018.
- [8] M. Zhao, K. Kawasaki, X. Chen, S. Noda, K. Okada, and M. Inaba, "Whole-body aerial manipulation by transformable multirotor with two-dimensional multilinks," in *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, May 2017, pp. 5175–5182.
- [9] M. Zhao, T. Anzai, F. Shi, X. Chen, K. Okada, and M. Inaba, "Design, modeling and control of aerial robot dragon: Dual-rotor embedded multilink robot with the ability of multi-degree-of-freedom aerial transformation," *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2018.
- [10] N. Bucki and M. W. Mueller, "Design and control of a passively morphing quadcopter," *To appear*, 2019.
- [11] M. Faessler, D. Falanga, and D. Scaramuzza, "Thrust mixing, saturation, and body-rate control for accurate aggressive quadrotor flight," *IEEE Robot. Autom. Lett.*, vol. 2, no. 2, pp. 476–482, Apr. 2017.
- [12] L. Meier, P. Tanskanen, F. Fraundorfer, and M. Pollefeys, "Pixhawk: A system for autonomous flight using onboard computer vision," in *2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, May 2011, pp. 2992–2997.
- [13] K. Zhou, *Essentials of Robust Control*. Prentice-Hall, 1998.
- [14] A. Packard, "Gain scheduling via LFTs," *Systems and Control Letters*, vol. 22, pp. 79–92, 1994.
- [15] F. Wu, "A generalized LPV system analysis and control synthesis framework," *International Journal of Control*, vol. 74, no. 7, pp. 745–759, 2001.
- [16] A. Hjartarson, P. Seiler, and A. Packard, "Lpvttools: A toolbox for modeling, analysis, and synthesis of parameter varying control systems," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 48, no. 26, 2015.
- [17] "Foldable drone simulation," <https://youtu.be/0hjeLtuCjMk>, accessed: 2019-10-27.
- [18] L. Garberoglio, M. Meraviglia, C. D. Pose, J. I. Giribet, and I. Mas, "Choriboard III: A Small and Powerful Flight Controller for Autonomous Vehicles," in *2018 Argentine Conference on Automatic Control (AADECA)*, Nov 2018, pp. 1–6.
- [19] "LPV control of a foldable drone," <https://youtu.be/ya-hd2e91d8>, accessed: 2019-10-27.