

Attitude control of a minihelicopter in hover using different types of control

Iñaki Aguirre-Gil¹, Antonio Barrientos² y Jaime Del Cerro²

¹Departamento de Sistemas de Control, Facultad de Ingeniería, Universidad de Los Andes, Mérida, Venezuela. ²Departamento de Automática, Ingeniería Electrónica e Informática Industrial DISAM, Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, España.
E-mails: iaguirre@ula.ve, barrient@etsii.upm.es, jcerro@etsii.upm.es

Abstract

Helicopters exhibit highly nonlinear dynamics with strongly coupled modes. They are very difficult to model and to control. In this paper, a model of the minihelicopter in hovering is proposed and controlled using different types of control strategies: a Linear Quadratic Gaussian (LQG), a Pole Placement and a Proportional-Integral-Derivative (PID) one. The controllers are compared using a performance index in order to select the best one. A test platform is proposed in order to perform tests and avoid helicopter crashes and sensor losses. This paper also describes the ELEVA Architecture (Unmanned Aerial Vehicle for the Inspection of Electrical Power Lines), developed in the Departamento de Automática, Ingeniería Electrónica e Informática Industrial (DISAM) of Universidad Politécnica de Madrid. The ELEVA prototype uses the control strategies presented in the paper.

Key words: Autonomous aerial vehicle, control strategies.

Control de la actitud de un minihelicóptero en vuelo estacionario utilizando diferentes estrategias de control

Resumen

Los helicópteros son sistemas dinámicos no lineales y con modos fuertemente acoplados, por lo que son difíciles de modelar y controlar. En este artículo, un minihelicóptero de radio frecuencia es controlado en vuelo estacionario utilizando diferentes estrategias de control: un Regulador Gaussiano Cuadrático Lineal (LQG), un Regulador mediante Asignación de Polos y un Regulador Proporcional-Integral-Derivativo (PID). Estos controladores se comparan utilizando un índice de rendimiento, para seleccionar el que mejor regula la aeronave en vuelo estacionario. En función de realizar pruebas sin que los operarios y la nave corran riesgos de pérdida, se propone un esquema con una plataforma de prueba. Este artículo adicionalmente describe la arquitectura del prototipo para la Inspección de Líneas Eléctricas de Alta Tensión con un Vehículo Aéreo no tripulado (ELEVA), desarrollado en el Departamento de Automática, Ingeniería Electrónica e Informática Industrial (DISAM) de la Universidad Politécnica de Madrid. El prototipo ELEVA hace uso de los controladores diseñados y presentados en el artículo.

Palabras clave: Vehículo aéreo autónomo, estrategias de control.

1. Introducción

El propósito de este trabajo es comparar estrategias de control con el objetivo de mantener

un minihelicóptero en vuelo estacionario. El vuelo estacionario es uno de los modos más importantes, que hacen a los helicópteros muy útiles para diversos tipos de aplicaciones. El vuelo esta-

cionario consiste en mantener la aeronave en forma estacionaria en el aire con la misma orientación y altitud. Los ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada describen la orientación de la aeronave en el espacio.

Los helicópteros son vehículos aéreos muy difíciles de controlar debido a las no linealidades que presenta, y a que tienen fuertes modos de acoplamiento. Son sistemas complejos con múltiples entradas y múltiples salidas (MIMO). Debido a las dificultades que presentan los sistemas no lineales, resulta de interés el estudio de este tipo de sistemas con diferentes estrategias de control.

Para obtener los datos que provienen de la actitud de la aeronave, resulta necesario construir una arquitectura del sistema que permita conocer la orientación y posición de la aeronave en todo momento. Una vez que se captura la data, el controlador debe generar la acción de control correcta con el objeto de mantener la aeronave en vuelo estacionario.

En las siguientes secciones se presenta la arquitectura del sistema propuesto. Debido al riesgo que implica un minihelicóptero en vuelo y considerando la posibilidad que se estrelle y por consiguiente, la pérdida de los sensores y de la aeronave misma, se propone el uso de una plataforma para el desarrollo inicial de los experimentos. Esta plataforma permite realizar los experimentos con diferentes controladores de una forma segura dentro del Laboratorio del Departamento de Automática, Ingeniería Electrónica e Informática Industrial (DISAM).

2. La Arquitectura del Prototipo ELEVA

En la Figura 1 se muestra la arquitectura del prototipo para la Inspección de Líneas de Alta Tensión con un Vehículo Aéreo no tripulado (ELEVA), en el cual se pueden diferenciar dos subsistemas. Un sistema fijo ubicado en tierra y un sistema móvil ubicado en el aire, comunicados entre sí vía radio.

El subsistema móvil que se encuentra en el helicóptero está compuesto por un computador, dos cámaras de video, sensores inerciales, sensores de altura y dos enlaces radio. El sensor principal que permite realizar la navegación consiste

en una Unidad de Medida Inercial (IMU), que permite determinar la actitud o disposición del helicóptero en el aire. Está compuesta de tres giróscopos de fibra óptica y tres micro acelerómetros. Las aceleraciones angulares y las velocidades angulares son medidas respecto al helicóptero. Las velocidades angulares son integradas por el módulo de software de navegación en función de la determinación de los ángulos de alabeo, cabeceo y de guiñada. Adicionalmente, este módulo transforma las aceleraciones en un marco de referencia inercial y las integra dos veces para conocer la posición relativa. La relación de la ubicación entre la posición del helicóptero y la línea de alta tensión debe ser obtenida por el sistema de visión. Una pequeña computadora tiene la misión de realizar la fusión sensorial, navegación y control de bajo nivel. El estado del helicóptero es enviado a la estación Tierra vía enlace radio para que la información sea llevada al supervisor. Las imágenes de las líneas eléctricas son capturadas por una cámara de video y enviadas a la estación Tierra vía radio para que sean procesadas por el sistema de visión.

La estación Tierra está compuesta por dos computadoras, una de ellas encargada de hacer el control de alto nivel, planificación de tareas y planificación de la ruta de la aeronave, mientras el otro computador realiza el procesamiento de imágenes y genera las correcciones para la navegación, incluido en la caja de Sistema de Visión en la Figura 1. Las dos computadoras de Tierra están conectadas vía red.

Un operador supervisa las operaciones que realiza la aeronave. En caso que ocurra algo inesperado, el operador puede tomar control de la aeronave usando un dispositivo háptico con reflexión de esfuerzos. En este caso, la selección entre el modo de control automático o manual se realiza fácilmente haciendo uso de un simple interruptor ubicado en la consola de emisión de las señales. Adicionalmente existen rutinas de emergencia de control, ubicadas en el sistema móvil, que han de tomar el control de la aeronave en caso de ocurrir situaciones imprevistas, como el caso de pérdida de comunicación entre el sistema Móvil y el sistema Tierra.

Con el fin de probar diferentes algoritmos de control sin que se corra riesgo de accidentes humanos o pérdida de los sensores, se proponen

plataformas de prueba. La plataforma tiene seis grados de libertad y es construida en función de permitir a la aeronave moverse libremente en actitud (disposición de la aeronave en el espacio), movimientos verticales, laterales, longitudinales y orientación. Una unidad de medida inercial es utilizada como sensor principal que permite calcular la actitud del vehículo, su aceleración y velocidad (Figura 2).

En la Figura 2 se muestra la plataforma utilizada para realizar pruebas con el minihelicóptero. Como se puede apreciar tiene 6 grados de libertad, 3 de orientación y 3 de posición, permitiendo el movimiento libre de la aeronave como si

estuviese en el aire, sin afectar sus movimientos y sin correr riesgos de pérdida, tanto de la aeronave y como de la instrumentación. Adicionalmente proporciona la seguridad necesaria a los operarios del sistema cuando se disponen a realizar las pruebas.

La actitud define cómo se encuentra dispuesto el helicóptero en el espacio. Se refiere al conjunto de ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada del helicóptero en un momento determinado. El ángulo de alabeo (Roll) es el ángulo Φ creado por el movimiento del helicóptero cuando éste gira en torno al eje horizontal (eje X). El ángulo de cabeceo (Pitch) es el ángulo Θ creado por el movi-

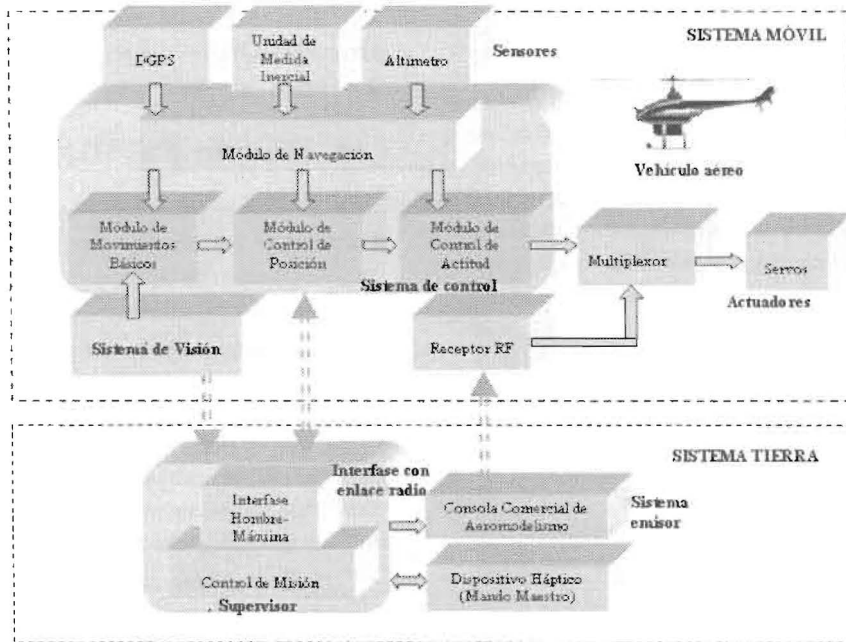


Figura 1. Arquitectura del Prototipo ELEVA.

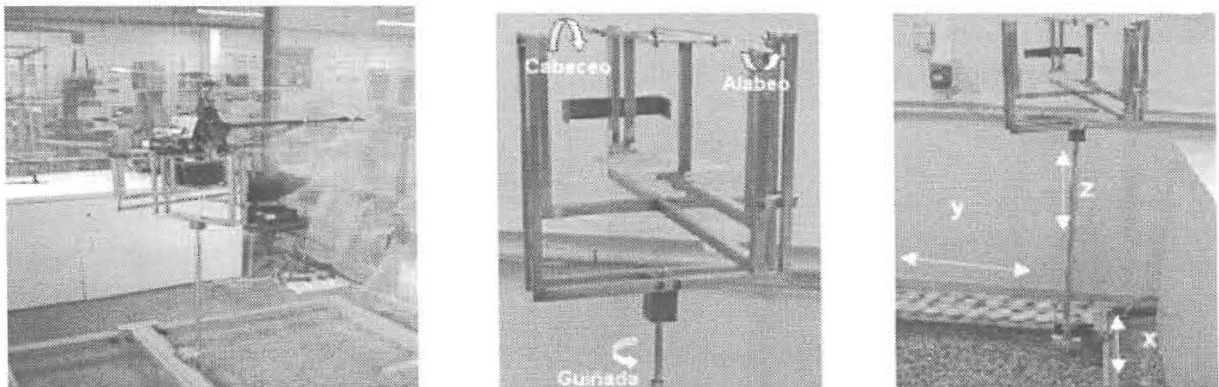


Figura 2. Helicóptero en Plataforma de prueba y plataforma de pruebas.

miento del helicóptero cuando éste gira en torno al eje latitudinal (eje Y). El ángulo de guiñada (Yaw) es el ángulo Ψ creado por el movimiento del helicóptero cuando éste gira en torno al eje vertical (eje Z) (Figura 3).

3. Instrumentación del Prototipo ELEVA

El vehículo aéreo debe interactuar con el ambiente en el que se desenvuelve. Para ello, la aeronave debe poseer una instrumentación a bordo que le permita realizar vuelos estacionarios y misiones de manera autónoma. El prototipo ELEVA (Exploración de Líneas Eléctricas mediante un Vehículo Aéreo Autónomo) utiliza la siguiente instrumentación:

Unidad de medida inercial (IMU). Compuesta por tres acelerómetros y tres giróscopos, es utilizada para la estabilización y navegación de la aeronave. Su misión es proporcionar las medidas necesarias para calcular de forma correcta la actitud, velocidad y posición del helicóptero. El sensor es un cubo de aluminio negro de 14 cm de longitud y con un peso de 1,4 Kg., que se encuentra unido al helicóptero mediante acoplamiento elástico para el filtrado de vibraciones, de forma que las aceleraciones y giros que experimenta el sensor sean iguales a los que experimenta la aeronave.

Cámara de vídeo. Permite capturar las imágenes de interés para enviarlas al computador de visión ubicado en tierra.

Microcontroladores. El microcontrolador Hitachi S7032 fue utilizado inicialmente para realizar la captación de datos y garantizar los tiempos de adquisición. En el futuro llevará los algoritmos de emergencias. Se utiliza un microcontrolador Motorola HC11 para la conversión de la señal PWM enviada a la emisora de radio control.

Computadores. Encargados de realizar las labores de control de la aeronave, presentación de la información al supervisor y el procesamiento de imágenes.

Sistema láser. Utilizado como altímetro.

Enlace radio. Necesario para establecer la comunicación entre el vehículo aéreo y el sistema supervisor ubicado en tierra.

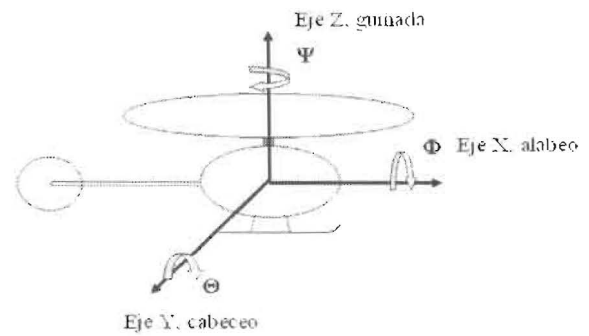


Figura 3. Ejes de giro del helicóptero y ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada.

Red ethernet. Permite la transmisión de datos entre el sistema supervisor de la aeronave y el sistema de visión.

4. Modelo del Minihelicóptero

El primer paso para construir un controlador es el de modelar la dinámica del helicóptero cerca de un punto de funcionamiento, en nuestro caso el vuelo estacionario.

El modelo del helicóptero está basado en trabajos previos realizados por Furuta [1], Johansson [2], Maki [3]. Estos estudios concluyeron que el modelado del helicóptero puede separarse en dos partes. La primera representa la dinámica del rotor principal y la segunda, la dinámica del rotor de cola.

Para realizar esta separación, se requiere considerar las siguientes características:

- El rotor principal está compuesto de dos palas sin movimiento de arrastre.
- El centro de masa del vehículo está localizado bajo el fuselaje del rotor.
- En vuelo estacionario la velocidad angular del rotor es constante.
- El rotor de cola está compuesto por dos palas y su centro de movimiento está localizado en el eje longitudinal del fuselaje.

Los movimientos que se pueden realizar con los helicópteros son variados y muy complejos, en su mayor parte, resultan de mezclas de varios modos de vuelo. A continuación se presenta el modelado del minihelicóptero basado en las suposiciones anteriormente mencionadas.

La dinámica del rotor principal se puede expresar a través de las ecuaciones que se presentan a continuación:

$$\begin{aligned}
 & -\ddot{\Phi} - 2\dot{\Theta}\Omega + \ddot{\beta}_C - 2\dot{\beta}_S\Omega = \\
 & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{2}{3} B^3 R^3 \Omega \theta_0 - \frac{1}{2} B^2 R^2 v \right) (u_F - h\dot{\Theta}) \right] + \\
 & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{1}{3} B^3 R^3 \Omega \beta_0 (v_F + h\dot{\Phi}) \right) \right] + \\
 & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{1}{2} B^4 R^4 \Omega \theta_0 \beta_0 - \frac{1}{3} B^3 R^3 v \beta_0 \right) \dot{\Theta} \right] + \\
 & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[-\frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega \dot{\Phi} + \frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega^2 \theta_S \right] + \\
 & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega (\dot{\beta}_S + \beta_C \Omega) \right] - \frac{2K_B}{I_B} \beta_S \quad (1)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \ddot{\Theta} - 2\dot{\Phi}\Omega + \ddot{\beta}_S - 2\dot{\beta}_C\Omega = \\
 & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{2}{3} B^3 R^3 \Omega \theta_0 - \frac{1}{2} B^2 R^2 v \right) (u_F - h\dot{\Phi}) \right] + \\
 & \frac{2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{1}{3} B^3 R^3 \Omega \beta_0 (u_F - h\dot{\Theta}) \right) \right] + \\
 & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\left(\frac{1}{2} B^4 R^4 \Omega \theta_0 \beta_0 - \frac{1}{3} B^3 R^3 v \beta_0 \right) \dot{\Phi} \right] + \\
 & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[-\frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega \dot{\Theta} + \frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega^2 \theta_C \right] + \\
 & \frac{-2C_{LB}}{I_B} \left[\frac{1}{4} B^4 R^4 \Omega (\dot{\beta}_C + \beta_S \Omega) \right] - \frac{2K_B}{I_B} \beta_C. \quad (2)
 \end{aligned}$$

donde

$$C_{LB} = \frac{1}{2} \rho a c. \quad (3)$$

El movimiento de alabeo, que realiza los movimientos laterales a la izquierda y a la derecha, se representa por:

$$I_\Phi \ddot{\Phi} = -F_{z0} \beta_S h - K_B \beta_S, \quad (4)$$

en la cual

$$F_{z0} = -2C_{LB} \left(\frac{1}{3} B^3 R^3 \theta_0 - \frac{1}{2} B^2 R^2 \Omega v \right). \quad (5)$$

El movimiento de cabeceo, que realiza los desplazamientos hacia delante y hacia atrás, se puede representar como:

$$I_\Theta \ddot{\Theta} = -F_{z0} \beta_C h - 2K_B \beta_C. \quad (6)$$

El movimiento de guiñada permite rotar la aeronave y se representa de la siguiente forma:

$$\begin{aligned}
 I_\Psi \ddot{\Psi} = & \left[-2C_{LB} \left(\frac{c}{2a} B^4 R^4 \Omega - \frac{1}{3} B^3 R^3 v \theta_0 \right) - \right. \\
 & \left. C_{L_i} R_i^2 n \Omega h_i^2 \right] \ddot{\Psi} + \left(\frac{2}{3} C_{L_i} R_i^3 n^2 \Omega^2 \right) \theta_i, \quad (7)
 \end{aligned}$$

en la cual

$$C_{L_i} = \frac{1}{2} \rho a_i c_i. \quad (8)$$

Las variables y parámetros empleados en las ecuaciones 1 a 8 se definen en la Tabla 1.

El vuelo estacionario es uno de los modos de vuelo más útiles que poseen los helicópteros. Se define como un modo de vuelo en el que el helicóptero permanece suspendido en el aire sin variar su actitud y posición, es decir, mantiene los ángulos de alabeo y cabeceo en valores muy próximos a cero y el ángulo de guiñada lo mantiene constante (Figura 4). El realizar vuelo estacionario permite dejar al helicóptero fijo en un sitio determinado. Al no existir inclinación en los ángulos de alabeo y cabeceo, la aeronave queda flotando en el aire. Las condiciones de vuelo estacionario están dadas por:

$$\beta_S = \beta_C = \dot{\beta}_C = \dot{\beta}_S = u_F = v_F = \Phi = \Theta = 0$$

$$\text{y } \Psi = \text{cte}. \quad (9)$$

Acogiendo estas consideraciones, utilizando las condiciones de vuelo estacionario que definen el punto de funcionamiento de la aeronave (linealización en torno al punto de operación), substituyendo los valores de las variables del modelo mostradas en el Apéndice A, y discretizando el sistema cada 20 ms, se obtiene el modelo final

Tabla 1
Descripción de las variables que intervienen en la dinámica del Minihelicóptero

Variable	Descripción	Valor	Unidades
Φ	Ángulo de alabeo		
$\dot{\Phi}$	Velocidad del ángulo de alabeo		
$\ddot{\Phi}$	Aceleración del ángulo de alabeo		
Θ	Ángulo de cabeceo		
$\dot{\Theta}$	Velocidad del ángulo de cabeceo		
$\ddot{\Theta}$	Aceleración del ángulo de cabeceo		
Ψ	Ángulo de guiñada		
$\dot{\Psi}$	Velocidad del ángulo de guiñada		
$\ddot{\Psi}$	Aceleración del ángulo de guiñada		
θ_c	Control del cabeceo (cíclico longitudinal)		
θ_s	Control del alabeo (cíclico lateral)		
θ_t	Control de guiñada (colectivo del rotor de cola)		
θ_0	Control del paso colectivo		
β_c	Ángulo de aleteo del cabeceo (cíclico longitudinal)		
β_s	Ángulo de aleteo del alabeo (cíclico lateral)		
a	Coefficiente de inclinación del rotor principal	5,82	rad ⁻¹
a_t	Coefficiente de inclinación del rotor de cola	3,01	rad ⁻¹
B	Parte del rotor utilizado por la fuerza de despegue	0,941	
c	Anchura de las palas del rotor principal	0,068	m
c_t	Anchura de las palas del rotor de cola	0,03	m
h	Distancia entre el centro de masa del helicóptero y el centro del rotor principal	0,23	m
h_t	Distancia entre el centro de masa del helicóptero y el centro del rotor de cola	0,87	m
I_B	Momento de inercia del rotor principal	0,0169	kg m ²
I_Θ	Momento de inercia del cabeceo	0,2506	kg m ²
I_Φ	Momento de inercia del alabeo	0,0392	kg m ²
I_Ψ	Momento de inercia de la guiñada	0,2294	kg m ²
K_B	Momento respecto al resorte de pala	3,3	N m/rad
R	Radio del rotor principal	0,73	m
R_t	Radio del rotor de cola	0,138	m

Tabla 1 (Continuación)

Variable	Descripción	Valor	Unidades
Ω	Velocidad angular del rotor principal	150	rad/s
ρ	Densidad del aire	1,19	kg/m ³
v	Velocidad inducida del rotor principal	3,38	m/s
v_t	Velocidad inducida del rotor de cola	2,7	m/s
θ_0	Ángulo de cabeceo de las palas principales. Promedio del cabeceo colectivo	0,26	rad
m_F	Masa del vehículo	5	kg
β_0	Promedio del ángulo de aleteo	0,192	rad

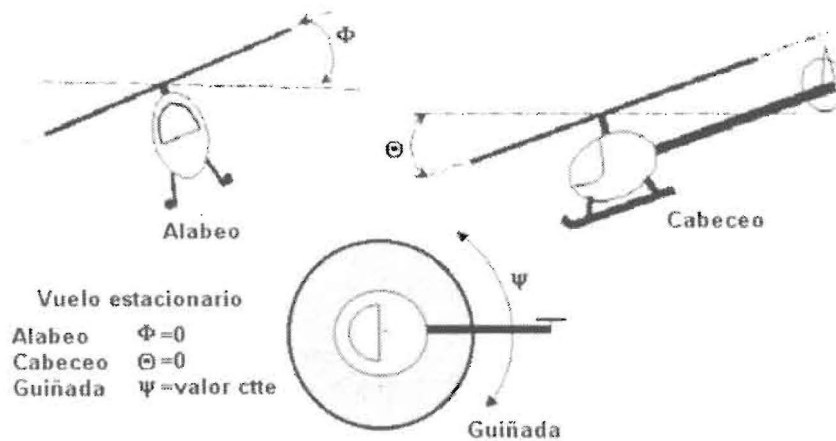


Figura 4. Descripción de los movimientos de alabeo, cabeceo, guiñada y condiciones de vuelo estacionario.

reducido de los movimientos de alabeo, cabeceo y guiñada de la aeronave:

$$\begin{bmatrix} \Phi \\ \dot{\Phi} \\ \Theta \\ \dot{\Theta} \end{bmatrix}_{[n+1]} = \begin{bmatrix} 1 & 0,0199 & 0 & 0,0003 \\ 0 & 0,9911 & 0 & 0,0274 \\ 0 & -0,0018 & 1 & 0,0186 \\ 0 & -0,1745 & 0 & 0,8595 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Phi \\ \dot{\Phi} \\ \Theta \\ \dot{\Theta} \end{bmatrix}_{[n]} + \begin{bmatrix} 0,0485 & 0,0031 \\ 4,9355 & 0,4557 \\ -0,0104 & 0,2960 \\ -1,1646 & 28,874 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \theta_s \\ \theta_c \end{bmatrix} \quad (10)$$

Por otro lado, la guiñada se expresa como:

$$\begin{bmatrix} \Psi \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix}_{[n+1]} = \begin{bmatrix} 1 & 0,0185 \\ 0 & 0,8562 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Psi \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix}_{[n]} + \begin{bmatrix} 0,008 \\ 0,751 \end{bmatrix} \cdot \theta_t \quad (11)$$

El desarrollo completo de esta sección se encuentra en Aguirre-Gil [6].

Luego de realizar la linealización en vuelo estacionario, el modelo lineal propuesto está compuesto de cuatro (4) estados y dos (2) variables de control para los movimientos de alabeo y cabeceo, y (2) estados y una (1) variable de control para la guiñada.

5. Sistema de Control

Un helicóptero tiene seis grados de libertad en sus movimientos. Existen cuatro entradas de control concernientes al vuelo, además del paso de control para la rotación de los rotores. Si se coordinan estas entradas, el helicóptero puede

realizar varios tipos de vuelo: hacia atrás, hacia delante, hacia la izquierda, hacia la derecha, vuelo estacionario, giros en vuelo estacionario, ascensos verticales y descensos. El helicóptero tiene ciertas características que lo hacen difícil de controlar: es un sistema no lineal e inestable, y posee múltiples entradas y acoplamientos.

En miras de solventar el problema, la arquitectura del sistema de control del prototipo ELEVA recae en cuatro leyes de control. En el nivel de control más bajo se encuentra el control de la actitud de la aeronave. Recibe la información de los ángulos de alabeo, cabeceo y guiñada y los compara con las señales de referencia para generar una salida a los servos. Adicionalmente, el rotor de cola tiene un lazo interno de control haciendo uso de un giróscopo.

La robustez es considerada como el requerimiento principal en el control de los minihelicópteros. La acción de control debe proporcionar una respuesta precisa en todo momento, con el fin de minimizar cualquier riesgo de estrellarse la aeronave. La primera meta de control se centra en controlar la actitud de la aeronave (alabeo, cabeceo, guiñada) en vuelo estacionario.

Una vez obtenido el modelo matemático del helicóptero en vuelo estacionario, descrito en el apartado (4), el siguiente paso es proponer el tipo de controlador a ser implementado.

Debido a las características y facilidades de representar el modelo matemático del minihelicóptero en el espacio de estado, la estrategia inicial de control es utilizar un Regulador Cuadrático Gaussiano Lineal (LQG) para controlar los movimientos de alabeo y cabeceo de la aeronave en vuelo estacionario. Inicialmente sólo se dispone de la variable posición, razón por la cual se proce-

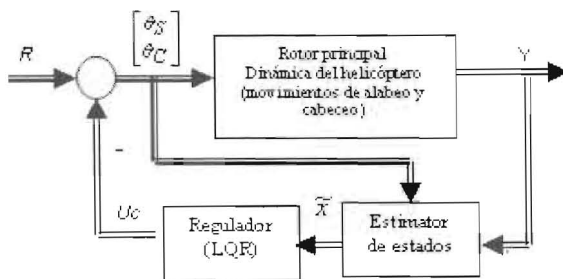


Figura 5. Diagrama de bloques para controlar los movimientos de alabeo y cabeceo.

de a estimar los estados mediante la utilización del Filtro de Kalman. El Regulador Cuadrático Gaussiano Lineal se refiere a un problema de control óptimo para un modelo de planta lineal, con un Control Cuadrático Lineal y un Filtro de Kalman como estimador.

La Figura 5 muestra el diagrama de bloques utilizado para el control de los movimientos de alabeo y cabeceo de la aeronave. Luego de realizar la linealización en vuelo estacionario, el modelo lineal para estos movimientos está compuesto de cuatro (4) estados y dos (2) variables de control. El uso del filtro de Kalman es necesario para calcular la velocidad. Una vez obtenidas las variables de estado, la acción de control es calculada utilizando un Regulador Cuadrático Lineal, como lo describen Barbariol [4] y Persson [5].

Para el ángulo de guiñada se realiza un control interno mediante el uso de un giróscopo piezoeléctrico. En un nivel superior de control se utiliza un regulador proporcional (P). El esquema de control del ángulo de guiñada se muestra en la Figura 6.

6. Resultados

Los controladores diseñados y puestos en funcionamiento en el prototipo real, son capaces de mantener la aeronave en vuelo estacionario como se muestra en la Figura 7. La principal característica del vuelo estacionario es que los ángulos de alabeo y cabeceo deben ser lo más cercano posible a cero. Se puede observar que la orientación de los tres ángulos, correspondientes al alabeo, cabeceo y guiñada mantienen sus valores de referencia en cero grados cometándose un pequeño error. El máximo error cometido por los ángulos de alabeo y cabeceo respecto a la referen-

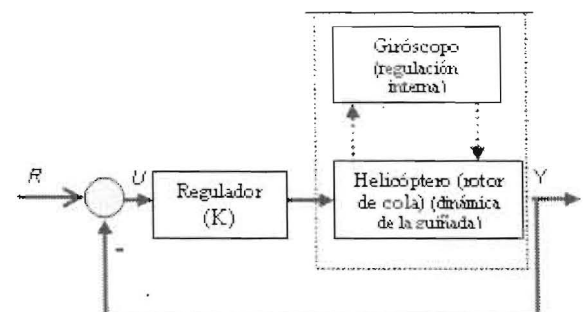


Figura 6. Diagrama de bloques para controlar la guiñada.

cia cero es de 2 grados, aunque en la mayoría de las muestras el error es cercano a cero. En la figura que muestra el comportamiento del ángulo de guiñada se puede apreciar ciertos saltos por periodos cortos de tiempo en donde el valor del ángulo llega a los 3.5 grados y luego mantiene el valor muy cercano a la referencia establecida.

Para evaluar la robustez del controlador, se realizan diversas pruebas sacando al minihelicóptero de su posición de vuelo estacionario. Las perturbaciones impuestas sobre la aeronave se realizaron halando un cable conectado en la plataforma de prueba. Adicionalmente se utilizó un compresor de aire como elemento perturbador. Los resultados obtenidos se muestran en la Figura 8. En esta figura se puede observar que la orientación de la aeronave regresa a sus valores de referencia una vez compensada la perturbación por la acción de la ley de control. Las perturbaciones son introducidas en la muestra cero y en la muestra 400, con un periodo de muestreo

de 20 ms. Las salidas del sistema muestran que los controladores funcionan muy bien, conduciendo al minihelicóptero a la condición de vuelo estacionario. La ley de control tarda 4 segundos en compensar las perturbaciones y llevar el sistema a su estado de referencia.

Los experimentos realizados en esta parte consisten en ubicar el helicóptero en una condición inicial, activar el control para conseguir el vuelo estacionario. Una vez logrado éste, se procede a cambiar el valor de la referencia a seguir. En la Figura 9.a se aprecia cómo el sistema es capaz de seguir la referencia del alabeo especificada de 15 grados. El paso del valor de referencia de 0 grados a 15 grados se realiza en un periodo de tiempo de 2 segundos y luego se estabiliza en la referencia dada. De la misma manera, el sistema responde correctamente al variar la referencia de 15 grados a 0 grados. En la Figura 9.b se puede apreciar como el sistema es capaz de seguir la referencia del ángulo de cabeceo especificada, de

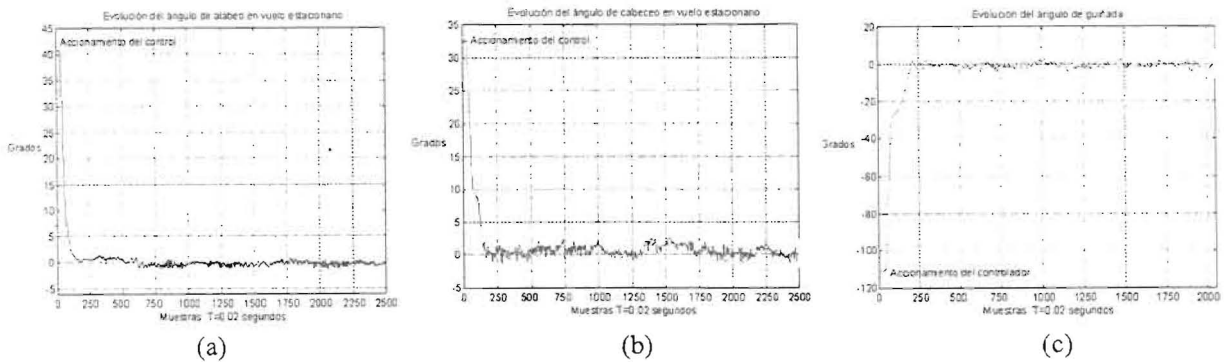


Figura 7. Evolución de los ángulos de alabeo (a), cabeceo (b) y guiñada (c) de la aeronave en vuelo estacionario.

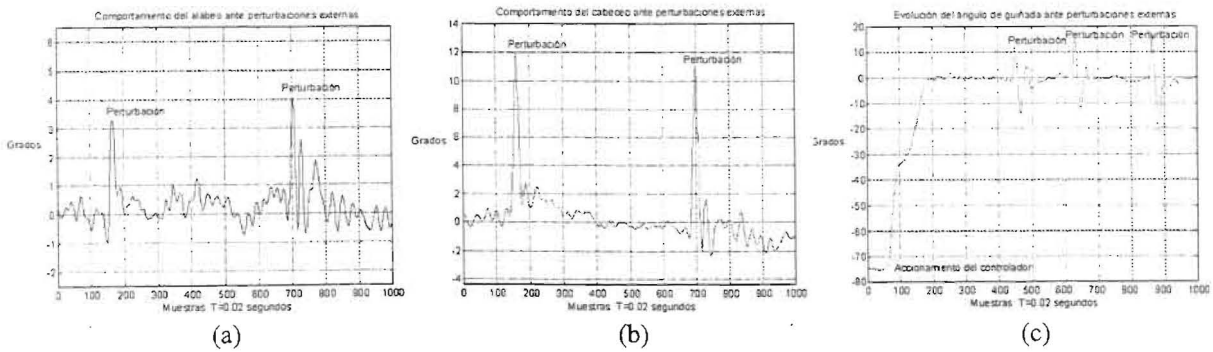


Figura 8. Evolución de los ángulos de alabeo (a), cabeceo (b) y guiñada (c) en presencia de perturbaciones.

15 grados. El paso del valor de referencia de 0 grados a 15 grados se realiza en un periodo de tiempo de 2.2 segundos y luego se estabiliza en la referencia dada. Asimismo, el sistema responde correctamente al variar la referencia de 15 grados a 0 grados en el mismo periodo de tiempo y logra estabilizar el sistema en vuelo estacionario. En la Figura 9.c se muestra la evolución del ángulo de guiñada al cambiar el valor de la referencia de 0 grados a 25 grados, de 25 a 0 grados, de 0 a -25 grados y de 25 grados a 0 grados. El sistema responde correctamente a los cambios de referencia y llega al valor deseado en un tiempo de 1.8 segundos para cada uno de los cambios.

Como se puede apreciar de las Figuras 7, 8 y 9 el Regulador Cuadrático Lineal descrito en Astrom [7] y Burl [8], calculado para los ángulos de alabeo y cabeceo, hace que el sistema se comporte de una forma correcta y sea un sistema robusto ante la presencia de perturbaciones externas. Adicionalmente, el control proporcional del

ángulo de guiñada también se comporta correctamente ante perturbaciones.

Otras estrategias de control se proponen en función de comparar los resultados obtenidos con el regulador LQG. Estas otras estrategias incluyen la técnica de Asignación de Polos y el controlador Proporcional-Integral-Derivativo (PID), descritas ampliamente en Ogata [9] y [10]. Los controladores fueron diseñados para que el sistema respondiera con un tiempo de asentamiento de 2,5 s, un máximo sobredisparo de 10%, condiciones similares a las calculadas con el LQG, en miras de realizar la comparación del desempeño de la aeronave con diversos controladores.

Una vez implementados los controladores vía software en el computador, se procedió a realizar los experimentos capturando los datos de salida. Estos resultados se muestran en las Figuras 10 y 11. Adicionalmente, los reguladores fueron probados para comprobar la robustez del sistema ante perturbaciones externas, los resulta-

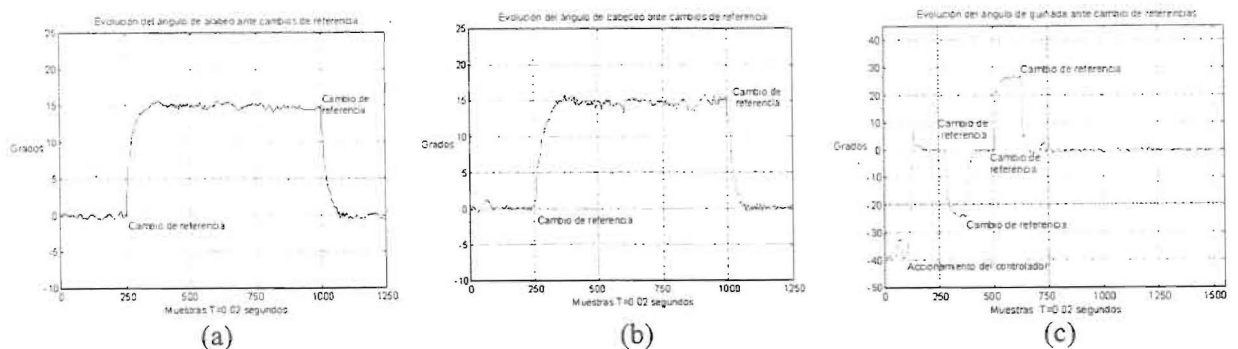


Figura 9. Evolución de los ángulos de alabeo (a), cabeceo (b) y guiñada (c) ante cambios de referencia.

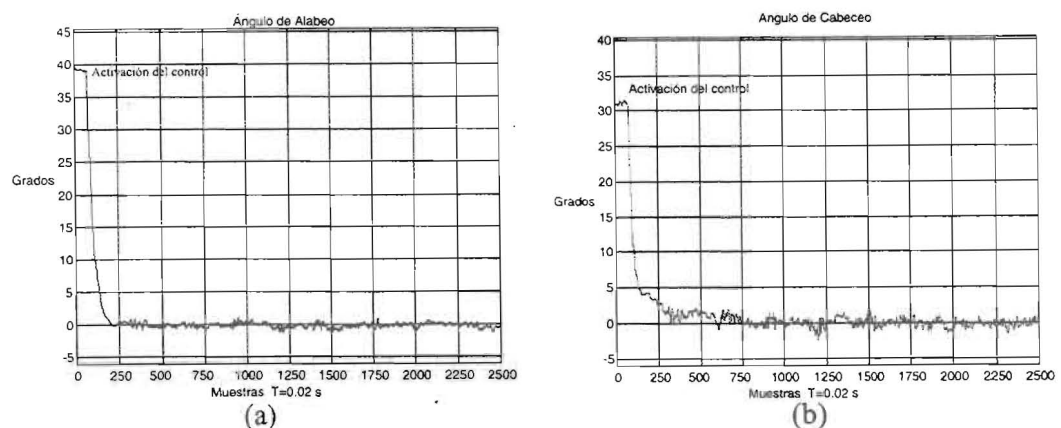


Figura 10. Evolución de los ángulos de alabeo (a) y cabeceo (b) con el PID calculado.

dos obtenidos son satisfactorios pero por razones de espacio no se presentan en este artículo.

Para comparar las diversas estrategias de control implementadas sobre el minihelicóptero (LQG, PID y Asignación de Polos), se realizó el siguiente experimento: con las diversas estrategias de control y las mismas condiciones iniciales se procedió a la activación del controlador para conducir la aeronave a vuelo estacionario y mantenerlo en ella por un periodo de tiempo determinado. Luego de transcurrido algunos segundos se procedió a realizar cambios en las referencias para determinar si el minihelicóptero las seguía. Una vez capturados los datos, se procedió a realizar la comparación a través de un índice de rendimiento. En este caso el índice seleccionado fue el error cuadrático. Los resultados obtenidos al aplicar el índice se muestran en la Tabla 2 obtenida por Aguirre-Gil [6].

7. Conclusiones

En este artículo se presentan diversas estrategias de control para mantener un miniheli-

cóptero en condiciones de vuelo estacionario. El control de la guiñada se realiza con un controlador proporcional y un giróscopo, este control conduce a obtener una respuesta rápida y sin oscilaciones. El control del alabeo y cabeceo se logran implementando diversas estrategias de control como lo son: Control Cuadrático Gaussiano Lineal, Asignación de Polos y controlador Proporcional-Integral-Derivativo, los cuales estabilizan el minihelicóptero en vuelo estacionario.

Con el propósito de examinar la robustez de los controladores, el sistema fue puesto a prueba sometándolo a perturbaciones externas. Los resultados muestran que los controladores implementados son capaces de corregir la orientación de la aeronave y llevarla a la condición deseada de vuelo estacionario.

Para estudiar el desempeño de los diversos controladores, se implementó un índice de rendimiento. De este estudio se puede concluir que el regulador Cuadrático Gaussiano Lineal (LQG) es el que ofrece una mejor respuesta para el control de los ángulos de alabeo y cabeceo.

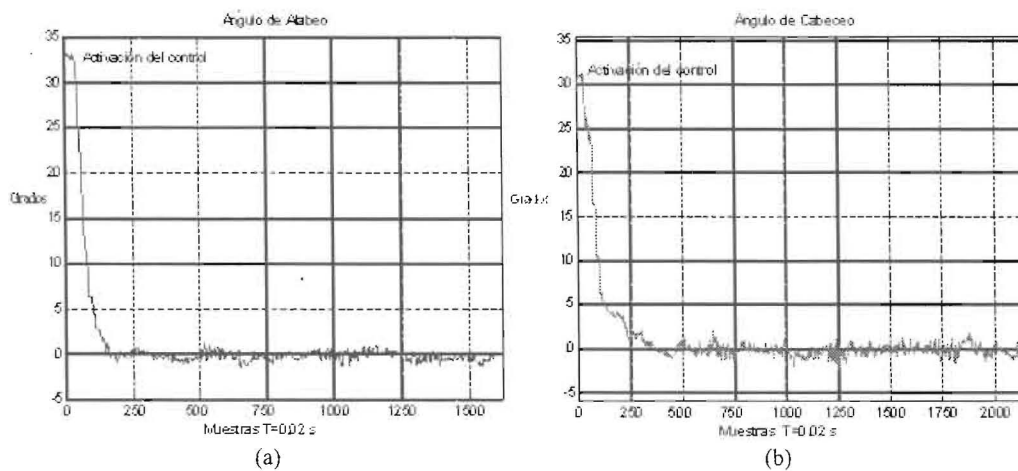


Figura 11. Evolución de los ángulos de alabeo (a) y cabeceo (b) con Asignación de Polos.

Tabla 2
Índice de rendimiento para los movimientos de alabeo y cabeceo

Estrategia de Control	Error cuadrático % (Alabeo)	Error cuadrático % (Cabeceo)
Regulador Cuadrático Gaussiano Lineal (LQG)	2,9799	4,9376
Asignación de Polos	5,7582	4,0909
Controlador Proporcional-Integral- Derivativo (PID)	4,1120	6,6088

Referencias Bibliográficas

1. Furuta K., Y. Ohyama and O. Yamano, 1984, "Dynamics of RC helicopter and control". Elsevier Science Publishers B. V., Mathematics and computers in simulation. XXVI. Netherland, pp. 148-159.
2. Johansson H., 1994, "Modelling av en RC-helicopter". Tesis de Maestría. Linköping Institute of Technology, Linköping University. Sweden.
3. Maki E., 1998, "System Identification and Attitude Control of an R/C Helicopter". Tesis de Honor para B.S. Department of Mathematics and Computer Science, Central Missouri State University. USA.
4. Barbariol F., 1995, "Implementation of an Autonomous Helicopter Flight Controller". Master's Thesis. Linköping Institute of Technology, Linköping University, Sweden.
5. Persson M. and R. Klang, 1997, "Autonomous Flying Helicopter: Attitude Control". Tesis de Maestría. Center for Computer Architecture, Halmstad University. Sweden.
6. Aguirre-Gil I., 2001, "Identificación y Control de un Minihelicóptero en Vuelo Estacionario". Tesis de Doctorado. Universidad Politécnica de Madrid, España.
7. Astrom K. y Wittenmark B., "Computer-Controller Systems: Theory and Design, 3/e". Prentice-Hall. 1997.
8. Burl J., "Linear Optimal Control". Addison Wesley. California, USA. 1999.
9. Ogata K., "Modern Control Engineering". Segunda Edición. Prentice-Hall. USA, 1990.
10. Ogata K., "Discrete-Time Control Systems". Prentice-Hall. USA, 1987.

Recibido el 20 de Abril de 2005

En forma revisada el 06 de Noviembre de 2006