

## MODELADO Y CONTROL DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO HÍBRIDO

Lucas Genzelis\* Marina Murillo\* Leonardo Giovanini\*

\* Instituto de Investigación en Señales, Sistemas e Inteligencia  
Computacional, *sinc(i)*, UNL, CONICET, Ciudad Universitaria  
UNL, 4to piso FICH, (S3000) Santa Fe, Argentina -  
{lgenzelis,mmurillo,lgiovanini}@sinc.unl.edu.ar

**Resumen:** Para aprovechar las ventajas provistas por los UAVs tipo avión y tipo multirrotor, se propone modelar y controlar un vehículo aéreo no tripulado híbrido (UAV-H) tipo sistema dual con capacidad de *morphing*. Para ello, se desarrolla un modelo matemático del mismo y se diseña un controlador predictivo que permita su operación autónoma. Tanto el modelo como el controlador son evaluados mediante simulaciones computacionales, obteniéndose resultados satisfactorios.

**Palabras Claves:** UAV híbrido, modelo matemático, control predictivo

### 1. INTRODUCCIÓN

Un vehículo aéreo no tripulado (UAV) es un vehículo capaz de volar sin la presencia de un piloto a bordo. Es usual la utilización de sistemas de control avanzados para dotar a estos vehículos de cierto nivel de autonomía, permitiendo la ejecución de un plan de vuelo sin la asistencia de un operador (Valavanis, 2008). Los UAVs pueden implementarse a través de dos tipos de vehículos aéreos: aviones o multirrotores (Chovancová *et al.*, 2014). De acuerdo al tipo empleado, el UAV resultante presenta características dinámicas y prestaciones (autonomía, maniobrabilidad, capacidad de carga, etc.) muy diferentes. Los aviones son capaces de recorrer grandes distancias empleando poca energía, gracias a la sustentación provista por sus alas, de modo que estos UAVs tienen una gran autonomía. Sin embargo, las maniobras necesarias para relevar información son muy complicadas o requieren de sistemas de control demasiado complejos, y su desempeño suele ser pobre. Por otro lado, los multirrotores se caracterizan por su maniobrabilidad, su capacidad de despegue y aterrizaje vertical (VTOL) y su capacidad de vuelo estacionario (*hovering*), lo que los hace particularmente aptos para la recolección de información en un punto determinado. Pero estas cualidades tienen como contrapartida un

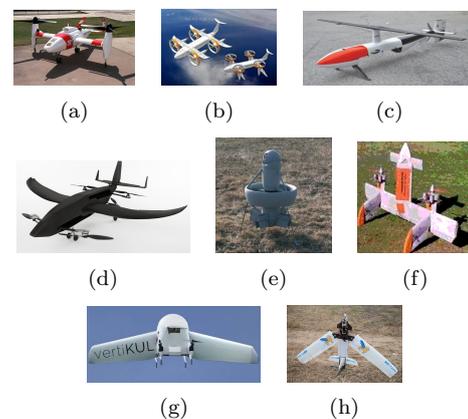


Figura 1. Distintos tipos de UAVs híbridos

consumo elevado de energía, debido a que la sustentación es provista sólo por las hélices, lo cual se traduce en una autonomía y velocidad de desplazamiento reducidas. Dados los requerimientos operacionales que pueden presentarse en diferentes misiones, surge la necesidad de contar con un vehículo con una funcionalidad híbrida que aproveche las ventajas provistas por ambos tipos de vehículos.

Los UAVs híbridos (UAV-H) suelen clasificarse en dos tipos: *convertiplanes* y *tail-sitters* (Saeed *et al.*, 2015). Cada uno de ellos, a su vez, se subdivide según el mecanismo utilizado para modificar su

configuración. Dentro de los *convertiplanes* están los que modifican la orientación de sus rotores manteniendo sus alas fijas (*tilt-rotor*) (Fig. 1(a)), aquéllos que fijan los rotores a las alas y las rotan para modificar su orientación (*tilt-wing*) (Fig. 1(b)), aquéllos que permiten la rotación de las alas a modo de hélices (*rotor-wing*) (Fig. 1(c)) y los sistemas duales (Fig. 1(d)), los cuales combinan las capacidades de los aviones y los multirrotores. Dentro de los *tail-sitters* se encuentran los *ducted-fan* (Fig. 1(e)), en los cuales un gran ventilador forma el cuerpo del vehículo, aquéllos que realizan las transiciones usando superficies de control (*control surface transitioning tail-sitters*) (Fig. 1(f)), aquéllos que utilizan el empuje diferencial de sus múltiples rotores (*differential thrust transitioning tail-sitters*) (Fig. 1(g)) y los que reconfiguran sus alas según el modo de vuelo (*reconfigurable wings*) (Fig. 1(h)). De acuerdo al reciente *review* presentado por Saeed *et al.* (2015), el área que involucra a los UAVs híbridos está cobrando un mayor auge y es de gran interés tanto en la industria aeroespacial como en las comunidades académica e industrial (Argyle *et al.*, 2013; Theys *et al.*, 2015; Krossblade, 2016). Sin embargo, el modelado de UAV-H tipo *rotor-wing*, alas reconfigurables y sistemas duales no ha recibido atención en la literatura especializada (Saeed *et al.*, 2015).

Por otro lado, el diseño de sistemas de control para UAVs híbridos tampoco ha sido extensamente estudiado y dicha temática se encuentra en crecimiento. Existen publicaciones sobre las distintas técnicas de control utilizadas para controlar algunos tipos de UAV-H. Por ejemplo, se han implementado técnicas de control como PID en UAV-H tipo *ducted-fan* (Argyle *et al.*, 2013), *tilt-rotors* (Yanguo and Huanjin, 2009) y *tilt-wings* (Çetinsoy *et al.*, 2011). Técnicas de control más modernas como LQR, *backstepping*, *gain-scheduling*, *nonlinear dynamic inversion* (NDI) y MPC han sido utilizadas para controlar UAV-H tipo *tilt-rotors* (Papachristos *et al.*, 2013), *tail-sitters* (Knoebel and McLain, 2008) y *ducted-fans* (Tekinalp *et al.*, 2009). Sin embargo, no se han encontrado trabajos que traten sobre el control de UAV-H tipo sistema dual.

En consecuencia, el propósito de este trabajo consiste en: i) la obtención de un modelo matemático de un UAV-H tipo sistema dual con capacidad de *morphing*<sup>1</sup>, y ii) el diseño de su sistema de control automático. De esta forma, se pretende obtener y controlar un UAV-H que combine la capacidad de maniobrabilidad de un multirrotor, la eficiencia energética de un avión y la posibilidad

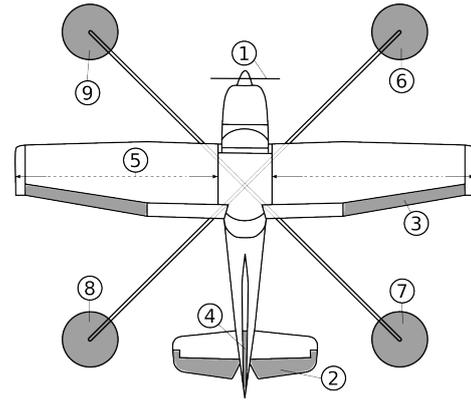


Figura 2. UAV-H propuesto y actuadores

de desplegar y contraer sus alas para lograr una máxima eficiencia en vuelo.

El presente trabajo se organiza de la siguiente manera: en la Sección 2 se presenta la obtención del modelo matemático del UAV-H propuesto. En la Sección 3 se presenta la técnica de control utilizada para controlar el vehículo. Los resultados obtenidos se muestran en la Sección 4. Finalmente, en la Sección 5 se presentan las conclusiones obtenidas y se proponen trabajos futuros.

## 2. EL MODELO

La geometría del UAV-H tipo sistema dual a modelar coincide con aquella de un avión al cual se le han agregado los cuatro rotores de un multirrotor (Fig. 2). En este trabajo, para modelar dicho UAV-H se asume que el mismo está compuesto por dos subsistemas independientes: un avión y un multirrotor. En consecuencia, el modelo del UAV-H propuesto puede obtenerse sumando las contribuciones dinámicas de ambos subsistemas. Siguiendo el procedimiento empleado en la mayoría de los trabajos del área (Saeed *et al.*, 2015), el modelado se realiza utilizando diferentes marcos de referencia y planteando las ecuaciones de Newton-Euler, en función de las fuerzas y momentos totales que actúan sobre el UAV-H.

### 2.1 Marcos de referencia

En este trabajo se utilizan los siguientes marcos de referencia:

- *Marco inercial*: se utiliza aquí el sistema convencional *ned* (north-east-down), donde el eje  $x^i$  apunta hacia el norte, el eje  $y^i$  hacia el este y el eje  $z^i$  hacia abajo.
- *Marco del vehículo*: el cual rota junto con el cuerpo de manera que el eje  $x^v$  siempre está alineado con la nariz del vehículo, el eje  $y^v$  con el ala derecha, y el  $z^v$  se ubica de forma de tener un sistema ortogonal derecho.

<sup>1</sup> El término *morphing* se utiliza para indicar que existe un cambio en la geometría del UAV. En este trabajo, el UAV-H a modelar tiene la capacidad de modificar sus alas.

- *Marco aerodinámico*: el eje  $x_a$  positivo se ubica de forma que apunte en la misma dirección que la velocidad del vehículo, y su orientación se describe mediante los ángulos de ataque  $\alpha$  y de deslizamiento  $\beta$ .

Para realizar las transformaciones entre los diferentes sistemas coordenados en este trabajo se utilizan cuaterniones, ya que los mismos permiten representar las transformaciones de forma sencilla a la vez que evitan la singularidad conocida como "gimbal lock" (Bekir, 2007).

La actitud del vehículo se puede representar entonces a través de un cuaternión unitario de la forma  $\hat{q} = \langle q_0, \mathbf{u} \rangle$ , donde  $q_0$  es la parte escalar del cuaternión y  $\mathbf{u} = (q_1, q_2, q_3)$  es su parte vectorial. Para obtener la representación  $\mathbf{p}^i$  de un vector  $\mathbf{p}$  en el sistema inercial a partir de su representación  $\mathbf{p}^v$  en el marco del vehículo, se utiliza el producto de cuaterniones:  $\langle 0, \mathbf{p}^i \rangle = \hat{q} \langle 0, \mathbf{p}^v \rangle \hat{q}^*$ , donde  $\hat{q}^*$  representa el conjugado del cuaternión  $\hat{q}$ . La relación entre el marco aerodinámico y el marco del vehículo se obtiene a partir de una matriz de rotación  $\mathbf{M}_a^v$ , definida en función de los ángulos de ataque y deslizamiento (Murillo, 2014).

## 2.2 Las variables de estado

Para representar en todo momento el estado completo del vehículo, se adopta el siguiente vector de estados:

$$\mathbf{x} = (n^i, e^i, h^i, u, v, w, q_0, q_1, q_2, q_3, p, q, r)^T, \quad (1)$$

donde  $n^i, e^i, h^i$  denotan la posición (norte, este y altura) del centro de masa del vehículo expresada en el marco de referencia inercial;  $u, v, w$  son las componentes del vector velocidad  $\mathbf{v}$  del centro de masa respecto del marco del vehículo;  $q_0, q_1, q_2, q_3$  denotan las componentes del cuaternión de actitud del vehículo;  $p, q, r$  corresponden a las componentes del vector velocidad angular expresadas según el marco del vehículo.

Para relacionar el vector velocidad expresado en el marco inercial,  $\mathbf{v}^i = (\dot{n}^i, \dot{e}^i, -\dot{h}^i)$ , con su representación en el marco del vehículo,  $\mathbf{v}^v = (u, v, w)$ , se utiliza el cuaternión de actitud  $\hat{q}$ :

$$\langle 0, (\dot{n}^i, \dot{e}^i, -\dot{h}^i) \rangle = \hat{q} \langle 0, (u, v, w) \rangle \hat{q}^*, \quad (2)$$

Por otra parte, la relación entre la velocidad angular  $(p, q, r)$  y la evolución del cuaternión de actitud en el tiempo  $\dot{\hat{q}}$  puede obtenerse como (Coutsias and Romero, 2004)

$$\dot{\hat{q}} = \frac{1}{2} \hat{q} \langle 0, (p, q, r) \rangle. \quad (3)$$

## 2.3 Los controles

El UAV híbrido propuesto consta de nueve actuadores, que se han señalado en la Fig. 2:

- (1) *th*: porcentaje de la fuerza máxima posible generada por el rotor de empuje,  $0 \leq th \leq 1$ .
- (2), (3), (4):  $\delta_e, \delta_a, \delta_r$ : ángulo de deflexión de elevador, alerón y timón de cola,  $-\pi/3 \leq \delta_i \leq \pi/3, i = e, a, r$ .
- (5) *l*: longitud alar, expresada como un porcentaje de la longitud máxima posible,  $0 \leq l \leq 1$ .
- (6)-(9)  $\Omega_0, \Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ : porcentaje de la fuerza máxima posible generada por cada rotor vertical,  $0 \leq \Omega_i \leq 1, i = 0, 1, 2, 3$ .

En consecuencia, el vector de entradas de control se adopta como

$$\mathbf{u} = (th, \delta_e, \delta_a, \delta_r, l, \Omega_0, \Omega_1, \Omega_2, \Omega_3)^T. \quad (4)$$

## 2.4 Fuerzas y momentos generados por un avión

Este subsistema fue modelado utilizando como base el modelo del avión Cessna 172. Se tomó esta decisión debido a que éste es uno de los aviones más populares en la literatura, lo cual facilita la obtención del modelo matemático y sus correspondientes parámetros. Sin embargo, en estos modelos las fuerzas y momentos suelen expresarse en función de la velocidad total del vehículo  $v_t$ , el ángulo de ataque  $\alpha$  y el ángulo de deslizamiento  $\beta$ . Por lo tanto, debe hallarse la relación entre estas variables y las variables de estado del sistema. Puesto que  $v_t$  es el módulo del vector velocidad, se tiene

$$v_t = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (5)$$

Además, dado que en el marco aerodinámico el eje  $x_a$  tiene la misma dirección que el vector velocidad, se tiene que  $(u, v, w)^T = M_a^v(v_t, 0, 0)^T$ . A partir de esta ecuación, es fácil obtener

$$\alpha = \arctan(w/u) \quad (6)$$

$$\beta = \arcsin(v/\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}) \quad (7)$$

Las fuerzas aerodinámicas  $\mathbf{F}_{aero}^v$  y los momentos aerodinámicos  $\mathbf{M}_{aero}^v$  generados por las superficies de sustentación se calculan como en Murillo (2014), en función de  $v_t, \alpha$  y  $\beta$  y de los controles  $\delta_e, \delta_a$  y  $\delta_r$ . Además, estos valores dependen de la envergadura y superficie alar del avión, que se calculan multiplicando el control  $l$  por los valores nominales de estas magnitudes en el Cessna 172. Por otro lado, la fuerza generada por el rotor de empuje  $\mathbf{F}_{emp}^v$  se calcula a partir del control  $th$ .

En general, la dependencia de las fuerzas y momentos aerodinámicos respecto de  $\alpha$  y  $\beta$  no pueden expresarse de forma cerrada. En lugar de eso, se dispone de tablas (obtenidas mediante simulaciones CFD o pruebas en túneles de viento) que dan los valores de los coeficientes aerodinámicos para ciertos valores de  $\alpha$  y  $\beta$ . Usualmente, estas tablas se utilizan interpolando

linealmente según los valores de estos ángulos, y saturando los valores extremos cuando los ángulos no se encuentran dentro de los rangos cubiertos por las tablas. Aquí se ha optado por realizar la interpolación mediante *splines*, de manera que el modelo que se obtenga sea diferenciable. Como condición de borde de las *splines*, se exige que su primera derivada se anule, de forma que la transición de los parámetros a sus valores de saturación sea suave.

## 2.5 Fuerzas y momentos generados por un multirroto

Existen muchos modelos de multirrotores disponibles en la literatura. Aquí se utiliza el desarrollado por Bresciani (2008) y se realizan algunas modificaciones sobre el mismo. Puesto que el vehículo es pequeño en comparación al Cessna 172 que se consideró en el punto anterior, sus parámetros se escalan de forma que ambos modelos tengan magnitudes similares (en particular, se realiza el escalado de forma que la envergadura alar coincida con la distancia entre rotores verticales diametralmente opuestos). Se obtiene así la fuerza  $\mathbf{F}_m^v$  y el momento  $\mathbf{M}_m^v$ , en función de los controles  $\Omega_i$ ,  $i = 0, 1, 2, 3$ .

## 2.6 Combinación de los subsistemas avión y multirroto

Para combinar los aportes de ambos subsistemas, debe definirse la forma en que se calculan la fuerza total y el momento total a partir de la dinámica de ambos subsistemas. En primer lugar podría pensarse simplemente en sumar las fuerzas y momentos correspondientes. El problema que se presenta es que el modelo utilizado para la dinámica del subsistema avión (en particular, los parámetros con los que se cuenta) sólo tiene sentido si la componente  $u$  de la velocidad del centro de masa del vehículo es positiva, y si es suficientemente grande en comparación a las componentes  $v$  y  $w$  de la velocidad (pensar, por ejemplo, que si  $v$  es grande en comparación a  $u$  y  $w$ , el vehículo estaría volando horizontalmente de forma ortogonal a la forma de vuelo tradicional, y no se cuenta con parámetros que se ajusten a tal situación). Podría, por lo tanto, definirse un coeficiente de la forma

$$\gamma = \frac{u}{1 + |v| + |w|} \quad (8)$$

y calcular las fuerzas y momentos  $\mathbf{F}_{aero}^v$  y  $\mathbf{M}_{aero}^v$  (para sumárselas a los demás fuerzas y momentos) sólo cuando  $\gamma$  supere un cierto umbral. El problema de este acercamiento es que introduce una discontinuidad en el modelo: las fuerzas y momentos resultantes cambian de manera abrupta en el punto en el que  $\gamma$  supera el umbral fijado. Para

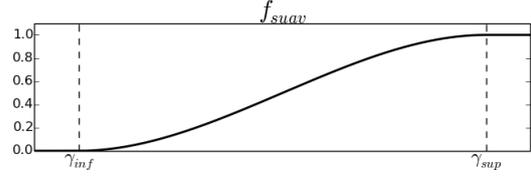


Figura 3. Función de transición utilizada

que esto no ocurra, se ha optado por definir una función  $f_{suav}$  (un polinomio cúbico) que permita realizar una transición suave, fijando para ello dos umbrales  $\gamma_{inf}$  y  $\gamma_{sup}$  (ver Fig. 3).

Luego, la fuerza total que actúa sobre el UAV-H puede expresarse a partir de las fuerzas correspondientes a ambos subsistemas, al peso del vehículo y la fuerza de rozamiento, como

$$\mathbf{F}_{Tot}^v = \mathbf{F}_m^v + f_{suav}(\gamma)\mathbf{F}_{aero}^v + \mathbf{F}_{emp}^v + m\mathbf{g}^v - [\rho_x u|u|, \rho_y v|v|, \rho_z w|w|], \quad (9)$$

donde  $\rho_x$ ,  $\rho_y$  y  $\rho_z$  son constantes de rozamiento, y donde  $\mathbf{g}^v$  es el vector gravedad expresado en el marco del vehículo. El momento total, asimismo, puede calcularse como

$$\mathbf{M}_{Tot}^v = \mathbf{M}_m^v + f_{suav}(\gamma)\mathbf{M}_{aero}^v. \quad (10)$$

A partir de  $\mathbf{F}_{Tot}^v$  y  $\mathbf{M}_{Tot}^v$  pueden obtenerse ecuaciones diferenciales para las velocidades lineal y angular representadas en el marco del vehículo, a partir de las ecuaciones de Newton-Euler:

$$(\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}) = (u, v, w) \times (p, q, r) + \mathbf{F}_{Tot}^v/m, \quad (11)$$

$$(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}) = I^{v-1}((I^v(p, q, r)^T) \times (p, q, r) + \mathbf{M}_{Tot}^v), \quad (12)$$

donde  $\times$  representa el producto cruz entre vectores e  $I^v$  es el tensor de inercia del sistema expresado en el marco del vehículo.

Finalmente, el modelo matemático del UAV-H propuesto se puede obtener a partir de las Ecs. (2), (3), (11) y (12). En forma vectorial dicho modelo puede escribirse como

$$\dot{\mathbf{x}} = F(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \quad (13)$$

donde  $F$  es una función vectorial que describe la dinámica del UAV-H.

## 3. SISTEMA DE CONTROL

Para controlar el UAV-H propuesto se emplea un esquema de control predictivo basado en el algoritmo presentado por Murillo *et al.* (2016). Para poder utilizar dicho algoritmo, es necesario transformar primero el modelo no lineal del sistema en un sistema afín variante en el tiempo. Para ello, en cada instante se linealiza y discretiza la función  $F$  obteniéndose un sistema afín variante en el tiempo de la forma

$$\mathbf{x}_{k+i+1} = \mathbf{A}_{k+i}\mathbf{x}_{k+i} + \mathbf{B}_{k+i}\mathbf{u}_{k+i} + \mathbf{E}_{k+i}, \quad (14)$$

para  $i = 0, \dots, n-1$ , donde  $\mathbf{A}_{k+i}$  y  $\mathbf{B}_{k+i}$  se obtienen discretizando las matrices jacobianas de

la Ec. (13) y  $\mathbf{E}_{k+i}$  es un término que surge como consecuencia de la linealización en torno a puntos que no son de equilibrio.

Las técnicas de horizonte deslizante utilizan una función de costo de la forma

$$\mathcal{J}(k) = \sum_{i=0}^{n-1} \mathcal{L}_i(\mathbf{x}_{k+i}, \mathbf{u}_{k+i}) + \mathcal{L}_n(\mathbf{x}_{k+n}), \quad (15)$$

donde  $\mathcal{L}_i(\cdot, \cdot)$  es el costo de etapa y  $\mathcal{L}_n(\cdot)$  es el costo terminal. En este trabajo, dichas funciones se definen como sigue:

$$\mathcal{L}_i = (\mathbf{x}_{k+i} - \mathbf{r}_{k+i})^T \mathbf{Q}(\mathbf{x}_{k+i} - \mathbf{r}_{k+i}) + \Delta \mathbf{u}_{k+i}^T \mathbf{R}_{du} \Delta \mathbf{u}_{k+i} + \mathbf{u}_{k+i}^T \mathbf{R}_u \mathbf{u}_{k+i} \quad (16)$$

y

$$\mathcal{L}_n = (\mathbf{x}_{k+n} - \mathbf{r}_{k+n})^T \mathbf{Q}_f(\mathbf{x}_{k+n} - \mathbf{r}_{k+n}), \quad (17)$$

donde  $\mathbf{Q}$ ,  $\mathbf{Q}_f$ ,  $\mathbf{R}_u$  y  $\mathbf{R}_{du}$  son matrices diagonales de penalización, y  $\mathbf{r}_{k+i}$  es el vector de estados deseados en el instante  $k+i$ . Luego, se resuelve el siguiente problema

$$\begin{aligned} & \min_{\mathbf{U}_k \in \mathcal{U}} \mathcal{J}(k) \\ \text{st. } & \begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_k + \mathbf{E}_k, \\ \mathcal{J}(k) \leq \mathcal{J}_0(k), \end{cases} \end{aligned} \quad (18)$$

donde

$$\mathbf{U}_k = [\mathbf{u}_{k|k}, \mathbf{u}_{k+1|k}, \dots, \mathbf{u}_{k+n-1|k}]^T \quad (19)$$

es la secuencia de entradas de control y  $\mathcal{J}_0(k)$  es la función de costo evaluada para la solución inicial  $\mathbf{U}_k^0 = [\mathbf{u}_{k|k-1}^*, \mathbf{u}_{k+1|k-1}^*, \dots, \mathbf{u}_{k+n-2|k-1}^*, 0]^T$  en la iteración  $k$ <sup>2</sup>. La última desigualdad en la Ec. (18) define una restricción contractiva que garantiza la convergencia de la solución iterativa y define una cota superior para  $\mathcal{J}(k)$  (para una explicación detallada acerca de esta restricción contractiva ver Murillo *et al.* (2016)).

#### 4. RESULTADOS OBTENIDOS

Para evaluar el modelo y el controlador desarrollados, se realizó una implementación de los mismos en *Python*, utilizando las librerías *SciPy* y *NumPy* para realizar los cálculos matriciales y las simulaciones numéricas, y la librería *CVXOPT* para resolver el problema de optimización de control predictivo (Ec. 18). Se realizaron pruebas con numerosas maniobras, fijando en cada caso diferentes restricciones y matrices de penalización, obteniéndose en todos los casos resultados satisfactorios.

A modo de ejemplo, se presenta aquí una maniobra de vuelo autónomo. Para ello, se utilizó un período de discretización  $T_s = 100$  ms y un horizonte  $n = 15$ . Las restricciones en las entradas de control se configuraron como:  $0 \leq \Omega_{0,1,2,3} \leq$

$100\%$ ,  $0 \leq th \leq 100\%$ ,  $0 \leq l \leq 100\%$  y  $-60^\circ \leq \delta_{e,a,r} \leq 60^\circ$ . Las matrices de peso se definieron como

$$\begin{aligned} \mathbf{Q} &= 10 \text{diag}(1, 1, 1, 0, 1, 0, 0, 0, 0, 1, 1, 1), \\ \mathbf{Q}_f &= 100\mathbf{Q}, \\ \mathbf{R}_u &= 0,1 \text{diag}(1, 0, 0, 0, 0, 5, 5, 5, 5), \\ \mathbf{R}_{du} &= \text{diag}(1, 1, 1, 1, 1, 1, 1, 1). \end{aligned} \quad (20)$$

Inicialmente el UAV-H se halla en un punto estacionario, sustentándose a una altura de 10 m empleando sólo los rotores verticales y manteniendo sus alas contraídas. En un instante de tiempo determinado, se pide que el UAV-H se eleve a una altura de 100 m y que después avance hacia adelante hasta alcanzar una velocidad constante, luego de lo cual se pide que el vehículo ascienda 100 m más. En la Fig. 4 se muestran los resultados obtenidos<sup>3</sup>. En las Figs. 4(a) y 4(b) se observan, en líneas punteadas, las trayectorias de referencia, que coinciden casi perfectamente con la trayectoria real. Como puede verse, el vehículo realiza el ascenso inicial utilizando sólo los rotores verticales (ver Figs. 4(f) y 4(g)). A continuación, para adquirir velocidad hacia adelante, el UAV-H comienza a utilizar el rotor de empuje y el elevador (ver Figs. 4(g) y 4(i)) a la vez que comienza a desplegar sus alas para ganar sustentación (ver Fig. 4(h)). Una vez que el UAV-H adquiere la velocidad suficiente para sustentarse mediante sus alas, disminuye prácticamente a 0 la fuerza de los rotores verticales (ver Fig. 4(f)). Al realizar el segundo ascenso, el UAV-H emplea casi exclusivamente el rotor de empuje y las superficies de sustentación del subsistema avión (ver Figs. 4(g) y 4(h)), ya que esto resulta más eficiente que utilizar los rotores verticales. Finalmente, alcanzada la altitud deseada, el UAV-H contrae sus alas a una longitud media, que le permite obtener un equilibrio óptimo entre las fuerzas de sustentación y arrastre generadas por las mismas (ver Fig. 4(h)).

#### 5. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

En este trabajo se presentó el modelado de un UAV híbrido tipo sistema dual con capacidad de *morphing*, el cual cuenta con elementos propios de un avión tradicional y de un multirrotor. Para ello, se utilizaron los modelos de avión y multirrotor presentes en la literatura y se combinaron de forma adecuada. Además, se desarrolló un controlador basado en control predictivo para lograr que el UAV-H siga trayectorias de referencia. Tanto el controlador como el modelo del UAV-H propuesto

<sup>3</sup> En lugar de graficar el cuaternión de actitud, se presenta el ángulo de *pitch*, ya que resulta más ilustrativo. Los demás estados y controles no graficados mantienen valores prácticamente nulos.

<sup>2</sup> El superíndice \* denota óptimo.

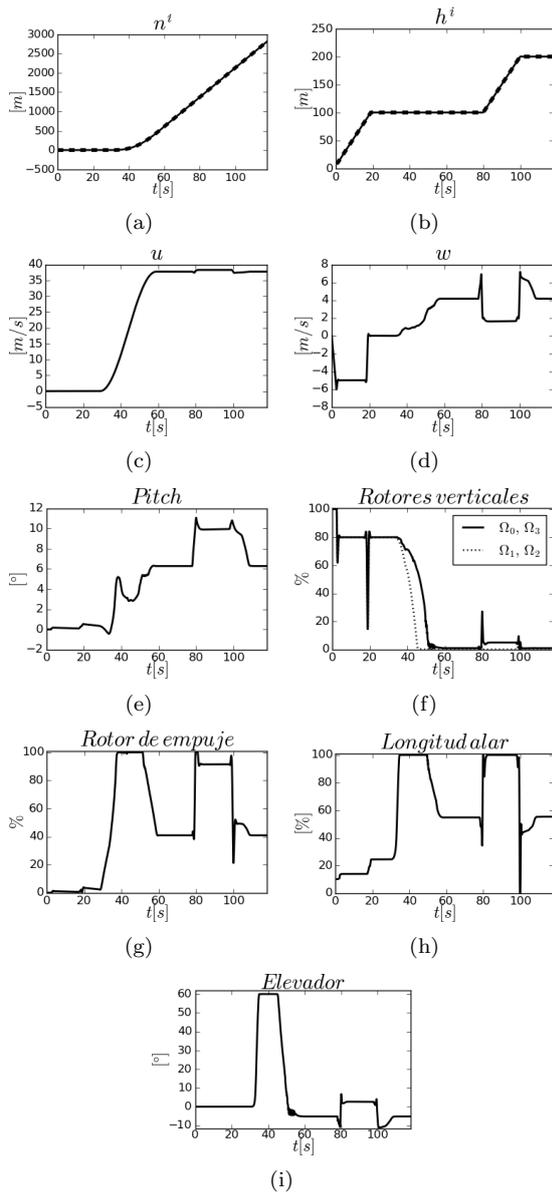


Figura 4. Resultados de la simulación fueron probados con éxito mediante la simulación de una maniobra de vuelo.

Actualmente se está trabajando en validar el modelo desarrollado comparando los resultados obtenidos con los provistos por el software de simulación de CFD *XFLR5*. Esto permitirá a su vez obtener coeficientes aerodinámicos más precisos, que se ajusten según cada configuración del UAV-H. Posteriormente, se propone construir el vehículo, de manera de validar la metodología empleada mediante resultados experimentales.

## REFERENCIAS

Argyle, M., R. Beard and S. Morris (2013). The vertical bat tail-sitter: dynamic model and control architecture. In: *2013 American Control Conference*. IEEE. pp. 806–811.

Bekir, E. (2007). *Modern navigation systems*. World Scientific.

Bresciani, T. (2008). Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter. *MSc Theses*.

Çetinsoy, E., E. Sirimoğlu, K. Öner, C. Hançer, M. Ünel, M. Akşit, I. Kandemir and K. Gülez (2011). Design and development of a tilt-wing uav. *Turkish Journal of Electrical Engineering & Computer Sciences* **19**(5), 733–741.

Chovancová, A., T. Fico, L. Chovanec and P. Hubinsk (2014). Mathematical modelling and parameter identification of quadrotor (a survey). *Procedia Engineering* **96**, 172–181.

Coutsias, E. and L. Romero (2004). The quaternions with an application to rigid body dynamics. Technical report. Sandia National Laboratories.

Knoebel, N. and T. McLain (2008). Adaptive quaternion control of a miniature tailsitter uav. In: *2008 American Control Conference*. IEEE. pp. 2340–2345.

Krossblade (2016). <http://www.krossblade.com/>.

Murillo, M. (2014). Diseño de sistemas de control y navegación para vehículos aéreos no tripulados mediante simulación virtual. PhD thesis. Universidad Nacional del Litoral.

Murillo, M., G. Sánchez and L. Giovanini (2016). Iterated non-linear model predictive control based on tubes and contractive constraints. *ISA Transactions* **62**, 120 – 128.

Papachristos, C., A. Kostas and A. Tzes (2013). Model predictive hovering-translation control of an unmanned tri-tiltrotor. In: *Robotics and Automation (ICRA), 2013 IEEE International Conference on*. IEEE. pp. 5425–5432.

Saeed, A., A. Younes, S. Islam, J. Dias, L. Seneviratne and G. Cai (2015). A review on the platform design, dynamic modeling and control of hybrid uavs. In: *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2015 International Conference on*. IEEE. pp. 806–815.

Tekinalp, O., T. Unlu and I. Yavrucuk (2009). Simulation and flight control of a tilt duct uav. In: *2009 AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Chicago, IL*. pp. 10–13.

Theys, B., C. Notteboom, M. Hochstenbach and J. De Schutter (2015). Design and control of an unmanned aerial vehicle for autonomous parcel delivery with transition from vertical take-off to forward flight. *International Journal of Micro Air Vehicles* **7**(4), 395–405.

Valavanis, K. (2008). *Advances in unmanned aerial vehicles: state of the art and the road to autonomy*. Vol. 33. Springer Science & Business Media.

Yanguo, S. and W. Huanjin (2009). Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft. *Chinese Journal of Aeronautics* **22**(3), 250–256.