

# Optimización de un quadrotor de monitoreo utilizando programación dinámica

Optimizing a quadrotor monitoring using dynamic programming

Hipólito Martín Rodríguez Casavilca

*Facultad de Ingeniería Electrónica y Eléctrica, Universidad Nacional Mayor de San Marcos, Lima, Perú*

**Resumen—** Después de dos décadas de desarrollo de diferentes métodos de simulación para el quadrotor, se presenta uno basado en la solución utilizando programación dinámica adaptativa. Antes, se creaban modelos para sistemas complejos con las restricciones de hardware. Hoy, la programación dinámica es para aplicaciones de automoción, donde la dinámica del vehículo pueda cambiar rápidamente a las condiciones cambiantes de carga, superficies de la ruta, el terreno y el estado del vehículo. Ese es el alcance más palpable de este trabajo.

**Abstract—** After two decades of development of different simulation methods for the quadrotor is presented one based on adaptive solution using dynamic programming. In the past, models for complex systems with hardware restrictions were created. Nowadays, the dynamic programming is used for automotive applications in which the vehicle dynamics can quickly change to changing load conditions, route surfaces, terrain and vehicle's state. That is the most important scope of this paper.

**Palabras Claves—** Optimización, Programación Dinámica Adaptativa, Quadrotor, PD multivariable, Análisis de Lyapunov.

**Key Words—** Optimization, Adaptive Dynamic Programming, Quadrotor, PD Multivariable, Analysis of Lyapunov.

## I. INTRODUCCIÓN

Los sistemas de control de vuelo han despertado un gran interés en los últimos años, debido al reto que supone tanto conseguir vehículos aéreos totalmente autónomos, o no tripulados (en inglés nombrados UAV's - *Unmanned Aerial Vehicles*), como por ayu

dar a un pilotaje más sencillo e intuitivo de los mismos. El sentido del presente artículo es incorporarlos en los sistemas eléctricos de potencia.

Este tipo de vehículo puede verse tanto en el ámbito militar como en el civil, con aplicaciones desarrolladas para tareas de búsqueda y rescate, vigilancia comercial, espionaje, filmación cinematográfica, inspección en situaciones donde se realicen vuelos en condiciones hostiles [1], así como la realización de maniobras acrobáticas, entre otras.

Hasta hace poco tiempo, desarrollar un vehículo aéreo en escala miniatura y controlado de manera autónoma era un sueño de muchos investigadores, los cuales estaban limitados por las restricciones impuestas por el hardware hasta entonces existente. Lo que hizo posible la construcción de robots aéreos autónomos fue los recientes avances tecnológicos en actuadores y sensores en escala reducida (MEMS - *Micro Electromechanical Systems*), así como en el almacenamiento de energía y en el procesamiento de datos. Además, el desarrollo de sistemas de control para este tipo de vehículos no es común, debido principalmente a la dinámica tan compleja inherente en los sistemas aerodinámicos, los cuales son multivariables, subactuados y además presentan diversas características no lineales. Esto significa que las leyes clásicas de control lineal y monovariable pueden tener muy limitada su cuenca de atracción, provocando inestabilidades cuando se opera en condiciones no muy lejanas a las de equilibrio. Por otra parte, las técnicas desarrolladas para robots totalmente actuados tampoco se aplican directamente al caso de sistemas mecánicos no lineales subactuados [2].

Para aumentar tanto la fiabilidad como las prestaciones de estos sistemas, se suele requerir estrategias de control avanzadas que permitan tener en cuenta, por una parte, la complejidad de estos sistemas, y por otra, las incertidumbres propias de cualquier

<sup>1</sup> HipólitoM. Rodríguez Casavilca , e-mail: hipolito@hipolito.net  
Recibido: Abril 2014 / Aceptado: Junio 2014

modelado. Tales requisitos pueden ser posibles utilizando técnicas de modelado no lineal y de teoría de control no lineal moderna, lo que permite alcanzar un alto desempeño en vuelos autónomos [3], y en distintas condiciones de vuelo (vuelo estacionario, vuelo en punto fijo, aterrizaje/despegue,...).

El objetivo de este trabajo es utilizar la Programación Dinámica Adaptativa (*Adaptive Dynamic Programming*, ADP) para aplicaciones de automoción, como la de los drones, donde la dinámica del vehículo pueda cambiar rápidamente a las condiciones cambiantes de carga, las superficies de la ruta, el terreno, y el estado del vehículo.

La estrategia de control óptimo de energía obtenida mediante el uso de ADP realizado en recientes trabajos [4] [5] [6] [7] [8], toma en consideración las características del tipo de ruta, el estilo de conducción del conductor y las condiciones de conducción actuales. Los resultados de la simulación en diversos ciclos de conducción estándar demuestran la eficacia de enfoque de ADP. Se ha encontrado que el algoritmo de control de ADP obtenido supera una estrategia tradicional de control basado en reglas.

## II. INFORMACIÓN BÁSICA TEÓRICA

Los objetivos de un sistema de control de vuelo pueden clasificarse en tres fases, en función de la autonomía que alcance el sistema:

- Sistema para incrementar la estabilidad (del inglés SAS: *Stability Augmentation Systems*): Este tipo de sistemas persigue ayudar al pilotaje del vehículo, estabilizando el sistema con un control de bajo nivel. Así se evita que el piloto deba actuar en base al comportamiento dinámico de un sistema, que una vez alejado de cierto punto de equilibrio, deja de ser intuitivo para el razonamiento humano.
- Sistemas para incrementar el comportamiento (del inglés cas: *Control Augmentation Systems*): Estos sistemas están en un nivel jerárquico superior a los SAS. Así, además de estabilizar al vehículo, estos sistemas deben ser capaces de proporcionar una respuesta con ciertas prestaciones a referencias que dé el piloto, como por ejemplo, el seguimiento del ángulo de cabeceo.

Sistemas de pilotaje automático (*Autopilots*): Constituyen el nivel de control jerárquicamente superior. Son sistemas de control totalmente automáticos que son capaces de realizar por sí solos ciertos tipos de maniobras, como por ejemplo, el despegue, el aterrizaje, o vuelo estacionario a cierta altura.

En el ámbito del control de vuelo, uno de los sistemas más estudiados han sido los aviones. Sin embargo, uno de los conceptos que normalmente se

utilizan para desarrollar leyes de control aplicadas a un UAV es el VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*). Un tipo de aeronave que actualmente está siendo muy referenciada en el ámbito de control es el helicóptero en la configuración quadrotor. En comparación con los aeroplanos, este tipo de aeronave posee una mayor agilidad para maniobrar. Sin embargo, su control se hace mucho más complejo, entre otros motivos, por la mayor inestabilidad de su dinámica.

Según Castillo et al. [9], este tipo de helicóptero consigue un vuelo estacionario estable y preciso a través del balance de las fuerzas de propulsión ejercidas por las cuatro hélices accionadas por sus respectivos motores eléctricos.

### A. Ventajas

Son muchas las ventajas que tienen este tipo de helicóptero con respecto a las de uno convencional, entre ellas se pueden citar las siguientes:

- El aumento de la capacidad de carga debido a la suma de los empujes generados por los cuatro rotores.
- La alta maniobrabilidad, lo cual permite el despegue y el aterrizaje, así como vuelos en entornos complicados.
- La sencillez del diseño mecánico, lo cual proporciona el control del movimiento a través de accionamiento directo de los rotores variando sus velocidades. En un helicóptero convencional, la velocidad de giro de las hélices suele ser constante, controlando el movimiento mediante la variación de los ángulos de ataque de las palas (cíclico y colectivo). Esto requiere transmisiones entre los rotores, además de elementos mecánicos de precisión para poder variar los mencionados ángulos.
- Los motores eléctricos en lugar de motores de combustión, lo cual hacen de estos helicópteros un vehículo especialmente interesante para su uso en el interior de edificios, ya que no contaminan el aire con residuos de la combustión.

### B. Desventajas

Como desventajas, este tipo de helicóptero presenta un aumento de peso y un aumento en el consumo de energía debido a los motores extras. Desde el punto de vista de control, la construcción de este tipo de helicóptero miniatura está lejos de simplificar el problema: más bien sucede lo contrario. Esto se debe a que los pares y fuerzas necesarios para controlar el sistema son aplicados no sólo a través de efectos aerodinámicos, sino también a través del efecto de acoplamiento que aparece entre la dinámica de los rotores y la del cuerpo de la maqueta, como

consecuencia del principio de acción-reacción originado en la aceleración y desaceleración de los grupos motor-hélice (efecto que no sucede en el control con velocidad de hélices constantes).

Estos efectos de acoplamiento tienen implicaciones en el control de la dinámica del sistema. Por ejemplo, si se consideran como salidas a controlar la posición y el ángulo de guiñada, una linealización por realimentación estática de la dinámica completa del helicóptero quadrotor da lugar a una matriz singular haciendo que el desacoplamiento entrada-salida sea inviable, por lo que no se puede emplear esta técnica directamente [10]. Este hecho, unido con las incertidumbres de modelado, especialmente en el rango de alta frecuencia, hace que el sistema sea incluso más difícil de controlar que un helicóptero convencional, al menos empleando técnicas básicas de control.

### C. Antecedentes

El interés por el desarrollo de controladores para el helicóptero quadrotor en escala reducida está demostrado en diversas publicaciones que han sido realizados en los últimos años. En Mistler et al. [10] se utilizó un modelo no lineal que representa tanto la cinemática como la dinámica del vehículo, y a través de las Leyes de Newton se obtuvo las ecuaciones dinámicas para el helicóptero quadrotor. En este modelo se consideró las fuerzas y momentos aerodinámicos actuantes en el UAV. Para realizar la tarea de seguimiento de trayectoria se demostró que no se pueden desacoplar las salidas por linealización por realimentación estática, y se propuso un controlador con desacoplamiento entrada-salida y linealización exacta por realimentación dinámica, siendo corroborado mediante simulación, donde se han considerado todos los estados medibles. Esta estrategia se mostró estable y robusta en presencia de viento y de incertidumbres paramétricas.

En Bouabdallah et al. [11] se presentó el diseño de un quadrotor para laboratorio, así como una estrategia de control para el mismo, basada en la estabilización del subsistema de rotación mediante funciones de Lyapunov, junto con un control de la altura mediante linealización por realimentación.

En Bouabdallah et al. [12], lo mismos autores presentaron un modelo dinámico para el helicóptero quadrotor a través de la formulación de *Lagrange-Euler*, considerando además las dinámicas de los rotores. En este artículo se realizó una comparación entre dos técnicas de control: *PID* y *LQ*. Para el diseño del controlador *PID* se consideró el modelo linealizado en torno al origen y para el diseño del control *LQ* se usó una estructura bilineal. Se presentaron resultados experimentales donde el control *PID* se mostró más

eficaz que el control óptimo por considerar las dinámicas de los rotores.

En Mederreg et al. [13] se mostraron resultados de simulación para un control basado en técnicas de *Backstepping* (eco) utilizando un observador del estado, mientras que en Mahony y Hamel [14] se combinó esta técnica con un control basado en *Lyapunov*. En Bouabdallah y Siegwart [15] se describió de nuevo la misma plataforma utilizada en los artículos anteriores, pero en éste, el modelo dinámico del helicóptero quadrotor se obtuvo a través del formalismo de Newton-Euler. Para el diseño del controlador, las ecuaciones del sistema fueron escritas en variables de estado y divididas en dos sub-sistemas: el de rotación angular y el de traslación lineal. Se presentaron dos técnicas de control: *Backstepping* y *Sliding-Mode*. En primer lugar se controló el sub-sistema de rotación angular utilizando funciones de Lyapunov, con el objetivo de estabilizar el helicóptero en una posición deseada. Posteriormente se controló la altura y el movimiento lineal en el plano XY. Se emplearon simulaciones para sintonizar los controladores, los cuales se validaron con resultados experimentales en el sistema real. Otros trabajos, como [16][17], también han utilizado la técnica de *Backstepping* para controlar el helicóptero *quadrotor*.

Trabajos más recientes pueden encontrarse en Rong y Ozguner [18], donde se sintetizó un controlador basado en modos deslizantes; en Lara et al. [19], donde se presentaron nuevos resultados para calcular los márgenes de robustez del sistema de control para un *quadrotor* utilizando un *PD multivariable* para estabilizar la posición del vehículo; o en Castillo et al. [20] [21], donde se diseñaron controladores no lineales para la estabilización del sistema basados en análisis de Lyapunov y en la técnica de saturaciones anidadas.

Adicionalmente al control inercial, el helicóptero quadrotor ha sido también controlado mediante realimentación por visión artificial. En Metni et al. [22], se considera un modelo dinámico mecánico general del UAV apto para realizar vuelos casi estacionarios. La estimación de la posición y orientación se realizó a través de visión utilizando una técnica de control servo visual basada en homografías. Así, se dedujo una ley de control basada en *Backstepping* que fuerza la trayectoria a seguir a través de una secuencia de imágenes pre-grabadas en entornos desconocidos. La trayectoria deseada se obtiene a través de un operador que enseña cada paso preliminarmente, siendo comparadas la imagen actual y la imagen deseada a una imagen de referencia por las matrices homográficas en cada paso. Para determinar el vector de traslación se estima la información de la profundidad de referencia usando una ley de control

adaptativa. En Altug et al. [23] y Tournier et al. [24] se ha utilizado una cámara en tierra para obtener la posición y orientación del helicóptero, y una cámara montada sobre el vehículo utilizando patrones de Moiré para obtener una estimación de los seis grados de libertad, respectivamente.

Como se deduce de lo anteriormente expuesto, se han aplicado diversas estrategias de control al helicóptero quadrotor. Sin embargo, la mayoría de ellas no considera la presencia de perturbaciones externas y ni incertidumbres en los parámetros del modelo.

### III. MODELAMIENTO DINÁMICO DEL QUADROTOR

TABLA I.  
NOMENCLATURA UTILIZADA

Símbolo	Cantidad	Unidad
$\omega_b$	Velocidad angular del cuerpo estructural	rad/s
$q$	Cuaternión de la inclinación (estructura algebraica)	
$V_b$	Velocidad del cuerpo estructural	m/s
$R_e$	Posición en el sistema de referencia inercial	m
$I_{nb}$	Tensor de momento de inercia	Kg.m <sup>2</sup>
$F_z$	Fuerza total de los rotores en el eje Z	N
$M_x - M_z$	Momentos totales del rotor a lo largo de cada eje	N.m
$F_1 - F_4$	Fuerza de empuje para cada rotor	N
$Q$	Par del rotor	N.m
$T$	Fuerza de empuje del rotor	N
$D$	Diámetro del rotor	m
$d$	Desplazamiento de c/ rotor desde el centro de masa	m
$n_i$	Frecuencia de rotación de los rotores	Hz
$\Omega$	Velocidad de rotación de los rotores	rad/s

#### A. Modelo simplificado

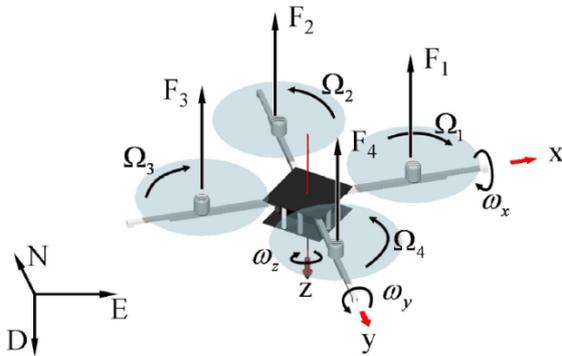


Fig. 1. Modelo del quadrotor simplificado.

De las ecuaciones (1), (2), (3), (4) y (5) del modelo de quadrotor es posible obtener las funciones de interés. Los detalles pueden ser revisados en [8]:

$$\dot{V}_b = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_z \end{bmatrix} + \mathbf{q}^* \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \otimes \mathbf{q} - \omega_b \times V_b \quad (1)$$

$$\dot{\omega}_b = I_{nb}^{-1} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} - \omega_b \times (I_{nb} \omega_b) \quad (2)$$

$$\dot{R}_e = \mathbf{q} \otimes V_b \otimes \mathbf{q}^* \quad (3)$$

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \otimes \bar{\omega}_b \quad (4)$$

$$\bar{\omega}_b = \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_b \end{bmatrix} \quad (5)$$

#### B. Sistema de control propuesto

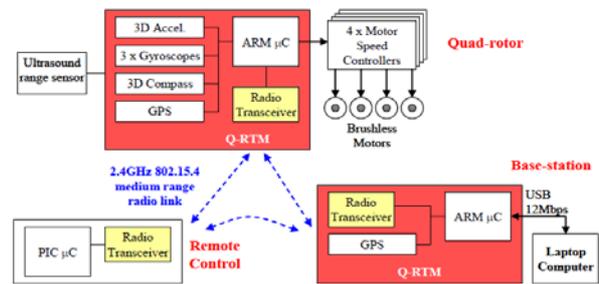


Fig. 2. Organización del sistema de control.

#### C. Sistema mecánico propuesto

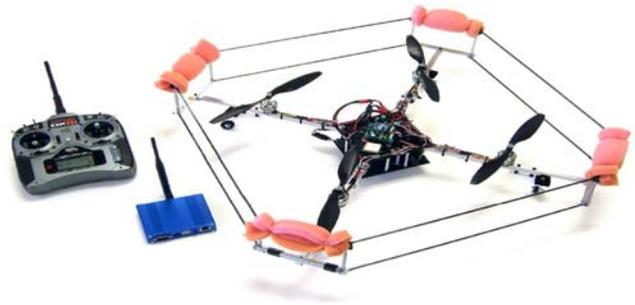


Fig. 3. Plataforma mecánica propuesta. Fuente: E.Stingu & F.Lewis [8].

La altitud del Quadrotor se estima utilizando las lecturas de los sensores a bordo, inerciales y magnéticos, en las coordenadas del cuerpo. La velocidad angular  $\omega_b$  leída usando los giroscopios se integra para producir un gran ancho de banda y la estimación de bajo ruido del cuaternión inclinación (Fig. 4). Todos los sensores tienen la temperatura compensada y no muestran un sesgo significativo. Sin embargo, en el caso de los giroscopios, incluso pequeños sesgos por debajo del umbral mínimo de ruido pueden causar desviación significativa si se integran. El acelerómetro y las lecturas del magnetómetro se utilizan juntos como entradas al algoritmo QUEST [25] para estimar el cuaternión

actitud también. En este caso, debido a las vibraciones y la aceleración del cuerpo, la estimación es ruidosa. A largo plazo, no se deriva, ya que se basa en mediciones absolutas. Es por eso que se utiliza para hacer correcciones de poca velocidad a la estimación de los giroscopios. De esta manera, la estimación final es casi libre de ruido, tiene un alto ancho de banda y no presenta desviación significativa.

#### D. Estimación de la inclinación

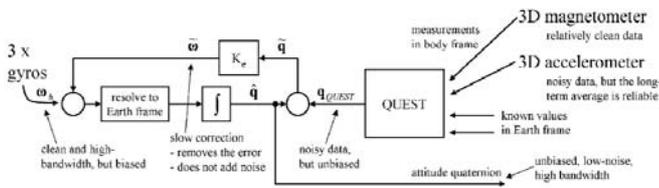


Fig. 4. Estimación de la inclinación Fuente: [8].

#### IV. PROGRAMACIÓN DINÁMICA APROXIMADA Y MODELO DE REFERENCIA

El análisis físico de los sistemas dinámicos utiliza la mecánica lagrangiana, la mecánica hamiltoniana, etc. produciendo descripciones del sistema en términos de ecuaciones diferenciales ordinarias no lineales. Particularmente frecuente son EDOs no lineales en la forma de espacio de estado,

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (6)$$

Hay métodos normalizados de muestreo o discretización de EDOs no lineales en espacio de estado de tiempo continuo, para obtener formularios de datos muestreados que son convenientes para el control computarizado. Los sistemas resultantes se desarrollan en tiempo discreto y en general de la forma de espacio de estado,

$$x_{k+1} = F(x_k, u_k) \quad (7)$$

como se muestra en la Fig. 5, el modelo Quadrotor se puede dividir en tres subsistemas en cascada: traslación, inclinación y motores/propulsores. Para cada subsistema, se introduce un modelo de referencia. El modelo de referencia genera aceleraciones de referencia ( $\mathbf{a}_{e \text{ ref}}$ ,  $\mathbf{\omega}_{b \text{ ref}}$ ,  $\mathbf{v}_{b \text{ ref}}$ ) necesarias para el seguimiento. Un agente basado en NN (red neuronal) aumenta esta señal y compensa las imprecisiones en las inversas de las funciones  $f_{\omega}$ ,  $f_v$  y  $f_{\Omega}$ .

Los modelos de referencia son similares para los tres bucles. El primero de los subsistemas de traslación está dada por:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{c \text{ ref}} &= K_P (\mathbf{P}_c - \mathbf{P}_{c \text{ ref}}) + K_D (\mathbf{V}_{e \text{ c}} - \mathbf{V}_{e \text{ ref}}) \\ \dot{\mathbf{V}}_{e \text{ ref}} &= \mathbf{a}_{c \text{ ref}} - \mathbf{a}_{aw} \\ \mathbf{P}_{e \text{ ref}} &= \mathbf{V}_{e \text{ ref}} \end{aligned} \quad (8)$$

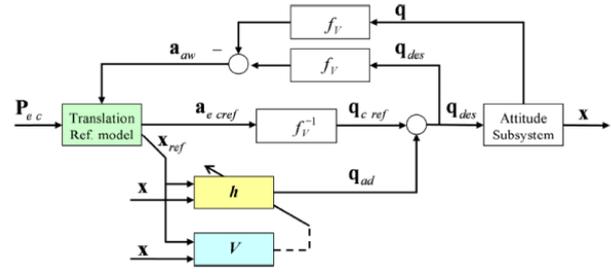


Fig. 5. Estructura de control para el subsistema de traslación. Fuente [8].

El propósito de la variable  $\mathbf{a}_{aw}$  es prevenir que el modelo de referencia sea exigido si los actuadores de bucles interiores están saturados o si la dinámica de bucle interior es demasiado lenta. El actor no ve los valores  $\mathbf{x}_{ref}$  que no tienen ningún efecto en el bucle interno debido a la saturación o la dinámica lenta. El proceso de aprendizaje puede continuar incluso durante la saturación. Las ganancias en el modelo de referencia se pueden sintonizar manualmente con el fin de proporcionar ciertas cualidades de manejo para el vehículo, o pueden ser obtenidas utilizando un algoritmo óptimo. La saturación de las velocidades puede ser introducida de la manera siguiente:

$$\mathbf{a}_{c \text{ ref}} = K_D \left[ \max \left( \min \left( \frac{K_P}{K_D} (\mathbf{P}_c - \mathbf{P}_{c \text{ ref}}), \mathbf{V}_{\max} \right), \mathbf{V}_{\min} \right) + (\mathbf{V}_{e \text{ c}} - \mathbf{V}_{e \text{ ref}}) \right] \quad (9)$$

#### V. MEJORA PROPUESTA

La mejora continua propuesta en este trabajo es utilizar la teoría de control de la *Programación Dinámica Adaptativa* (ADP), para mejorar el desempeño del sistema frente a perturbaciones e incertidumbres [8]. Para Stingu y Lewis, los principios de programación dinámica adaptativa pueden aplicarse al control de una plataforma de helicóptero quadrotor volando en un entorno no controlado y sometido a diversas perturbaciones e incertidumbres del modelo. El ADP se basa en el aprendizaje por refuerzo utilizando una estructura *actor-crítico*. Debido a la complejidad del sistema *quadrotor*, el proceso de aprendizaje tiene que utilizar la mayor cantidad de información posible sobre el sistema y el medio ambiente. Se presentan varios métodos para mejorar la velocidad y eficiencia del aprendizaje. Las redes neuronales con funciones de activación local se utilizan

como aproximadores de función debido a que el espacio de estado no se puede explorar de manera eficiente debido a su tamaño y el poco tiempo disponible. La compleja dinámica es controlada por un solo-crítico y de múltiples-actores evitando así la condensación de la dimensionalidad. Después de una serie de iteraciones, la estructura general del actor-crítico almacena información (conocimiento) sobre la dinámica del sistema y el controlador óptimo que puede lograr el objetivo explícito o implícito especificado en la función de costo.

### A. Implementación de la Programación Dinámica Aproximada

La estructura actor-crítico se utiliza para la aplicación eficiente del refuerzo de aprendizaje (Fig. 8).

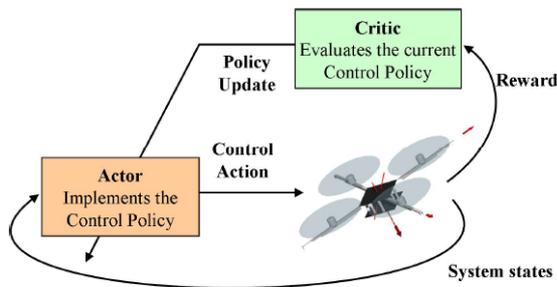


Fig. 6. Estructura genérica ADP. Fuente [8].

$$u = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_{ad} \\ a_{z\ ad} \\ \mathbf{\Omega}_{ad} \\ \mathbf{V}_{mot\ ad} \end{bmatrix} \quad (10)$$

El Quadrotor propuesto tiene 17 estados y sólo 4 entradas de control ( $\mathbf{u} = \mathbf{V}_{mot}$ ), siendo considerado muy sobreactuado. Tres bucles de control con inversión dinámica se utilizan para generar las 4 señales de control. Algunas adquisiciones se ven obligadas a residir localmente mediante la división del actor en actores locales para cada uno de los tres bucles. Cada actor trabaja con un conjunto reducido de estados. El crítico es global:

El objetivo del control óptimo es seleccionar el principio que minimice el costo para obtener:

$$V^*(x_k, z_k) = \min_h \left( \sum_{j=k}^{\infty} \gamma^{j-k} r(x_j, z_j, h(x_{j-1}, z_{j-1})) \right) \quad (11)$$

conocido como el costo óptimo, o valor óptimo. Entonces, los principios de control óptimo se dan por

$$h^*(x_k, z_k) = \arg \min_h \left( \sum_{j=k}^{\infty} \gamma^{j-k} r(x_j, z_j, h(x_{j-1}, z_{j-1})) \right) \quad (12)$$

Lográndose la ecuación de optimalidad de Bellman o la ecuación de tiempo discreto de Hamilton-Jacobi-Bellman (HJB):

$$V^*(x_k, z_k) = \min_h \left( r(x_k, z_k, h(x_{k-1}, z_{k-1})) + \gamma V^*(x_{k+1}, z_{k+1}) \right) \quad (13)$$

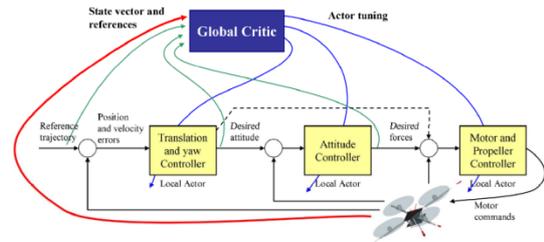


Fig. 7. Estructura distribuida ADP para el Quadrotor. Fuente [8].

### B. Modelamiento del Quadrotor con Simmechanics

Una pesquisa en *Matlab Central* de The MathWorks, Inc. [26], ha permitido obtener un modelo actual con controladores de altitud, y ángulo de guiñada, cabeceo, balanceo y con la posibilidad de que todas las partes sean modeladas en *SimMechanics* para *Matlab R2013*, una potente extensión de *Simulink*. Se logran así parametrizar los modelos con el uso de variables y expresiones en *Matlab*, mientras que los sistemas de control del diseño multipartes, se implementan en *Simulink*. Esto permite agregar partes eléctricas, hidráulicas, neumáticas y otros componentes para el modelo mecánico. Finalmente se puede importar los ensamblajes hechos en *SolidWorks* para poner a prueba todas las partes en un solo entorno potente de simulación.

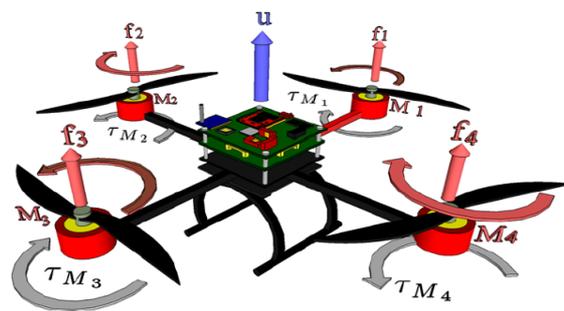


Fig. 8. Modelamiento del Quadrotor en SimMechanics [26].

En la Fig. 9 se muestran algunos archivos STL trabajados en *SolidWorks 2013* para la representación 3D de los modelos. Éste es un programa de diseño asistido por computadora para modelado mecánico desarrollado en la actualidad por SolidWorks Corp.,

una subsidiaria de Dassault Systèmes (Suresnes, Francia), para el sistema operativo Microsoft Windows [27]. Está clasificada entre las 200 empresas más grandes de software en el mundo. Es un modelador de sólidos paramétrico e introducido en el mercado en 1995 para competir con otros programas CAD como Pro/ENGINEER, NX, Solid Edge, Autodesk Inventor, CATIA. Este programa ha permitido modelar piezas y conjuntos y extraer de ellos tanto planos técnicos como otro tipo de información necesaria para la producción. Es un programa que funciona con base en las nuevas técnicas de modelado con sistemas CAD. El proceso consiste en trasvasar la idea mental del diseñador al sistema CAD, "construyendo virtualmente" la pieza o conjunto. Posteriormente todas las extracciones (planos y ficheros de intercambio) se realizan de manera bastante automatizada.

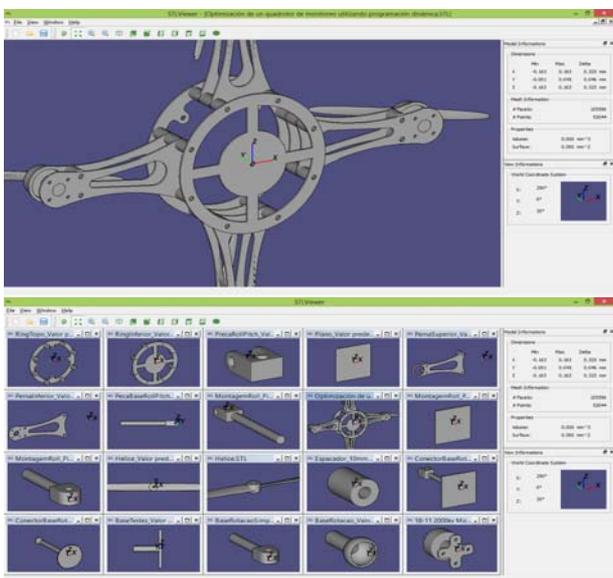


Fig. 9. Archivos STL con las representaciones 3D del modelo de referencia.

VI. RESULTADOS DE LA SIMULACIÓN

Se proponen datos experimentales para el control de altitud con una referencia horizontal. En la Figura 10 se presenta el diagrama de estructura de un controlador PD capaz de mantener la inclinación cerca de la horizontal dentro de margen ajustado. Los pequeños errores no sólo son una consecuencia de la actuación del controlador, sino también de los sensores.

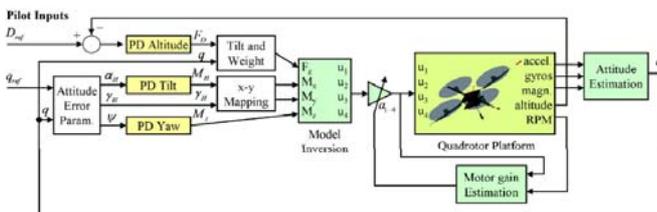


Fig. 10. Estructura de control general para el Quadrotor [8].

Los datos experimentales para el control de inclinación con una referencia horizontal se muestran en la Fig. 11 y 12. El controlador PD es capaz de mantener la actitud cerca horizontal dentro de un estrecho margen. Los pequeños errores no sólo son una consecuencia de la actuación del controlador, sino también de los sensores.

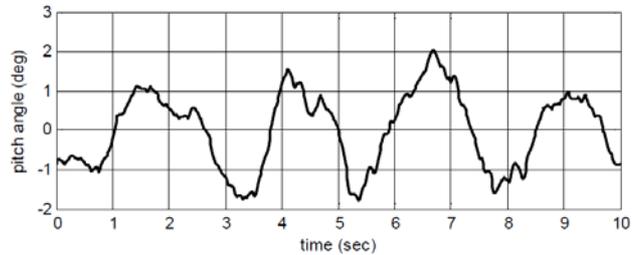


Fig. 11. Datos experimentales registrados para el ángulo de la pendiente durante la planeación.

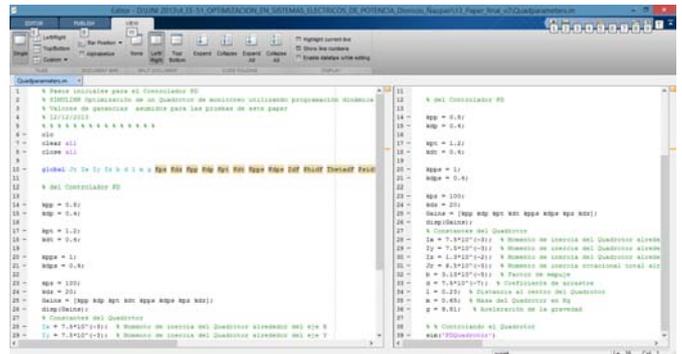


Fig. 12. Simulación usando un controlador PD.

El objetivo de formular una estructura inicial para una ADP se ha cumplido, referido a estructuras normales del sistema de control, tales como los algoritmos PD y no lineales. Trabajos recientes indican que los algoritmos ADP basados en modelos no convergen a la solución óptima cuando el modelo no es totalmente conocido o cuando sus parámetros se desvían de los valores nominales. En este caso se necesitan algoritmos de modelo libre, como el presentado.

RECONOCIMIENTO

Deseo agradecer a los ingenieros Leonardo Araujo Santos, de la Universidade Gama Filho [26] por proporcionarme las instrucciones simmechanics para diseñar el modelo propuesto; y Frank L. Lewis [8], de la Universidad de Texas por proporcionarme el artículo reciente y los anexos que sirvieron de antecedentes a este trabajo.

## REFERENCIAS

- [1] T. J. Pallet y S. Ahmad. Real-Time Helicopter Flight Control: Modelling and Control by Linearization and Neural Networks. Technical Report TR-EE 91-35, School of Electrical Engineering - Purdue University, West Lafayette, Indiana, August 1991.
- [2] I. Fantoni y R. Lozano. Nonlinear Control for Underactuated Mechanical Systems. TSpringer Verlag, London, 1995.
- [3] P. Castillo, R. Lozano, y A. E. Dzul. Modelling and Control of Mini-Flying Machines. Springer-Verlag, London, UK, 2005.
- [4] Weimin Li; Guoqing Xu; Zhancheng Wang; Yangsheng Xu, "Dynamic energy management for hybrid electric vehicle based on adaptive dynamic programming," Industrial Technology, 2008. ICIT 2008. IEEE International Conference on , vol., no., pp.1,6, 21-24 April 2008 URL: <http://ieeexplore.ieee.org.bd.univalle.edu.co/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=4608440&isnumber=4608308>
- [5] Dongbin Zhao; Zhaohui Hu, "Supervised adaptive dynamic programming based adaptive cruise control," Adaptive Dynamic Programming And Reinforcement Learning (ADPRL), 2011 IEEE Symposium on , vol., no., pp.318,323, 11-15 April 2011 URL: <http://ieeexplore.ieee.org.bd.univalle.edu.co/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=5967371&isnumber=5967347>
- [6] Derong Liu; Ding Wang; Dongbin Zhao, "Adaptive dynamic programming for optimal control of unknown nonlinear discrete-time systems," Adaptive Dynamic Programming And Reinforcement Learning (ADPRL), 2011 IEEE Symposium on , vol., no., pp.242,249, 11-15 April 2011 URL: <http://ieeexplore.ieee.org.bd.univalle.edu.co/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=5967357&isnumber=5967347>
- [7] Zhong-Ping Jiang; Yu Jiang, "Robust Adaptive Dynamic Programming: Recent results and applications," Control Conference (CCC), 2013 32nd Chinese , vol., no., pp.968,973, 26-28 July 2013 URL: <http://ieeexplore.ieee.org.bd.univalle.edu.co/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=6639567&isnumber=6639389>
- [8] Stingu, E.; Lewis, F.L., "An approximate Dynamic Programming based controller for an underactuated 6DoF quadrotor," Adaptive Dynamic Programming And Reinforcement Learning (ADPRL), 2011 IEEE Symposium on , vol., no., pp.271,278, 11-15 April 2011 URL: <http://ieeexplore.ieee.org.bd.univalle.edu.co/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=5967394&isnumber=5967347>
- [9] P. Castillo, R. Lozano, y A. E. Dzul. Modelling and Control of Mini-Flying Machines. Springer-Verlag, London, UK, 2005.
- [10] Mistler, V.; Benallegue, A.; M'Sirdi, N.K., "Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback," Robot and Human Interactive Communication, 2001. Proceedings. 10th IEEE International Workshop on , vol., no., pp.586,593, 2001. URL: <http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=981968&isnumber=21147>
- [11] Bouabdallah, S.; Murrieri, P.; Siegwart, R., "Design and control of an indoor micro quadrotor," Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004 IEEE International Conference on , vol.5, no., pp.4393,4398 Vol.5, 26 April-1 May 2004 URL: <http://ieeexplore.ieee.org.bd.univalle.edu.co/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=1302409&isnumber=28923>
- [12] Bouabdallah, S.; Noth, A.; Siegwart, R., "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor," Intelligent Robots and Systems, 2004. (IROS 2004). Proceedings. 2004 IEEE/RSJ International Conference on , vol.3, no., pp.2451,2456 vol.3, 28 Sept.-2 Oct. 2004 URL: <http://ieeexplore.ieee.org.bd.univalle.edu.co/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=1389776&isnumber=30277>
- [13] L. Mederreg, F. Diaz, y N. K. M'Sirdi. Nonlinear Backstepping Control with Onsrever Design for a 4 Rotors Helicopter. In Proc. of the IFAC International Conference on Advances in Vehicle Control and Safety (AVXS'04), 2004.
- [14] R. Mahony y T. Hamel. Robust trajectory tracking for a scale model autonomous helicopter. International journal of robust and nonlinear control, 14, 2004.
- [15] Bouabdallah, S.; Siegwart, R., "Backstepping and Sliding-mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor," Robotics and Automation, 2005. ICRA 2005. Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on , vol., no., pp.2247,2252, 18-22 April 2005 URL: <http://ieeexplore.ieee.org.bd.univalle.edu.co/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=1570447&isnumber=33250>
- [16] T. Madani y A. Benellegue. Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter. In Proc. of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2006, pages 3255–3260, 2006a.
- [17] T. Madani y A. Benellegue. Control of a Quadrotor Mini-Helicopter via Full State Backstepping. In Proc. of 45th IEEE Conference on Decision and Control, 2006, pages 1515–1520, San Diego, CA, 2006b.
- [18] X. Rong y U. Ozguner. Sliding Mode Control of a Quadrotor Helicopter. In Proc. Of 45th IEEE Conference on Decision and Control, 2006, pages 4957–4962, San Diego, CA, 2006.
- [19] D. Lara, G. Romero, A. Sanchez, y R. Lozano. Parametric Robust Stability Analysis for Attitude Control of a Four-rotor mini-rotorcraft. In Proc. of 45th IEEE Conference on Decision and Control, 2006, pages 4957–4962, San Diego, CA, 2006.
- [20] P. Castillo, R. Lozano, y A. E. Dzul. Modelling and Control of Mini-Flying Machines. Springer-Verlag, London, UK, 2005.
- [21] P. Castillo, P. García, R. Lozano, y P. Albertos. Modelado y Estabilización de un Helicóptero con Cuatro Rotores. RIAI Revista Iberoamericana de

- Automática e Informática Industrial, 4(1):41–57, Jan 2007.
- [22] N. Metni, T. Hamel, y F. Derkx. Visual Tracking Control of Aerial Robotic Systems with Adaptive Depth Estimation. In Proc. of the CDC/ECC, pages 6078–6084, Seville, Spain, 2005.
- [23] E. Altug, J. P. Ostrowski, y R. Mahony. Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback. In Proc. of the 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation, pages 72–77, Washington, DC, 2002.
- [24] G. P. Tournier, M. Valenti, J. P. How, y E. Feron. Estimation and Control of a Quadrotor Vehicle Using Monocular Vision and Moiré Patterns. In Proc. of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, August 2006.
- [25] M.D. Shuster, S.D. Oh, Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations. Journal of Guidance and Control, vol. 4, no. 1, pp. 70–77, January–February 1981.
- [26] Leonardo Araujo, Modelling a Quadrotor with Simmechanics. Matlab Central, 10 Dec 2013 at 9:47. URL: <http://www.mathworks.com/matlabcentral/answers/109279-modelling-a-quadrotor-with-simmechanics>
- [27] Acerca de SolidWorks Latinoamérica. Software propietario en español. URL: <http://www.solidworkslatinamerica.com/sw/6453ESS-H>