

UAV Flight Comparison Using Backstepping: On-board Data and Observers

Jesus Santiaguillo-Salinas , Eduardo Aranda-Bricaire , and Hiram N. Garcia-Lozano 

Abstract—This paper presents the comparison of performance in flight trajectory tracking for a commercial UAV AR.Drone 2.0, using state observers and on board data. This work seeks to establish that state observers are an alternative to close the control loop in this type of applications. The control strategy proposed for the flight is designed using the Backstepping technique. For the implementation of the control law, knowledge of the position and orientation of the UAV is assumed, therefore, its longitudinal and rotational velocities are estimated either by using observers or data from the combination of inertial and visual measurement of the on-board sensors. In both cases, the designed control strategy makes the UAV converge to the preestablished flight trajectory. However, an analysis of the mean square error between the UAV trajectory with respect to the desired trajectory, gives as a result that, in three of the four compared states, the error obtained with the observer is lower. The theoretical results presented are validated experimentally.

Link to graphical and video abstracts, and to code:
<https://latam.ieceer9.org/index.php/transactions/article/view/9357>

Index Terms—Unmanned Aerial Vehicles, Backstepping Control, State Observer, Trajectory Tracking, AR.Drone 2.0.

I. INTRODUCCIÓN

LA capacidad de realizar vuelos con trayectorias preprogramadas de forma autónoma, ha aumentado la popularidad de los vehículos aéreos no tripulados o UAV's. Dicha capacidad les permite realizar tareas como exploración, riego y transporte de objetos [1]. El cuadricóptero es un tipo de UAV de especial interés debido a que es relativamente fácil de controlar, comparado con otros UAV's, siendo capaces de realizar maniobras agresivas [2], navegación en entornos conocidos y no conocidos [3], realizar tareas de forma cooperativa para la manipulación y transporte de objetos [4]. Sin embargo, su tiempo reducido de vuelo es su principal desventaja [5].

Un cuadricóptero comercial, el AR.Drone 2.0 de Parrot, se ha tomado como plataforma experimental por muchos investigadores debido a su bajo costo y al gran número de sensores a bordo. Este cuadricóptero cuenta con un controlador interno para estabilizarlo, por lo que no se puede utilizar un modelo dinámico genérico en forma directa para su control. En la literatura se pueden encontrar trabajos como [6] y

[7] donde se construyen distintos modelos matemáticos para el AR.Drone a través de pruebas experimentales y en los cuales se implementan diferentes estrategias de control para seguimiento de trayectorias. Diversos trabajos utilizan controladores PID en el AR.Drone. En [8] y [9] se prueban controles PID-GPC y FO-PD, respectivamente, para el seguimiento de trayectorias. En [10] se presenta un control PID para realizar vuelo estacionario. En [11] y [12] se implementan controles PID mediante gradientes descendentes y lógica difusa, respectivamente. En [13] se presenta un PID simple para el caso de pérdida de un actuador. Aunque el AR.Drone es de arquitectura cerrada, en [14] se habla sobre su arquitectura interna. Sin embargo, el valor de los parámetros utilizados está restringido solo para los desarrolladores.

Para cerrar el lazo de control en cuadricópteros es común el uso de filtros y estimadores de estados, esto debido a la presencia de ruido en las mediciones de los sensores o que en algunos casos, no es posible conocer los estados del sistema, ya que no se cuenta con el hardware necesario. En [15], se presenta una linealización por retroalimentación de estados con un observador lineal para el control de un cuadricóptero. En [16], se utilizan observadores no lineales aumentados para estimar las velocidades e incertidumbres en un cuadricóptero cuando se conoce su posición. Para el caso del AR.Drone, se puede encontrar en [17], [18] y [19] el uso de un filtro de Kalman para estimar los estados, a partir de la combinación de datos inerciales y visuales.

Los cuadricópteros presentan dinámicas inestables y son descritos por modelos no lineales, por lo que en búsqueda de mejores resultados, distintas herramientas de control no lineal son utilizadas para controlar o estimar sus estados, entre las cuales se destacan los controles basados en pasividad, modos deslizantes, backstepping, entre otros. En [20] se presenta un control por Backstepping adaptativo robusto optimizado para un UAV en presencia de perturbaciones (ráfagas de viento). Por su parte, en [21] un algoritmo de control por modos deslizantes es utilizado para el seguimiento de trayectoria de un cuadricóptero. Para estimar su pose se utiliza un algoritmo de visión con una cámara monocular y un filtro de Kalman. En [22] se propone un control PD con compensación de gravedad para el seguimiento de trayectoria de un cuadricóptero con una versión modificada de un observador de alta ganancia para una clase especial de sistemas no lineales. En [23] se diseña un control basado en pasividad con un observador de estados que, adicionalmente de estimar los estados filtra el ruido, lo que mejora el desempeño en el seguimiento de trayectorias de un cuadricóptero. Este diseño es validado numéricamente y se compara su desempeño con un control PD con observador

The associate editor coordinating the review of this manuscript and approving it for publication was Alejandro Dzul (*Corresponding author: Jesus Santiaguillo-Salinas*).

Jesus Santiaguillo-Salinas, and H. N. Garcia-Lozano are with Mechatronics Engineering Department, Universidad del Papaloapan, Loma Bonita, Oaxaca, Mexico (e-mails:jsantiaguillo@outlook.com, and garcia.hiram@gmail.com).

E. Aranda-Bricaire is with Electrical Engineering Department, Mechatronics Section, CINVESTAV-IPN, Ciudad de Mexico, Mexico (e-mail:earanda@cinvestav.mx).

en presencia de ruido Gaussiano y senoidal. En [24] se realiza el seguimiento de trayectorias en un cuadricóptero subactuado. Para controlarlo, su modelo principal se divide en dos submodelos: el interno para el control de orientación por modos deslizantes, y el externo para el control de altitud con un observador de estados extendido, lo que reduce el castaño.

El objetivo de este trabajo es establecer, por medio de evidencias experimentales cuantitativas que, bajo las mismas condiciones en el seguimiento de trayectorias realizado por un cuadricóptero comercial de arquitectura cerrada, AR.Drone 2.0, el uso de observadores tipo Luenberger garantiza un mejor desempeño que el utilizar datos a bordo en tres de los cuatro estados analizados. De acuerdo a [14], en el AR.Drone, los datos a bordo son una combinación de datos visuales filtrados y datos aerodinámicos estimados a partir de la medición de los sensores inerciales. Para realizar las pruebas, se utiliza un modelo completo para el AR.Drone construido mediante un modelo dinámico de un cuadricóptero convencional, en conjunto con el modelado de la dinámica interna del AR.Drone. Como estrategia de control no lineal se utiliza Backstepping. Los resultados presentados respaldan el uso de observadores de estado como medio para cerrar el lazo de control en este tipo de UAV's comerciales, con la certeza de que los estados estimados son mejores que los obtenidos por los datos a bordo. El uso de observadores disminuye el número de sensores requeridos para la implementación de las estrategias de control, reduciendo considerablemente los costos, con lo que hace accesible esta tecnología a un mayor número de investigadores.

II. MODELO DINÁMICO DEL AR.DRONE 2.0

II-A. Modelo Dinámico de un Cuadricóptero

A fin de construir el modelo matemático de la dinámica del cuadricóptero, éste se representa como un cuerpo rígido capaz de desplazarse en el espacio, sujeto a una fuerza de sustentación y tres momentos. Considere un marco inercial fijo a la tierra O_e y un marco de referencia fijo al cuerpo del cuadricóptero O_b como se muestra en la Fig. 1. Sea $\xi = [x, y, z]^T$ el vector de posición del centro de masa del cuadricóptero con respecto al marco inercial O_e y el vector $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$ su orientación con respecto a O_b , donde ϕ , θ y ψ son los ángulos de Euler de alabeo, cabeceo y guiñada, respectivamente. Con base en [25] y simplificando la dinámica rotacional de acuerdo a [26], el modelo no lineal completo del cuadricóptero es el siguiente

$$m\ddot{\xi} = RDu - mgD \quad (1a)$$

$$\ddot{\eta} = \tilde{\tau} \quad (1b)$$

con m la masa del cuadricóptero, g la gravedad, $D = [0, 0, 1]^T$ y $R \in SO(3)$ una matriz de rotación que relaciona O_e con O_b , definida como

$$R = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}$$

donde $c_* = \cos*$ y $s_* = \sin*$. Las entradas de control son el empuje principal u y los momentos angulares $\tilde{\tau} = [\tilde{\tau}_\phi, \tilde{\tau}_\theta, \tilde{\tau}_\psi]^T$.

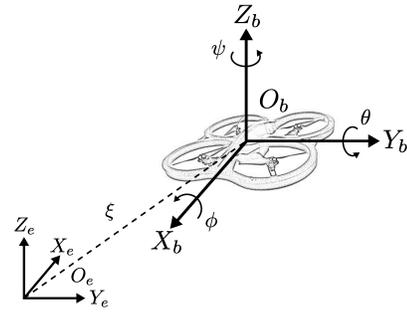


Fig. 1. Esquema de un cuadricóptero.

II-B. Modelado del Controlador Interno del AR.Drone 2.0

El cuadricóptero utilizado en este trabajo es un AR.Drone 2.0 en el cual, un controlador interno es el encargado de posicionarlo en la altura y ángulos solicitados por el operador. La dinámica interna se obtuvo en forma experimental utilizando mínimos cuadrados en el software de cómputo numérico MATLAB. Las relaciones entre entradas de control y salidas se modelaron por medio de funciones de transferencia, de las cuales se obtienen las siguientes ecuaciones diferenciales

$$\ddot{z} = -a_1\dot{z} + a_3u_z = -3.613\dot{z} + 3.384u_z \quad (2a)$$

$$\ddot{\phi} = -b_1\dot{\phi} - b_2\phi + b_3u_\phi = -6.54\dot{\phi} - 25.5\phi - 67.3u_\phi \quad (2b)$$

$$\ddot{\theta} = -c_1\dot{\theta} - c_2\theta + c_3u_\theta = -4.3\dot{\theta} - 28.24\theta + 60.4u_\theta \quad (2c)$$

$$\ddot{\psi} = -d_1\dot{\psi} + d_3u_\psi = -4.225\dot{\psi} + 3.828u_\psi \quad (2d)$$

El operador puede controlar el movimiento del AR.Drone por medio de las entradas u_z , u_ϕ , u_θ y u_ψ . Aquí u_ϕ es el ángulo de referencia en alabeo y u_θ el de cabeceo, las velocidades de ascenso y de rotación en guiñada son u_z y u_ψ , respectivamente.

II-C. Modelo Completo del AR.Drone 2.0

Con el modelo del controlador interno del AR.Drone obtenido, se puede construir un modelo completo a partir de las Eqs. (1a) y (2a)-(2d) dado por

$$\ddot{x} = (g - a_1\dot{z} + a_3u_z) \left(\tan \theta \cos \psi + \frac{\tan \phi}{\cos \theta} \sin \psi \right) \quad (3a)$$

$$\ddot{y} = (g - a_1\dot{z} + a_3u_z) \left(\tan \theta \sin \psi - \frac{\tan \phi}{\cos \theta} \cos \psi \right) \quad (3b)$$

$$\ddot{z} = -a_1\dot{z} + a_3u_z \quad (3c)$$

$$\ddot{\phi} = -b_1\dot{\phi} - b_2\phi + b_3u_\phi \quad (3d)$$

$$\ddot{\theta} = -c_1\dot{\theta} - c_2\theta + c_3u_\theta \quad (3e)$$

$$\ddot{\psi} = -d_1\dot{\psi} + d_3u_\psi \quad (3f)$$

III. DISEÑO DE LA ESTRATEGIA DE CONTROL

III-A. Control de Posición en Altura y Ángulo de Guiñada

Sean $e_z = z - z^d$ y $e_\psi = \psi - \psi^d$ las coordenadas del error, con z^d la posición deseada en altura y ψ^d el ángulo deseado en guiñada. Las dinámicas de los errores en Z y ψ pueden ser escritas como

$$\ddot{e}_z = -a_1\dot{z} + a_3u_z - \ddot{z}^d \quad (4)$$

$$\ddot{e}_\psi = -d_1\dot{\psi} + d_3u_\psi - \ddot{\psi}^d \quad (5)$$

Las Eqs. (4) y (5) representan un sistema lineal e invariante. Entonces, se proponen las siguientes estrategias para el control de la posición en altura y del ángulo de guiñada en el AR.Drone

$$u_z = \frac{1}{a_3} [a_1 \dot{z} - k_{pz} e_z - k_{dz} \dot{e}_z + \ddot{z}^d] \quad (6)$$

$$u_\psi = \frac{1}{d_3} [d_1 \dot{\psi} - k_{p\psi} e_\psi - k_{d\psi} \dot{e}_\psi + \ddot{\psi}^d] \quad (7)$$

con k_{pz} , k_{dz} , $k_{p\psi}$ y $k_{d\psi}$ las ganancias de control, a_1 , a_3 y d_1 , d_3 los coeficientes constantes en las funciones de transferencia para Z y ψ , respectivamente. Debido a que las dinámicas en Z y ψ se encuentran desacopladas del resto del sistema, se deduce que convergen exponencialmente a z^d y ψ^d .

III-B. Control de Posición en el Plano XY

Con las dinámicas de Z y ψ controladas, se procede a diseñar la estrategia de control para el plano XY . El subsistema a controlar está dado por las Eqs. (3a)-(3b) y (3d)-(3e) y es de dimensión 8.

Generalmente, los ángulos θ y ϕ son menores a 3 o 4 grados sexagesimales, en contraste con el ángulo ψ , el cual es mucho mayor. Por tal motivo, es posible utilizar una aproximación lineal de (3a)-(3b) con respecto a θ y ϕ . Asimismo, las dinámicas en Z y ψ son significativamente más rápidas, por lo que, para un tiempo $T \gg 0$, $\ddot{z} \rightarrow 0$ y $\ddot{\psi} \rightarrow 0$ [27]. Bajo estas suposiciones, se propone la siguiente aproximación para la dinámica en el plano XY

$$\dot{\xi}_1 = \xi_2 \quad (8a)$$

$$\dot{\xi}_2 = gA(\psi)\eta_1 \quad (8b)$$

$$\dot{\eta}_1 = \eta_2 \quad (8c)$$

$$\dot{\eta}_2 = -\beta_1 \eta_2 - \beta_2 \eta_1 + \beta_3 u_\eta \quad (8d)$$

donde $\xi_1 = [x, y]^T$, $\xi_2 = [\dot{x}, \dot{y}]^T$, $\eta_1 = [\theta, \phi]^T$, $\eta_2 = [\dot{\theta}, \dot{\phi}]^T$, $u_\eta = [u_\theta, u_\phi]^T$,

$$A(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) \\ \sin(\psi) & -\cos(\psi) \end{bmatrix} \text{ y } \beta_i = \begin{bmatrix} c_i & 0 \\ 0 & b_i \end{bmatrix}, i = 1, 2, 3$$

son matrices cuyos componentes son los coeficientes constantes del modelo del controlador interno del AR.Drone.

La dinámica del error en el plano XY , tomando $u_\eta = \beta_3^{-1} [\beta_1 \eta_2 + \beta_2 \eta_1 + v_\eta]$, resulta

$$\dot{e}_{\xi 1} = e_{\xi 2} \quad (9a)$$

$$\dot{e}_{\xi 2} = gA(\psi)e_{\eta 1} \quad (9b)$$

$$\dot{e}_{\eta 1} = e_{\eta 2} \quad (9c)$$

$$\dot{e}_{\eta 2} = v_\eta - \ddot{\eta}_1^d \quad (9d)$$

con $e_{\xi 1} = \xi_1 - \xi_1^d$, $e_{\xi 2} = \xi_2 - \dot{\xi}_1^d$, $e_{\eta 1} = \eta_1 - \eta_1^d$, $e_{\eta 2} = \eta_2 - \dot{\eta}_1^d$. Aquí ξ_1^d y η_1^d son las trayectorias deseadas para el AR.Drone, en el plano XY y en sus ángulos de alabeo y cabeceo, respectivamente. El sistema es capaz de seguir la trayectoria ξ_1^d de forma adecuada siempre y cuando la trayectoria η_1^d sea definida como una función de la aceleración $\ddot{\xi}_1^d$ como sigue

$$\eta_1^d = \frac{A^{-1}(\psi)}{g} \ddot{\xi}_1^d. \quad (10)$$

Reescribiendo la dinámica del error tenemos

$$\dot{e}_\xi = F_\xi(e_\xi) + B_\xi e_{\eta 1} \quad (11a)$$

$$\dot{e}_{\eta 1} = e_{\eta 2} \quad (11b)$$

$$\dot{e}_{\eta 2} = w_\eta \quad (11c)$$

donde $e_\xi = \begin{bmatrix} e_{\xi 1} \\ e_{\xi 2} \end{bmatrix}$, $F_\xi(e_\xi) = \begin{bmatrix} 0 & I_2 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} e_\xi$ y $B_\xi = \begin{bmatrix} 0 \\ gA(\psi) \end{bmatrix}$, con $I_2 \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$ la matriz identidad y tomando $v_\eta = w_\eta - \ddot{\eta}_1^d$.

Se utiliza la técnica de *Backstepping* para diseñar la estrategia para controlar el movimiento en el plano [28], cuyo proceso de diseño se describe a continuación. Considere el subsistema (11a)-(11b), representado por el diagrama a bloques de la Fig. 2.

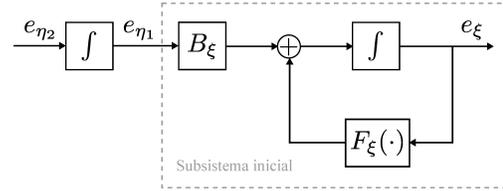


Fig. 2. Subsistema (11a)-(11b).

Este subsistema se puede ver como una conexión en cascada con dos componentes; el primero (subsistema inicial) dado por (11a) con $e_{\eta 1}$ como entrada de control y el segundo dado por el integrador (11b). Se supone que (11a) puede ser estabilizado por un control por retroalimentación de estados $e_{\eta 1} = \alpha_1(e_\xi) = B_\xi^{-1} [-Ke_\xi]$, con $K = \text{diag}(k_p, k_d)$ y el sistema en lazo cerrado $\dot{e}_\xi = F_\xi(e_\xi) + B_\xi \alpha_1(e_\xi) = -He_\xi$, con $H = \begin{bmatrix} 0 & I_2 \\ k_p & k_d \end{bmatrix}$ es asintóticamente estable. Se supone también que se conoce una función de Lyapunov $V_a = \frac{1}{2} e_\xi^T P e_\xi$ que satisface $\dot{V}_a \leq -\frac{1}{2} e_\xi^T Q e_\xi$.

Se obtiene una representación equivalente del subsistema (11a)-(11b) sumando y restando el término $B_\xi \alpha_1(e_\xi)$ como se muestra en el diagrama a bloques de la Fig. 3. Se hace el cambio de variables dado por

$$y_1 = e_{\eta 1} - \alpha_1(e_\xi) \quad (12)$$

que resulta en el subsistema, mostrado en el diagrama a bloques de la Fig. 4,

$$\dot{e}_\xi = -He_\xi + B_\xi y_1 \quad (13a)$$

$$\dot{y}_1 = e_{\eta 2} - \dot{\alpha}_1(e_\xi) \quad (13b)$$

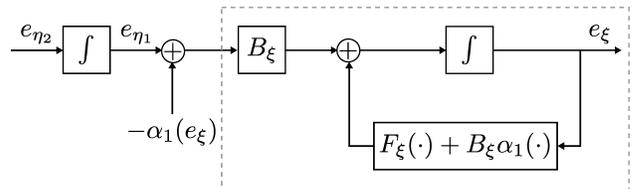


Fig. 3. Representación equivalente del subsistema (11a)-(11b).

De las Fig. 3 y Fig. 4 es posible apreciar como $\alpha_1(e_\xi)$ “retrocede” a través del integrador y su derivada se puede calcular como $\dot{\alpha}_1(e_\xi) = \frac{\partial \alpha_1(e_\xi)}{\partial e_\xi}$.

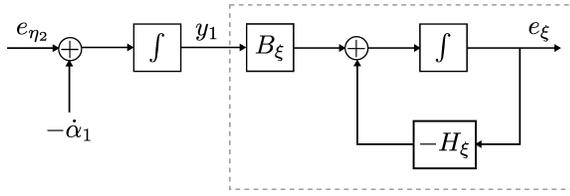


Fig. 4. Subsistema (11a)-(11b) en lazo cerrado con $\alpha_1(\cdot)$ y con cambio de variable.

El componente (13a) ahora tiene un origen asintóticamente estable cuando la entrada es cero. Utilizando

$$V_1 = V_a + \frac{1}{2} y_1^T y_1 \quad (14)$$

como función candidata de Lyapunov obtenemos

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \frac{\partial V_a}{\partial e_{\xi}} [F(e_{\xi})] + \frac{\partial V_a}{\partial e_{\xi}} [B_{\xi} y_1] + y_1^T \dot{y}_1 \\ &\leq -\frac{1}{2} e_{\xi}^T Q e_{\xi} + \frac{\partial V_a}{\partial e_{\xi}} [B_{\xi} y_1] + y_1^T [e_{\eta_2} - \dot{\alpha}_1(e_{\xi})] \end{aligned} \quad (15)$$

Con la elección de

$$e_{\eta_2} = \alpha_2(e_{\xi}, e_{\eta_1}) = \dot{\alpha}_1(e_{\xi}) - \frac{\partial V_a}{\partial e_{\xi}} B_{\xi} - k_1 y_1, \quad (16)$$

con $k_1 > 0$, se tiene

$$\dot{V}_1 \leq \dot{V}_a - y_1^T k_1 y_1 \quad (17)$$

en consecuencia el origen del subsistema (13a)-(13b) es asintóticamente estable, lo que implica que el subsistema (11a)-(11b) también tiene un origen asintóticamente estable.

Hasta este punto se ha realizado un primer paso de Backstepping y se procede a realizar un segundo paso. Para ello, se reescribe el subsistema (13a)-(13b) como

$$\dot{e}_{\xi}^+ = F_{\xi}^+(e_{\xi}^+) + B_{\xi}^+ e_{\eta_2} \quad (18)$$

con $e_{\xi}^+ = \begin{bmatrix} e_{\xi} \\ e_{\eta_1} \end{bmatrix}$, $F_{\xi}^+(e_{\xi}^+) = \begin{bmatrix} F_{\xi} & B_{\xi} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} e_{\xi}^+$ y $B_{\xi}^+ = \begin{bmatrix} 0 \\ I_2 \end{bmatrix}$.

Considerando ahora el subsistema extendido (18)-(11c) tenemos nuevamente una conexión en cascada con dos componentes, donde el primero puede ser estabilizado por la estrategia de control (16) a partir del análisis realizado en (15), por lo que este componente es asintóticamente estable; y el segundo está dado por el integrador (11c). Se obtiene una representación equivalente del sistema completo (18)-(11c) sumando y restando el término $B_{\xi}^+ \alpha_2(e_{\xi}, e_{\eta_1})$ y haciendo el cambio de variables dado por

$$y_2 = e_{\eta_2} - \alpha_2(e_{\xi}, e_{\eta_1}) \quad (19)$$

resulta

$$\dot{e}_{\xi}^+ = \left[F_{\xi}^+(e_{\xi}^+) + B_{\xi}^+ \alpha_2(e_{\xi}, e_{\eta_1}) \right] + B_{\xi}^+ y_2 \quad (20a)$$

$$\dot{y}_2 = w_{\eta} - \dot{\alpha}_2(e_{\xi}, e_{\eta_1}) \quad (20b)$$

Utilizando

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} y_2^T y_2 \quad (21)$$

como función candidata de Lyapunov obtenemos

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \frac{\partial V_1}{\partial e_{\xi}^+} \left[F_{\xi}^+(e_{\xi}^+) \right] + \frac{\partial V_1}{\partial e_{\xi}^+} \left[B_{\xi}^+ y_2 \right] + y_2^T \dot{y}_2 \\ &\leq -\frac{1}{2} e_{\xi}^T Q e_{\xi} - y_1^T k_1 y_1 + \frac{\partial V_1}{\partial e_{\xi}^+} \left[B_{\xi}^+ y_2 \right] \\ &\quad + y_2^T [w_{\eta} - \dot{\alpha}_2(e_{\xi}, e_{\eta_1})] \end{aligned} \quad (22)$$

Eligiendo

$$w_{\eta} = \dot{\alpha}_2(e_{\xi}, e_{\eta_1}) - \frac{\partial V_1}{\partial e_{\xi}^+} B_{\xi}^+ - k_2 y_2, \quad (23)$$

con $k_2 > 0$, se tiene

$$\dot{V}_2 \leq \dot{V}_1 - y_2^T k_2 y_2 \quad (24)$$

y por lo tanto el origen del subsistema extendido (18)-(11c) es asintóticamente estable, lo que implica que el sistema completo (11a)-(11b)-(11c) también tiene un origen asintóticamente estable.

Después del segundo paso de Backstepping y con las correspondientes sustituciones, se tiene que, la estrategia para controlar el movimiento del AR.Drone en el plano es la siguiente

$$u_{\eta} = \beta_3^{-1} [\beta_1 \eta_2 + \beta_2 \eta_1 + \ddot{\eta}_1^d + w_{\eta}] \quad (25)$$

con $w_{\eta} = -K_1 e_{\xi_1} - K_2 e_{\xi_2} - K_3 e_{\eta_1} - K_4 e_{\eta_2}$ y

$$K_1 = \frac{A^{-1}(\psi)}{g} [k_p + k_2 b g^2 + k_2 k_1 k_p]$$

$$K_2 = \frac{A^{-1}(\psi)}{g} [b g^2 + k_1 k_p + k_d + k_2 k_p + k_2 c g^2 + k_2 k_1 k_d]$$

$$K_3 = k_p + k_1 k_d + c g^2 + I_2 + k_2 k_d + k_2 k_1$$

$$K_4 = k_2 + k_1 + k_d$$

las ganancias de control que dependen de los parámetros provenientes del diseño con la técnica de Backstepping.

Proposición 1: Considere el subsistema para la dinámica en el plano XY (3a)-(3b)-(3d)-(3e) y el control (25). Entonces, para el sistema en lazo cerrado (3a)-(3b)-(3d)-(3e)-(25), el AR.Drone tiende de forma asintóticamente local a la trayectoria deseada en el plano XY, i.e. $\lim_{t \rightarrow \infty} (\xi_1(t) - \xi_1^d(t)) = 0$, y a los ángulos deseados de alabeo y cabeceo, i.e. $\lim_{t \rightarrow \infty} (\eta_1(t) - \eta_1^d(t)) = 0$.

Demostración. El procedimiento de diseño con la técnica de Backstepping asegura convergencia asintótica del sistema en lazo cerrado (8a)-(8d)-(25), donde (8a)-(8d) es una aproximación de primer orden de (3a)-(3b)-(3d)-(3e). Por lo tanto, se garantiza convergencia asintótica de forma local para el sistema en lazo cerrado (3a)-(3b)-(3d)-(3e)-(25). ■

IV. DISEÑO DEL OBSERVADOR DE ESTADOS

Un observador de Luenberger permite reconstruir los estados de un sistema dinámico, a partir de las mediciones de las entradas y salidas del mismo. El diseño del observador de estados presentado en esta sección se basa en [29]. Se reescribe

aquí $I_8 \in \mathbb{R}^{8 \times 8}$ es una matriz identidad y $\tilde{e}_{\xi\eta} = e_{\xi\eta} - \hat{e}_{\xi\eta} = \tilde{x}_{\xi\eta}$. Dado que $H_{\xi\eta 1} + H_{\xi\eta 2} = H_{\xi\eta}$ y $H_{\xi\eta 1} - G_{\xi\eta 1} = A_{\xi\eta}$ finalmente se tiene

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_{\xi\eta} \\ \dot{\tilde{e}}_{\xi\eta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{\xi\eta} & -H_{\xi\eta 2} \\ 0 & A_{\xi\eta} - L_{\xi\eta} C_{\xi\eta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_{\xi\eta} \\ \tilde{e}_{\xi\eta} \end{bmatrix} \quad (36)$$

Como la matriz de coeficientes del sistema Eq. (36) es triangular superior por bloques, sus valores propios corresponden a los valores propios de los bloques en la diagonal principal, en este caso $H_{\xi\eta}$ y $A_{\xi\eta} - L_{\xi\eta} C_{\xi\eta}$. Dado que las matrices $H_{\xi\eta}$ y $A_{\xi\eta} - L_{\xi\eta} C_{\xi\eta}$ son Hurwitz, los valores propios pertenecen al semiplano complejo izquierdo, lo que garantiza que tanto el sistema controlado como el observador sean asintóticamente estables. Como consecuencia, el sistema completo también lo es, y por lo tanto, los errores de observación, así como los errores de seguimiento, convergen a cero. ■

Nota 3: Se procede en forma similar para el análisis del control con observador, en el caso de las dinámicas en Z y ψ .

VI. EXPERIMENTACIÓN

VI-A. Plataforma Experimental

Las estrategias diseñadas en este trabajo, se validan experimentalmente en la plataforma mostrada en la Fig. 6.

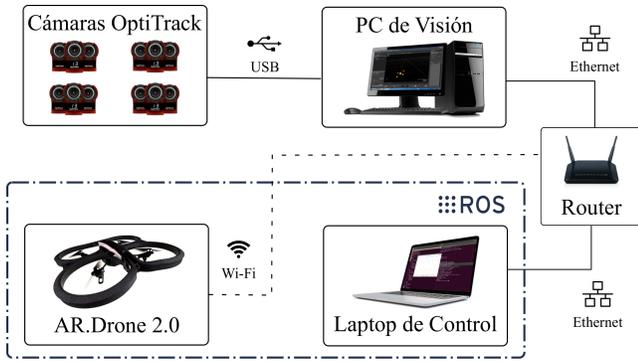


Fig. 6. Plataforma para experimentos.

Su funcionamiento se describe a continuación. El desplazamiento en el espacio XYZ y el ángulo de guiñada ψ se obtiene del sistema de visión, constituido por 12 cámaras OptiTrack Flex 13, con procesamiento en tiempo real, conectadas a una PC Windows 7 Core i3 con el software Motive, diseñado para el rastreo con alta precisión de objetos en 6 DOF.

Los datos de rastreo del AR.Drone en Motive se envían a través de una red LAN por Ethernet a una Laptop Ubuntu 12.04 Core i5 con ROS Fuerte Turtle. ROS es un conjunto de librerías especializadas para el control de robots, en donde se calculan las señales de control que son enviadas vía Wi-Fi, sobre la misma red LAN, al AR.Drone. Los ángulos de alabeo ϕ y cabeceo θ , se obtienen de los datos a bordo del AR.Drone.

Para la obtención de las velocidades en Z y ψ se emplean los observadores diseñados en este trabajo, debido a que un fallo en el firmware del AR.Drone no da acceso a la velocidad en Z , mientras que para el ángulo y la velocidad en ψ , las lecturas son erróneas, ya que se toman de un magnetómetro que está sujeto a errores conocidos en este tipo de sensores dados por variación, desvío, inclinación magnética, viraje y aceleración.

VI-B. Experimentos y Comparación de Desempeño

Se presentan dos experimentos, uno utilizando las velocidades en x , y , ϕ y θ obtenidas de los datos a bordo del AR.Drone y el otro, las velocidades estimadas por los observadores. Para los experimentos presentados en este trabajo se llevaron a cabo los siguientes pasos. Primero, se procedió a despegar al AR.Drone y de ahí, ponerlo en vuelo hover por algunos segundos; cabe mencionar que estas acciones se realizan en lazo abierto, por lo que no es posible establecer una posición inicial en concreto. Posteriormente, se inicia con el seguimiento de trayectoria. Finalmente, se coloca una vez más en vuelo hover y se aterriza.

La trayectoria deseada en el plano XY es una Lemniscata de Geronno dada por $\xi_1^d(t) = [1.0 \cos(\frac{2\pi t}{T}), 0.5 \sin(\frac{4\pi t}{T})]^T$ con un periodo de $T = 60$ s. Se tiene una altura y un ángulo de guiñada constantes, con $z^d = 1$ m y $\psi^d = 0^\circ$. Las ganancias de control son: $K_1 = 9$, $K_2 = 15$, $K_3 = 0.9$, $K_4 = 0.4$, $k_{pz} = 6.5$, $k_{dz} = 5$, $k_{p\psi} = 8.5$, $k_{d\psi} = 5.5$ y las ganancias del observador: $l_{\xi 1} = \text{diag}(2, 2)$, $l_{\xi 2} = \text{diag}(2, 2)$, $l_{\eta 1} = \text{diag}(11.698, 15.698)$, $l_{\eta 2} = \text{diag}(49.3852, 104.1772)$, $l_z = \text{diag}(4.837, 16.7006)$, $l_\psi = \text{diag}(11.771, 78.2204)$.

Para la comparación de desempeño solo se toman en cuenta las salidas x , y , ϕ y θ , ya que para ambos experimentos, en el control de la dinámica en z y ψ , se utilizaron observadores. La Fig. 7 muestra las trayectorias en el plano XY . Se puede observar un mejor desempeño con los observadores diseñados. La desviación al final de la trayectoria (Observadores) se atribuye a dinámicas no modeladas del AR.drone.

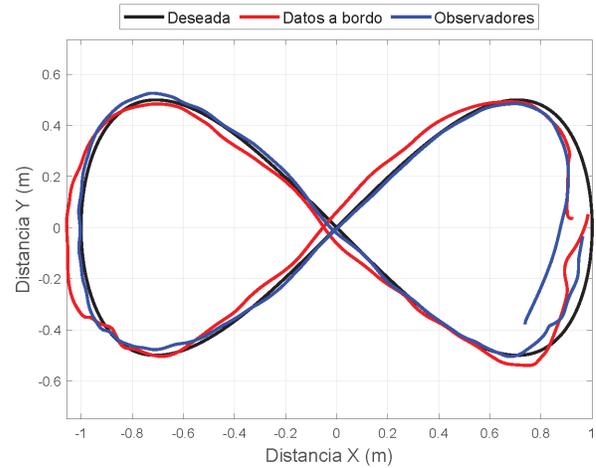


Fig. 7. Comparación de las trayectorias del AR.Drone.

Las Figs. 8 y 9 muestran los errores de posición y orientación durante el seguimiento de trayectoria. Para la comparativa de los errores se considera la respuesta en estado estacionario del sistema y se obtiene la raíz de la desviación cuadrática media (RMSE) para cada uno, los cuales se presentan en el Cuadro I.

Se puede apreciar que, la medida de dispersión del error para tres de los cuatro estados comparados es menor cuando se utiliza la estrategia de control con observadores, teniendo esta un mejor desempeño en el seguimiento que al utilizar los

TABLA I
RMSE PARA x, y (m), ϕ Y θ (rad)

	Datos a bordo	Observadores
e_x	0.0474	0.0307
e_y	0.0261	0.0230
e_ϕ	0.0066	0.0056
e_θ	0.0057	0.0064

datos a bordo. Las Figs. 10, 11 y 12 presentan las velocidades longitudinales en x y y , las velocidades angulares ϕ y θ , y las entradas de control u_ϕ y u_θ , respectivamente.

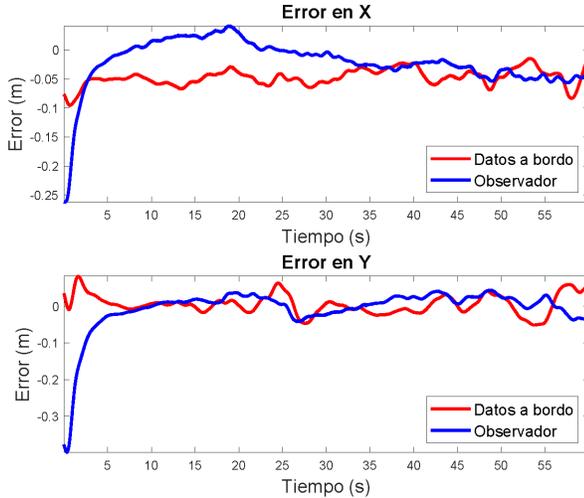


Fig. 8. Comparación de los errores de posición.

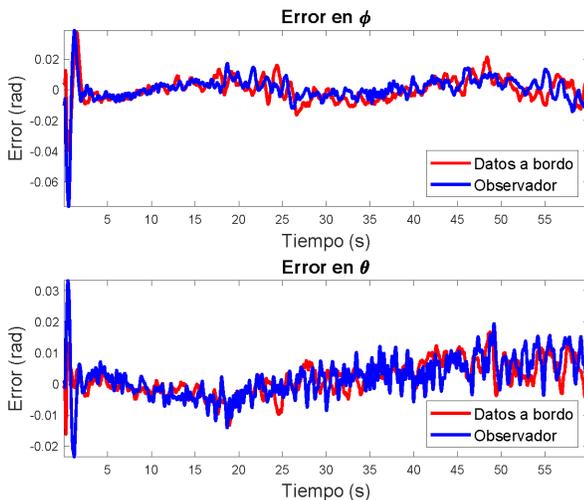


Fig. 9. Comparación de los errores de orientación.

De la Fig. 10, se puede ver que la velocidad longitudinal en x estimada con el observador es más cercana a la deseada, pero con más oscilaciones, lo que implica una mayor magnitud del error en θ , siendo esto acorde con el RMSE calculado.

Los resultados experimentales obtenidos con la estrategia de control por Backstepping con Observador (CBO) presentados en este trabajo son comparados con 2 de los resultados

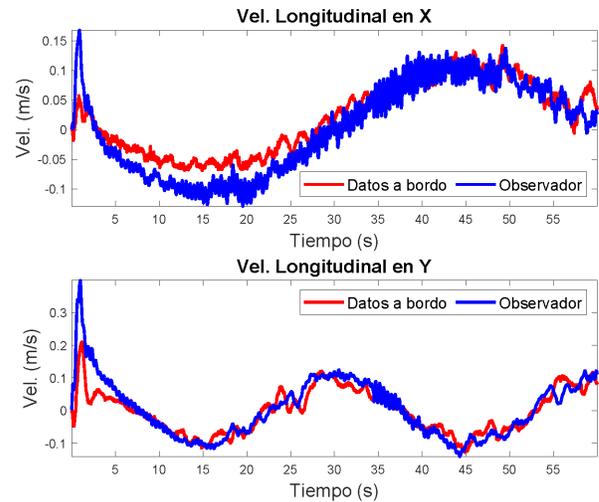


Fig. 10. Comparación de las velocidades longitudinales.

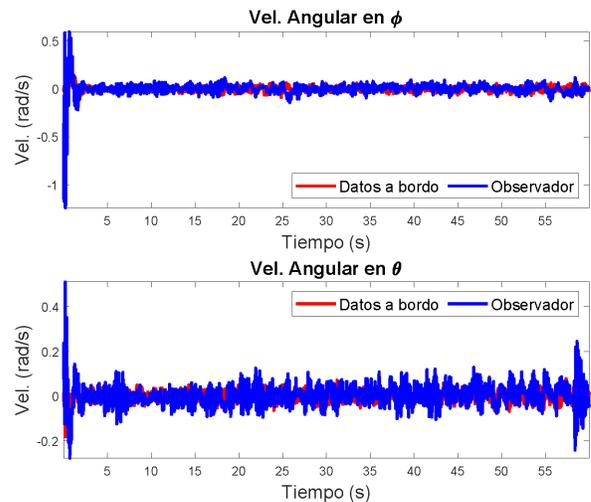


Fig. 11. Comparación de las velocidades angulares.

numéricos presentados en [21] en donde se utiliza un modelo matemático para el AR.Drone: el Caso 2, con un cuasi control por modos deslizantes; y el Caso 3, con un cuasi control por modos deslizantes asintótico en función de la integral de la función signo de la superficie deslizante.

Los datos se presentan en el Cuadro II. Se puede apreciar que, a pesar de que los resultados en [21] son en simulaciones numéricas, los resultados experimentales presentados en este trabajo tienen un mejor desempeño, teniendo un error acumulado menor. Para la comparativa, se utilizan los índices de la integral del error cuadrático (ISE) y de la integral del valor absoluto del error (IAVE) para x, y, z y ψ .

A pesar de que en [21] también se tienen resultados experimentales, la comparativa se realiza con las simulaciones, ya que los índices del error solo los presentan para estas últimas. Los índices ISE y IAVE que ocupan, indican que tanto se puede mejorar el desempeño en ese parámetro, mientras que la RMSE que se ocupa en la comparativa en el uso de sensores contra observadores de este trabajo da una medida del error

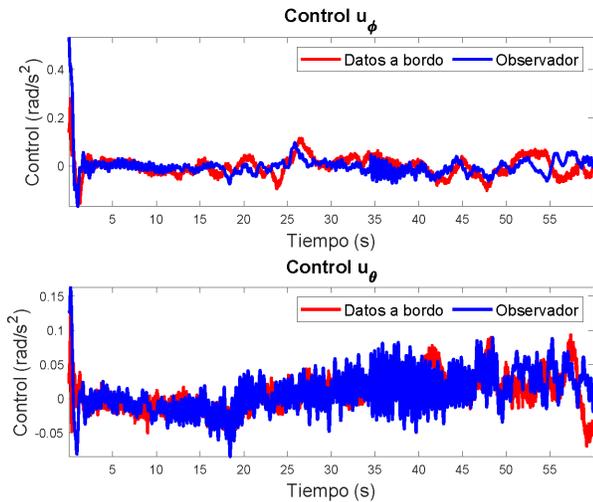


Fig. 12. Comparación de las entradas de control.

TABLA II
COMPARATIVA DE DESEMPEÑO CON LOS RESULTADOS DE [21] PARA x, y (m), ϕ Y θ (rad)

	Índice ISE			Índice IAVE		
	CBO	Caso 2	Caso 3	CBO	Caso 2	Caso 3
e_x	0.1244	1.6841	2.6816	1.8523	4.9272	7.9468
e_y	0.2162	1.8898	2.9468	1.8262	5.5610	8.3888
e_z	0.0282	0.3565	0.3565	0.3944	1.1204	1.1704
e_ψ	0.0221	0.0284	0.0284	0.8280	0.2407	0.2407

presente.

VII. CONCLUSIONES

En este trabajo se presenta una comparación experimental del desempeño de seguimiento de trayectorias de vuelo para un cuadricóptero AR.Drone 2.0 empleando dos métodos distintos para la obtención de las velocidades longitudinales y rotacionales: utilizando los datos a bordo del AR.Drone y observadores de estados. Se presenta la construcción de un modelo completo para el AR.Drone, así como el diseño de una estrategia de control utilizando el método de Backstepping. Los datos a bordo utilizados combinan datos visuales filtrados y datos aerodinámicos estimados a partir de la medición de los sensores inerciales. Para el caso de la estimación de estados se demuestra la convergencia del error de observación. Una Lemniscata de Geronon en el plano XY, con altura y ángulo de guiñada constantes, fue la trayectoria de referencia para evaluar los métodos presentados. Se comparan los errores de seguimiento de trayectoria en estado estacionario para cada una de las siguientes salidas x, y, ϕ y θ . La cuantificación de este error se reportó mediante la raíz de la desviación cuadrática media utilizando los datos a bordo y los estimados por el observador. De este análisis, es claro que en tres de los cuatro estados comparados, esta medida del error es menor cuando se utiliza la estrategia de control con observadores. No se reportan los errores para la dinámica en Z y ϕ , debido a que para todos los experimentos, estos estados fueron estimados con observadores. Se tienen resultados locales, ya

que provienen de una aproximación de primer orden del modelo completo del AR.Drone.

Con respecto al experimento con datos observados podemos concluir que, aún cuando se demuestra teóricamente que los errores de observación convergen a cero y el AR.Drone logra el seguimiento de trayectorias, en los resultados experimentales obtenidos se registran errores que oscilan dentro de una vecindad muy cercana a cero, del orden de centímetros. Estas pequeñas oscilaciones se pueden considerar aceptables para este tipo de UAV y pueden atribuirse a perturbaciones aerodinámicas no medibles, efectos no lineales, turbulencias, a errores ocasionales en alguna medición en la plataforma experimental (cámaras) y/o a la cuantización de las mediciones.

Se ha comprobado en [30] que, el consumo de energía de un cuadricóptero aumenta con su peso, lo que reduce su autonomía ya que se necesita más potencia para los rotores. Considerando que la capacidad de cómputo necesaria para realizar la estimación de las velocidades, ya sea por medio de observadores o por la combinación de datos a bordo, es similar, el montaje y uso de sensores a bordo incrementa el gasto de energía del cuadricóptero. Por lo tanto, el uso de observadores de estados, para cerrar el lazo de control, garantiza mayor autonomía del cuadricóptero, en los casos cuando los sensores puedan ser deshabilitados o desmontados.

Finalmente se puede concluir que, para este tipo de UAV's, el uso de observadores, en conjunto con la estrategia de control por Backstepping, mantiene un error en el seguimiento de trayectorias aceptable, reduciendo el consumo en potencia y garantizando un mejor desempeño en el vuelo.

Como trabajo futuro, se plantea utilizar el modelo completo del AR.Drone, a partir del cual se diseñará una estrategia de control no lineal empleando observadores no lineales para la estimación de las velocidades longitudinales y rotacionales. Con ello, se pretende mejorar el desempeño del vuelo y obtener resultados más generales. Así mismo, se propone integrar un sistema multi-robot aéreo y diseñar estrategias para lograr la coordinación de movimiento en este tipo de sistemas, particularmente, para lograr vuelo en formación.

REFERENCIAS

- [1] H. González-Jorge, J. Martínez-Sánchez, M. Bueno, and P. Arias, "Unmanned aerial systems for civil applications: A review," *Drones*, vol. 1, p. 2, jul 2017. DOI: <https://doi.org/10.3390/drones1010002>.
- [2] D. Mellinger, N. Michael, and V. Kumar, "Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors," *International Journal of Robotics Research*, 2012. DOI: <https://doi.org/10.1177/0278364911434236>.
- [3] M. Blonsch, S. Weiss, D. Scaramuzza, and R. Siegwart, "Vision based mav navigation in unknown and unstructured environments," *2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 21–28, 2010. DOI: <https://doi.org/10.1109/ROBOT.2010.5509920>.
- [4] N. Michael, J. Fink, and V. Kumar, "Cooperative manipulation and transportation with aerial robots," *Autonomous Robots*, vol. 30, pp. 73–86, 2010. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10514-010-9205-0>.
- [5] S. N. Ghazbi, Y. Aghli, M. Alimohammadi, and A. A. Akbari, "Quadrotors unmanned aerial vehicles: A review," *International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems*, vol. 9, pp. 309–333, jan 2016. DOI: <https://doi.org/10.21307/ijssis-2017-872>.
- [6] P. Falcón, A. Barreiro, and M. D. Cacho, "Modeling of parrot ardrone and passivity-based reset control," *2013 9th Asian Control Conference (ASCC)*, pp. 1–6, 2013. DOI: <https://doi.org/10.1109/ASCC.2013.6606362>.

- [7] A. Hernandez, C. Copot, R. De keyser, T. Vlas, and I. Nascu, "Identification and path following control of an ar.drone quadrotor," *2013 17th International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC)*, pp. 583–588, 2013. DOI: <https://doi.org/10.1109/ICSTCC.2013.6689022>.
- [8] R. M. Criado and F. R. Rubio, "Autonomous path tracking control design for a comercial quadcopter," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 48, no. 9, pp. 73–78, 2015. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2015.08.062>.
- [9] R. Cajo, C. Copot, C. M. Ionescu, R. De Keyser, and D. Plaza, "Fractional order pd path-following control of an ar. drone quadrotor," *2018 IEEE 12th International Symposium on Applied Computational Intelligence and Informatics (SACI)*, pp. 291–296, 2018. DOI: <https://doi.org/10.1109/SACI.2018.8440944>.
- [10] T. Zhao and H. Jiang, "Landing system for ar.drone 2.0 using onboard camera and ros," *2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC)*, pp. 1098–1102, 2016. DOI: <https://doi.org/10.1109/CGNCC.2016.7828941>.
- [11] V. Babu, K. Das, and S. Kumar, "Designing of self tuning pid controller for ar drone quadrotor," *18th International Conference on Advanced Robotics (ICAR)*, pp. 167–172, 2017. DOI: <https://doi.org/10.1109/ICAR.2017.8023513>.
- [12] A. Prayitno, V. Indrawati, and I. I. Trusulaw, "Fuzzy gain scheduling pid control for position of the ar.drone," *International Journal of Electrical and Computer Engineering (IJECE)*, vol. 8, no. 4, pp. 1939–1946, 2018. DOI: <https://doi.org/10.11591/ijece.v8i4.pp1939-1946>.
- [13] A. Merheb, H. Noura, and F. Bateman, "Emergency control of ar drone quadrotor uav suffering a total loss of one rotor," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 22, no. 2, pp. 961–971, 2017. DOI: <https://doi.org/10.1109/TMECH.2017.2652399>.
- [14] P. J. Bristeau, F. Callou, D. Vissière, and N. Petit, "The navigation and control technology inside the ar.drone micro uav," *18th IFAC World Congress*, 2011. DOI: <https://doi.org/10.3182/20110828-6-IT-1002.02327>.
- [15] A. Mokhtari, N. K. M'Sirdi, K. Meghriche, and K. Belaidi, "Feedback linearization and linear observer for a quadrotor unmanned aerial vehicle," *Advanced Robotics*, vol. 20, no. 1, pp. 71–91, 2012. DOI: <https://doi.org/10.1163/156855306775275495>.
- [16] X. Wang and B. Shirinzadeh, "Nonlinear augmented observer design and application to quadrotor aircraft," *Nonlinear Dynamics*, vol. 80, no. 3, pp. 1463–1481, 2015. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11071-015-1955-y>.
- [17] L. Vago-Santana, A. Santos-Brandão, M. Sarcinelli-Filho, and R. Carelli, "A trajectory tracking and 3d positioning control for the ar.drone quadrotor," *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 756–767, 2014. DOI: <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2014.6842321>.
- [18] M. F. Sani and G. Karimian, "Automatic navigation and landing of an indoor ar. drone quadrotor using aruco marker and inertial sensors," *2017 International Conference on Computer and Drone Applications (ICONDA)*, pp. 102–107, 2017. DOI: <https://doi.org/10.1109/ICONDA.2017.8270408>.
- [19] S. Ponte, G. Ariante, U. Papa, and G. D. Core, "An embedded platform for positioning and obstacle detection for small unmanned aerial vehicles," *Electronics*, vol. 9, p. 1175, jul 2020. DOI: <https://doi.org/10.3390/electronics9071175>.
- [20] M. Kazim, A. T. Azar, A. Koubaa, and A. Zaidi, "Disturbance-rejectionbased optimized robust adaptive controllers for uavs," *IEEE Systems Journal*, vol. 15, pp. 3097–3108, June 2021. DOI: <https://doi.org/10.1109/jsyst.2020.3006059>.
- [21] J. Montoya-Morales, M. Guerrero-Sánchez, G. Valencia-Palomo, O. Hernández-González, F. López-Estrada, and J. Hoyo-Montaño, "Real-time robust tracking control for a quadrotor using monocular vision," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 237, pp. 2729–2741, Feb. 2023. DOI: <https://doi.org/10.1177/09544100231158265>.
- [22] O. Hernández-González, M.-E. Guerrero-Sánchez, M. Farza, T. Ménard, M. M'Saad, and R. Lozano, "High gain observer for a class of nonlinear systems with coupled structure and sampled output measurements: application to a quadrotor," *International Journal of Systems Science*, vol. 50, pp. 1089–1105, Mar. 2019. DOI: <https://doi.org/10.1080/00207721.2019.1589596>.
- [23] M.-E. Guerrero-Sanchez, O. Hernandez-Gonzalez, G. Valencia-Palomo, F.-R. Lopez-Estrada, A.-E. Rodriguez-Mata, and J. Garrido, "Filtered observer-based ida-pbc control for trajectory tracking of a quadrotor," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 114821–114835, 2021. DOI: <https://doi.org/10.1109/access.2021.3104798>.
- [24] J. Xiao, "Trajectory planning of quadrotor using sliding mode control with extended state observer," *Measurement and Control*, vol. 53, pp. 1300–1308, June 2020. DOI: <https://doi.org/10.1177/0020294020927419>.
- [25] K. P. Valavanis and G. J. Vachtsevanos, eds., *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Springer Netherlands, 2015. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-90-481-9707-1>.
- [26] L. R. García-Carrillo, A. E. Dzul-López, R. Lozano, and C. Pégard, "Modeling the quad-rotor mini-rotorcraft," in *Quad Rotorcraft Control, Advances in Industrial Control*, ch. 2, pp. 23–34, Springer London, 2013. DOI: https://doi.org/10.1007/978-1-4471-4399-4_2.
- [27] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, "The quad-rotor rotorcraft," in *Modelling and Control of Mini-Flying Machines, Advances in Industrial Control*, ch. 3, Springer London, 2005. DOI: https://doi.org/10.1007/1-84628-179-2_3.
- [28] P. V. Kokotovic, "The joy of feedback: nonlinear and adaptive," *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 12, no. 3, pp. 7–17, 1992. DOI: <https://doi.org/10.1109/37.165507>.
- [29] D. Luenberger, "An introduction to observers," *IEEE Transactions on Automatic Control*, pp. 751–752, 1971. DOI: <https://doi.org/10.1109/TAC.1971.1099826>.
- [30] S. Choi, S. Huh, S. Lee, H. Kim, S. Woo and S. Ahn, "Drone wireless charging station using multiple transmitter coils of different sizes with degrees of freedom in the air gap," *2021 24th International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS)*, pp. 722–726, 2021. DOI: <https://doi.org/10.23919/icems52562.2021.9634472>.



Jesus Santiaguillo-Salinas was born in Mexico on March 1986. He received his M.Sc. and Ph.D. degrees in Electrical Engineering from Center for Research and Advanced Studies of the National Polytechnic Institute (CINVESTAV), Mexico, in 2012 and 2017, respectively. His research interests include mobile robotics and motion coordination problems with non-collision for multi-agent system. Currently, Dr. Santiaguillo-Salinas holds a Full Professor-Researcher Position at the Mechatronics Department of the Papaloapan University, Mexico.



Eduardo Aranda-Bricaire was born in Mexico City. He obtained the M.Sc Degree from Center for Research and Advanced Studies of the National Polytechnic Institute (CINVESTAV), Mexico, in 1991, and the Ph.D. Degree from Ecole Centrale de Nantes and Université de Nantes, France in 1994. Dr. Aranda-Bricaire's research interests include Nonlinear Control Theory, Mobile Robotics, Multi-Agent Robot Systems and Discrete-Event Systems. Dr. Aranda-Bricaire has served as President of the Mexican Association of Automatic Control, the corresponding National Member Organization of the International Federation of Automatic Control (IFAC). Currently, Dr. Aranda-Bricaire holds a Full Professor Position at the Mechatronics Section of the CINVESTAV, Mexico.



Hiram N. Garcia-Lozano was born in Mexico State. He received his M.Sc. and Ph.D. degrees in Automatic Control from Center for Research and Advanced Studies of the National Polytechnic Institute (CINVESTAV), Mexico, in 2002 and 2007, respectively. Dr. Garcia-Lozano's research interests include robotics, mobile robotics and control systems. Currently, Dr. Garcia-Lozano holds a Full Professor-Researcher Position at the Mechatronics Department of the Papaloapan University, Mexico.