

UAV FULLY-ACTUATED: MODELO, CONTROL Y COMPARACIÓN CON CONFIGURACIÓN COPLANARIA

Antonio González-Morgado, Carlos Álvarez-Cía, Guillermo Heredia, Aníbal Ollero
 mantonio@us.es, caralvcia@alum.us.es, guiller@us.es, aollero@us.es
 Laboratorio de Robótica GRVC, Universidad de Sevilla
 Avd. de los Descubrimientos, s/n, 41092 Sevilla, España

Resumen

Con el desarrollo de la robótica aérea han aparecido nuevas plataformas de multirrotores de actuación completa (*fully-actuated* en inglés), las cuales tienen la capacidad de desplazarse sin inclinar la plataforma. Este artículo presenta una comparación en cuanto a capacidades de movimiento entre un hexarotor de rotores coplanarios, configuración estándar, y un hexarotor de rotores inclinados, configuración *fully-actuated*. Para ello, se presenta el diseño, modelo y control de ambas configuraciones. Tras el montaje de las plataformas, se comparan con diferentes trayectorias. Así mismo, se muestran capacidades exclusivas de la plataforma *fully-actuated*, como la capacidad de mantenerse en *hover* con un ángulo de inclinación.

Palabras clave: Robótica Aérea, UAVs, Multirrotores, Fully-Actuated.

1. INTRODUCCIÓN

El uso de multirrotores, plataformas aéreas con más de dos rotores, ha aumentado considerablemente, llegando a ser usados en diferentes aplicaciones como puede ser la fotografía, la protección del medio ambiente o inspección [1]. Los multirrotores convencionales, es decir, de rotores coplanarios, son plataformas subactuadas, ya que deben variar su actitud para poder moverse lateralmente [8]. Esto dificulta su uso en aplicaciones donde se necesita alta precisión o ejercer fuerzas [4].

En los últimos años, para aumentar la capacidad de actuación de los multirrotores, se han desarrollado nuevos diseños, gracias a los cuales la plataforma deja de estar subactuada [7]. Estas plataformas son conocidas como *fully-actuated* [9, 11]. En [3], usando ocho motores bidireccionales colocados en diferentes orientaciones, se desarrolla un UAV omnidireccional, el cual se puede desplazar y orientar en cualquier dirección. Así mismo, en [5], se desarrolla un quadrotor en el cual cada hélice se puede orientar de manera independiente usando servomotores. De manera similar, en [6] se desarrolla un hexarotor cuyas hélices se inclinan usando un único servomotor, permitiendo pasar

de una configuración coplanaria a una de rotores inclinados.

Aunque los diseños presentados anteriormente aumentan las capacidades de la plataforma, es necesario aumentar el número de actuadores, mediante servomotores o mediante rotores bidireccionales.

En otro tipo de plataforma *fully-actuated* los rotores están inclinados unos ángulos α y β fijos y, por lo tanto, no varían durante el vuelo. Este diseño permite tener una plataforma *fully-actuated* sin necesidad de aumentar las señales de control, permitiendo el desplazamiento sin variar los ángulos de *roll* y *pitch* (ver figura 1), y se ha utilizado para inspección de infraestructuras [10] y para inspección de instalaciones industriales [12].

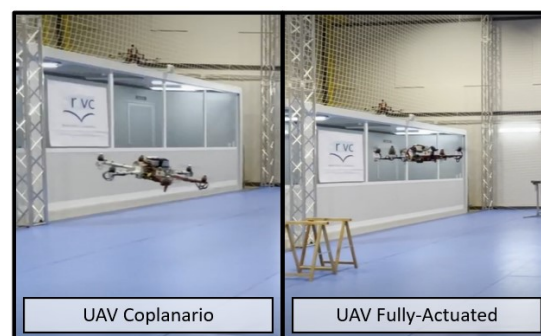


Figura 1: Movimiento de ambas configuraciones.

En este artículo se desarrolla una comparativa entre un hexarotor estándar y un hexarotor *fully-actuated*. La configuración seleccionada para el hexarotor *fully-actuated* es un hexarotor de hélices inclinadas, en el cual cada hélice ha sido orientada unos ángulos α y β fijos, como la plataforma de [10]. Se ha elegido esta plataforma ya que no hay que añadir más señales de control, siendo necesario únicamente rotar los motores con alguna pieza diseñada y desacoplar el control de actitud y posición. El artículo presenta el diseño, el modelo dinámico y la estrategia de control de ambas configuraciones. Así mismo, las capacidades de movimiento de ambas plataformas son comparadas con dos trayectorias diferentes. Además, el artículo presenta una maniobra exclusiva de la plataforma *fully-actuated*: el *hover* inclinado, es decir,

mantenerse en *hover* variando *roll* y *pitch*.

El artículo se organiza de la siguiente manera: la sección 2 presenta el diseño y montaje de la configuración de rotores coplanarios y de inclinados. A continuación, en la sección 3 se presenta el modelo dinámico de ambas configuraciones, mostrando las capacidades de movimiento sin inclinación de la plataforma *fully-actuated*. Posteriormente, la sección 4 muestra la estrategia de control de cada configuración. Finalmente, en la sección 5 se presentan los experimentos por los que se comparan ambas plataformas.

2. DISEÑO DEL UAV

Para el diseño de la plataforma de rotores inclinados se ha partido de una estructura comercial, la cual ha sido modificada usando piezas impresas en 3D. En esta sección se presenta el hexarotor comercial utilizado, así como el diseño de las piezas para convertirlo en un hexarotor de rotores inclinados.

2.1. Hexarotor estándar

La plataforma aérea seleccionada para este trabajo está compuesta del frame comercial DJI F550, usando los motores DJI 2312E, las hélices DJI 9x4.5 y los variadores XRotor 40A. Para aumentar el espacio interior del frame, se usan espaciadores impresos en 3D en PLA, tal como muestra la figura 2.

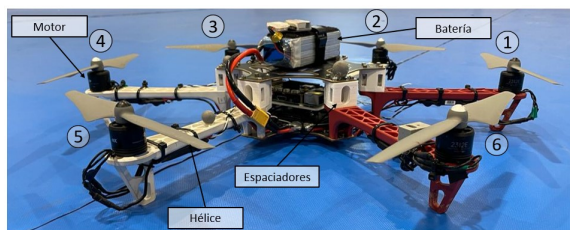


Figura 2: Componentes del hexarotor coplanario

El hexarotor usa *Ardupilot* [2] como autopiloto, el cual se ejecuta en una Raspberry Pi 4 conectada a la placa de sensores Navio2 de Emlid. Todo el sistema está alimentado por una única batería LiPo 4S, de capacidad 5300 mAh. La tabla 1 muestra las características de la plataforma. Las características que cambian según sea plataforma estándar o plataforma *fully-actuated* se muestran en la tabla 2.

2.2. Diseño de rotores inclinados

Para modificar la plataforma de rotores coplanarios presentada anteriormente se usan piezas im-

Tabla 1: Características de la plataforma.

| Parámetro | Valor |
|------------------------|-------------------------------------|
| $I_{XX}/I_{YY}/I_{ZZ}$ | 0.03/0.03/0.054 [kgm ²] |
| Hélices | DJI 9x4.5 [in] |
| Motores | DJI 2312E |
| Variadores | XRotor 40A |
| Batería | LiPo 4S, 5300 [mAh] |
| Controladora | RPi4 + Navio2 |

presas en 3D con ácido poliláctico (PLA). Estas piezas recogen dos giros que permiten inclinar cada rotor. Cada motor está rotado siguiendo la secuencia representada en la figura 3.

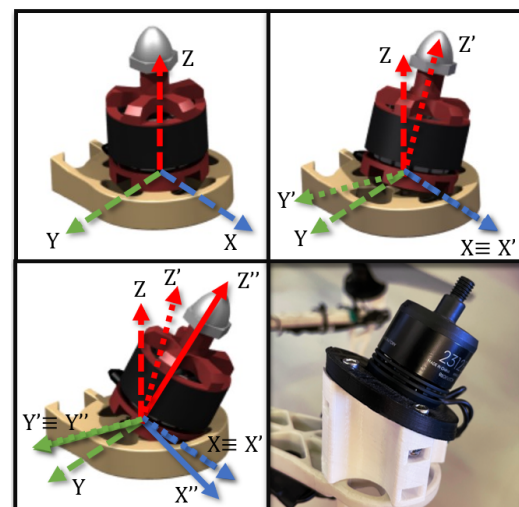


Figura 3: Secuencia de rotación de un motor

El motor i se gira en primer lugar un ángulo α_i respecto al eje X_i , definiendo una nueva base $XY'Z'$, y posteriormente un ángulo β_i respecto al eje Y'_i , definiendo la nueva base $XY''Z''$. La numeración de los motores está indicada en la figura 2. Aunque los ángulos α_i y β_i pueden tomar valores diferentes, se considera $|\alpha_i| = |\alpha| = |\beta| = |\beta_i|$ por simplificaciones de diseños. Además, para minimizar las acciones de control, como se demuestra en [11], se toma $\alpha_i = -\alpha$ y $\beta_i = \beta$, donde $i = 1, 3, 5$, y $\alpha_i = \alpha$ y $\beta_i = -\beta$, donde $i = 2, 4, 6$.

Para seleccionar los valores α y β se tiene en cuenta que a mayores ángulos α y β , menor eficiencia y menor tiempo de vuelo, al tener motores que anulan sus componentes de fuerzas horizontales en posición de *hover* y generar menor empuje por mayor incidencia del flujo de aire en superficies cercanas. Sin embargo, a mayores α y β , mayor capacidad para girar en *roll* y *pitch* en *hover*. La figura 4 representa como varía la eficiencia respecto a la configuración estándar según α y β . Esta eficiencia se obtiene teniendo en cuenta la contribución de cada motor para generar sustentación según α

y β . Además, se representan los ángulos máximos de *pitch* y *roll* que se pueden lograr en *hover*.

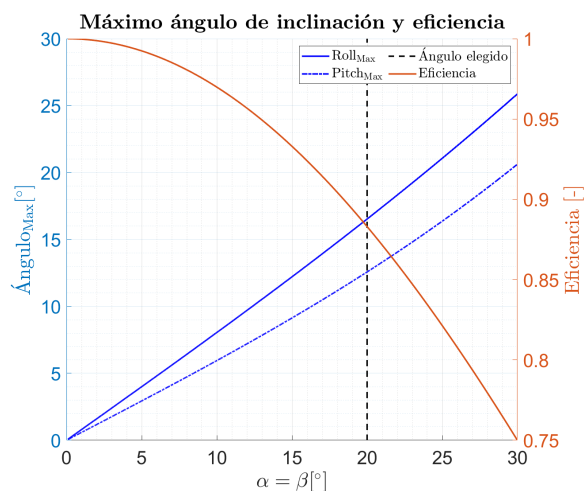


Figura 4: Eficiencia y ángulo máximo en *hover* de inclinación según α y β .

Utilizando la figura 4, se toma $\alpha = \beta = 20^\circ$, dando lugar a una configuración con una buena capacidad de inclinación en *hover*, pero en la cual la eficiencia no se ve muy comprometida.

Finalmente, la figura 5 muestra la pieza diseñada e impresa en PLA, compuesta por dos piezas A y B, la cual realiza las rotaciones presentadas anteriormente, siendo $\alpha = 20^\circ$ y $\beta = 20^\circ$.

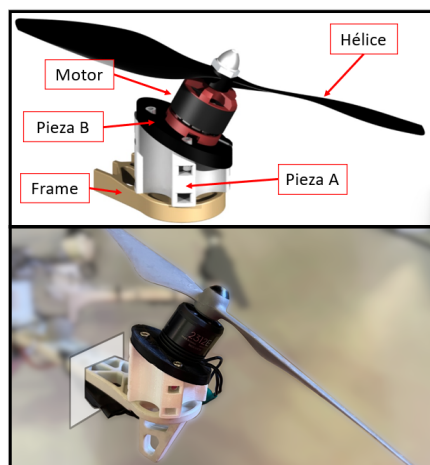


Figura 5: Vistas de la pieza diseñada.

2.3. Hexarotor *fully-actuated*

Usando las piezas anteriores, se lleva a cabo la modificación del hexarotor coplanario presentado en la sección 2.1. La figura 6 muestra el resultado obtenido.

Finalmente, resulta interesante comparar las características que cambian entre la configuración

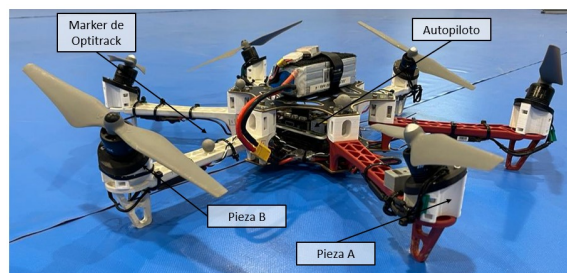


Figura 6: Hexarotor de rotores inclinados.

estándar y la configuración *fully-actuated*. Algunas de estas características son el tiempo de vuelo, la capacidad de carga o el ángulo máximo de inclinación en *hover*. Para ello, la tabla 2 recoge diferentes características que cambian de una configuración a otra. Se observa como la plataforma *fully-actuated* tiene menor tiempo de vuelo, *payload* y eficiencia, al tener rotores inclinados que contrarrestan sus fuerzas en algún momento. Sin embargo, esta configuración dota a la plataforma de capacidad de inclinación en *hover*, cosa que es imposible en la configuración estándar.

Tabla 2: Estándar VS Fully-Actuated (F-A)

| Parámetro | Estándar | F-A |
|------------------------------------|----------|------|
| Peso [kg] | 1.8 | 2.0 |
| Peso Max. en despegue [kg] | 3.3 | 3.1 |
| Tiempo de vuelo [min] | 10 | 8.5 |
| Eficiencia [-] | 1.0 | 0.88 |
| Ángulo α y β [°] | 0 | 20 |
| ϕ_{Max} en <i>hover</i> [°] | 0 | 16.5 |
| θ_{Max} en <i>hover</i> [°] | 0 | 12.6 |

3. MODELO DEL SISTEMA

Esta sección presenta el modelo dinámico del sistema y se deduce el mezclador para ambas configuraciones, es decir, la matriz que relaciona las fuerzas y pares generados con las velocidades de rotación de los rotores.

3.1. Modelo dinámico

El modelo dinámico del sistema, obtenido mediante la formulación de Euler-Lagrange, es:

$$M(\xi)\ddot{\xi} + C(\xi, \dot{\xi}) + G(\xi) = F_C \quad (1)$$

donde $M(\xi)$ es la matriz de inercias, $C(\xi, \dot{\xi})$ representa la fuerza centrífuga y de Coriolis y $G(\xi)$ recoge la fuerza gravitatoria. Así mismo, $\xi = [p \ \eta]^T \in \mathbb{R}^6$ es el vector de coordenadas generalizadas compuesto por la posición del centro de gravedad $p = [x, y, z]$ en el sistema de referencia

fijo a Tierra $\{E\} = \{X_E Y_E Z_E\}$ y por los ángulos de Euler de la plataforma $\eta = [\phi, \theta, \psi]$, expresados en el sistema de referencia $\{B\} = \{X_B Y_B Z_B\}$, ligado a la plataforma.

Además, $F_C = [F_M \ \tau_M]^T$ está formado por las fuerzas $F_M \in \mathbb{R}^3$ y pares $\tau_M \in \mathbb{R}^3$ generados por los motores.

3.2. Mezclador

Los vectores $F_M = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ y $\tau_M = [\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T$ están relacionados con las velocidades de rotación de los motores a través de una matriz $H \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$, también conocida como mezclador. Esta matriz se obtiene sumando las fuerzas y los momentos respecto al centro de masas generados por los motores.

Para ello se sabe que un motor girando a una velocidad ω_i , genera un empuje $T_i = C_T \omega_i^2$ y un par de arrastre $\tau_i = C_D \omega_i^2$, donde C_T es el coeficiente de empuje, C_D el coeficiente de arrastre y ω_i la velocidad de rotación del motor i . Sumando el empuje generado por cada motor, así como los pares, el mezclador toma la forma de la siguiente matriz

$$A_{3 \times 6} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{3}}{2} s\beta - \frac{sac\beta}{2} & sac\beta & -\frac{\sqrt{3}}{2} s\beta - \frac{sac\beta}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2} s\beta - \frac{sac\beta}{2} & sac\beta & -\frac{\sqrt{3}}{2} s\beta - \frac{sac\beta}{2} \\ \frac{s\beta}{2} + \frac{\sqrt{3}}{2} sac\beta & -s\beta & \frac{s\beta}{2} + \frac{\sqrt{3}}{2} sac\beta & \frac{s\beta}{2} + \frac{\sqrt{3}}{2} sac\beta & -s\beta & \frac{s\beta}{2} - \frac{\sqrt{3}}{2} sac\beta \\ cac\beta & cac\beta & cac\beta & cac\beta & cac\beta & cac\beta \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$B_{3 \times 6} = \begin{bmatrix} \frac{cac\beta}{2} & cac\beta & \frac{cac\beta}{2} & -\frac{cac\beta}{2} & -cac\beta & -\frac{cac\beta}{2} \\ \frac{\sqrt{3}}{2} cas\beta & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2} cas\beta & \frac{\sqrt{3}}{2} cas\beta & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2} cas\beta \\ sac\beta & -sac\beta & cac\beta & -sac\beta & cac\beta & -sac\beta \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$C_{3 \times 6} = [-A_1 \ A_2 \ -A_3 \ A_4 \ -A_5 \ A_6] \quad (5)$$

4. CONTROL

El autopiloto utilizado ha sido *Ardupilot*, tanto para la plataforma estándar como para la plataforma *fully-actuated*. Sin embargo, para la plataforma *fully-actuated* ha sido necesario modificar el firmware de *Ardupilot* para desacoplar el control de actitud del control de posición. En esta sección se presentan los esquemas de control utilizados.

4.1. Hexarotor estándar

Para la plataforma de rotores coplanarios, al estar subactuada por construcción, únicamente se pueden controlar 4GdL (grados de libertad) de ma-

6x6:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{3 \times 6} C_T \\ B_{3 \times 6} L C_T + C_{3 \times 6} C_D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \\ \omega_5^2 \\ \omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

donde L es la distancia desde el centro de gravedad hasta la posición del rotor. Se observa que las fuerzas F_x , F_y y F_z están generada por los empujes de los motores, y que los pares τ_x , τ_y y τ_z se generan por los pares de arrastre de los motores y por la distancia L que existe entre el centro de masas y el punto de aplicación de los empujes de los motores. Para el caso general, las matrices $A_{3 \times 6}$, $B_{3 \times 6}$ y $C_{3 \times 6}$ quedan definidas en las ecuaciones (3), (4) y (5), donde A_i es la columna i de la matriz $A_{3 \times 6}$, y c y s son $\cos()$ y $\sin()$ respectivamente.

En estas expresiones se observa la dependencia del mezclador con los ángulos de inclinación α y β . Además, para el caso particular de rotores coplanarios ($\alpha = 0^\circ$ y $\beta = 0^\circ$) se tiene que las dos primera filas de $A_{3 \times 6}$ son nulas, haciendo que $F_x = F_y = 0$. De este análisis se concluye que para poder generar fuerzas laterales en el sistema de referencia $\{B\}$ ligado al UAV, es necesario inclinar los motores.

nera independiente. Estos 4GdL son: la altura z y los ángulos de actitud *roll* ϕ , *pitch* θ y *yaw* ψ .

El controlador de la plataforma esta formado por dos controladores anidados: un lazo externo que se encarga del control de posición, y un lazo interno que se encarga del control de actitud. El control de posición, que tiene como entrada la referencia en posición (x_d, y_d, z_d) , calcula una fuerza vertical F_z para controlar la altura z y unos ángulos de ϕ, θ para controlar la posición x, y . A continuación, con la referencia en *yaw* ψ , del generador de trayectoria, y las referencias en *roll* ϕ y *pitch* θ , del control de posición, el controlador de actitud obtiene los pares necesarios para obtener dicha ac-

titud. La figura 7 muestra un esquema del control de 4GdL de un hexarotor estándar.

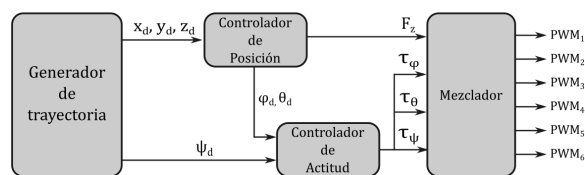


Figura 7: Esquema de control de 4 GdL.

El vector de actuación $(F_z, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi)$ obtenido por los controladores es utilizado por el mezclador para obtener los PWMs necesarios en cada motor. Como para la configuración estándar el mezclador no tiene rango completo, se utiliza la pseudoinversa de Moore-Penrose para calcular los PWMs.

Además, en *Ardupilot* tanto el controlador de posición como de actitud son PID's en cascada. En este esquema de control el error en posición/actitud, se transforma en una referencia en velocidad lineal/angular en un primer PID externo. Finalmente, la referencia en velocidad es controlada por un PID interno, generando las fuerzas y pares necesarios.

4.2. Hexarotor fully-actuated

Para el caso de la plataforma de rotores inclinados, se pueden controlar los 6GdL de manera independiente. Estos 6GdL son: la posición x, y , la altura z , y los ángulo de actitud *roll* ϕ , *pitch* θ y *yaw* ψ .

De manera similar al de 4GdL, este esquema de control está formado por el controlador de posición y el controlador de actitud. Sin embargo, para la configuración *fully-actuated*, ambos controladores están desacoplados, como muestra la figura 8.

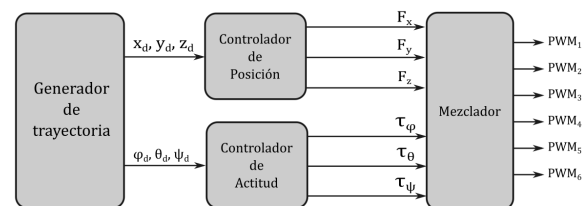


Figura 8: Esquema de control de 6 GdL.

En este caso, las referencias en actitud ϕ , θ y ψ son enviadas por el generador de trayectorias, y no por el controlador de posición. Así mismo, la salida del control de posición ahora incluye dos fuerzas nuevas F_x y F_y , las cuales no aparecían en la configuración coplanaria. Además, como el mezclador tiene rango completo siempre que $\alpha \neq 0^\circ$ o $\beta \neq 0^\circ$, se puede calcular directamente su inversa, no siendo necesario el uso de la pseudoinversa.

Además, se han programado dos modos de vuelos diferentes en la plataforma *fully-actuated*. El primero consiste en volar en posición sin modificar los ángulos de *roll* ϕ y *pitch* θ , es decir, $\phi = 0^\circ$ y $\theta = 0^\circ$. De esta manera, la plataforma se movería lateralmente sin necesidad de modificar su actitud. El segundo, conocido como *hover* inclinado, consiste en mantener fija la posición (x, y, z) , modificando los ángulos de *roll* ϕ y *pitch* θ . Para no sobrepasar los límites de los motores y por motivos de seguridad, se han limitado los ángulos de *roll* ϕ y *pitch* θ que pueden ser ordenados. La tabla 3 recoge dichos valores.

Tabla 3: Ángulo máximo en *hover* inclinado.

| Magnitud | Valor |
|---|----------|
| Roll _{Max} , (ϕ_{max}) | 12.0 [°] |
| Pitch _{Max} , (θ_{max}) | 9.0 [°] |

5. EXPERIMENTOS

Para la comparación de las capacidades de ambas plataformas se han realizado tres experimentos. Los dos primeros, en los que se realiza una trayectoria lineal y una cuadrada, son realizados por ambas plataformas. El tercer experimento, consistente en una maniobra de *hover* variando la actitud, se realiza únicamente con la plataforma *fully-actuated*, ya que la plataforma de rotores coplanarios no puede realizarla al estar subactuada.

Todos los experimentos se han llevado a cabo en las instalaciones interiores del GRVC de 20x15x7m, las cuales están equipadas con el sistema de posicionamiento Optitrack de posición milimétrica, compuesto por 28 cámaras. Los vídeos de los experimentos están disponibles en [13].

5.1. Trayectoria lineal

El primer movimiento para comparar ambas plataformas consiste en realizar una trayectoria recta a lo largo del eje X, definida por cuatro *waypoints*. La tabla 4 recoge los *waypoints* utilizados para esta misión.

Tabla 4: Coordenadas de los WP.

| | Inicial | WP1 | WP2 | Final |
|--------------|---------|------|------|-------|
| X [m] | -4.9 | -4.9 | -1.0 | -1.0 |
| Y [m] | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| Z [m] | 0.0 | 1.5 | 1.5 | 0.0 |

La figura 9 representa la trayectoria de referencia y las trayectorias de la plataforma de rotores

inclinados y coplanarios. Además, la figura 10 representa el PWM medio de los seis rotores de cada plataforma a lo largo de la misión.

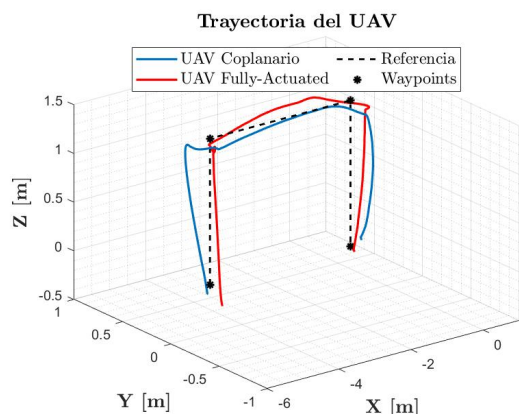


Figura 9: Trayectoria recta de ambos UAVs.

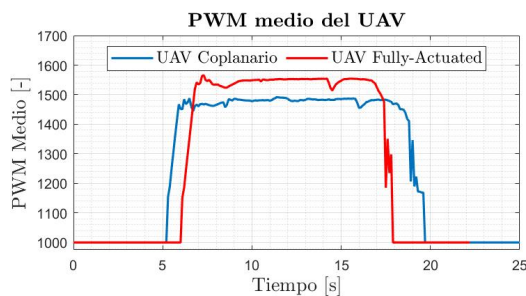


Figura 10: PWM medio durante la trayectoria.

La tabla 5 recapitula el error medio de posición de cada una de las plataformas así como la eficiencia de la plataforma fully-actuated respecto a la plataforma coplanaria. Esta eficiencia se obtiene comparando los PWMs de las dos configuraciones a lo largo de la trayectoria descrita.

Tabla 5: Error de posición y eficiencia.

| Configuración | Error | Eficiencia |
|----------------|----------|------------|
| Coplanario | 0.15 [m] | 1.00 [-] |
| Fully-Actuated | 0.10 [m] | 0.85 [-] |

Se observa como la plataforma fully-actuated tiene menor error de posición medio que la plataforma coplanaria. Sin embargo, la eficiencia disminuye, aumentando el consumo, ya que la inclinación de los rotores requiere un mayor empuje en cada motor para obtener una componente vertical equivalente a un rotor no inclinado, que le permita mantener la altura constante.

5.2. Trayectoria cuadrada

La segunda trayectoria que se realiza para comparar ambas plataformas es una trayectoria cuadrada, definida por cuatro waypoints. La tabla 6 recoge las coordenadas de los waypoints definidos.

Tabla 6: Coordenadas de los WP.

| | WP1 | WP2 | WP3 | WP4 |
|-------|------|------|------|------|
| X [m] | -4.9 | -1.0 | -1.0 | -4.9 |
| Y [m] | -4.4 | -4.4 | 0.0 | 0.0 |
| Z [m] | 1.5 | 1.5 | 1.5 | 1.5 |

De la misma manera, la figura 11 representa la trayectoria de referencia y las trayectorias realizadas por ambas plataformas. Así mismo, la figura 12 muestra el PWM medio para ambas configuraciones, lo que da una idea del consumo.

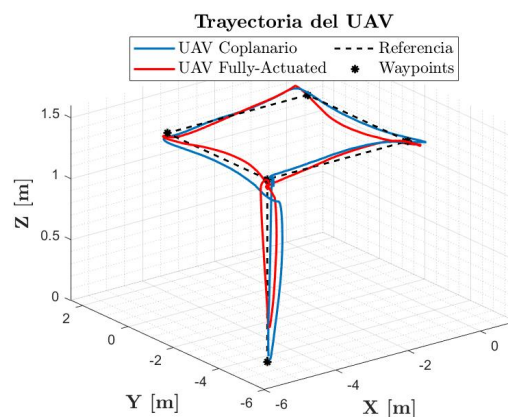


Figura 11: Trayectoria cuadrada de ambos UAVs.

Los resultados obtenidos para esta trayectoria son similares a los obtenidos para la trayectoria recta. La plataforma de rotores inclinados realiza el movimiento con menos error, como muestra la tabla 7. Sin embargo, la eficiencia también disminuye, debido a la inclinación de los motores. Gracias a estos dos movimientos, quedan comparadas las capacidades de movimiento de ambas plataformas, obteniendo resultados parecidos.

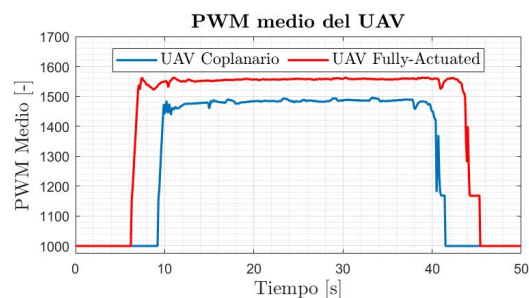


Figura 12: PWM medio durante la trayectoria.

Tabla 7: Error de posición y eficiencia.

| Configuración | Error | Eficiencia |
|----------------|----------|------------|
| Coplanario | 0.22 [m] | 1.00 [-] |
| Fully-Actuated | 0.17 [m] | 0.83 [-] |

5.3. Maniobra de *hover* inclinado

Una vez que se han comparado ambas plataformas, en este último experimento se muestra una capacidad que únicamente tiene la plataforma de rotores inclinados. Este último experimento consiste en despegar la plataforma, mantenerla en *hover* en una posición y variar los ángulos de actitud manteniendo la posición. Con este último experimento se muestra el desacople entre la actitud y la posición en la plataforma *fully-actuated*, cosa que no ocurre en la configuración estándar. Por lo tanto, este experimento se realiza únicamente con la plataforma *fully-actuated*.

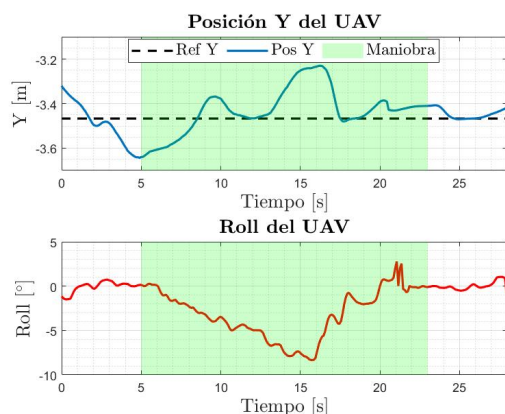


Figura 13: Posición y actitud durante la maniobra.

Tabla 8: Error y ϕ_{Max} en *hover* inclinado.

| Magnitud | Valor |
|------------------|---------|
| Error $_{Y,Max}$ | 0.2 [m] |
| ϕ_{Max} | 9.0 [°] |

Para este movimiento se ha variado el ángulo de *roll* de la plataforma. Por lo tanto, la figura 13 presenta el ángulo de *roll* de la plataforma, así como la posición Y de la plataforma. Se representa únicamente la posición Y ya que es la variable que se vería modificada en una plataforma de rotores coplanarios al variar el ángulo de *roll*.

Se observa como, aunque varía el ángulo de *roll* de la plataforma, su posición Y se mantiene prácticamente fija, teniendo un error máximo de unos 20cm. Por seguridad, el ángulo de *roll* se ha variado hasta 9°. La tabla 8 recoge el error y el ángulo

máximo, y la figura 14 presenta algunos momentos del experimento.

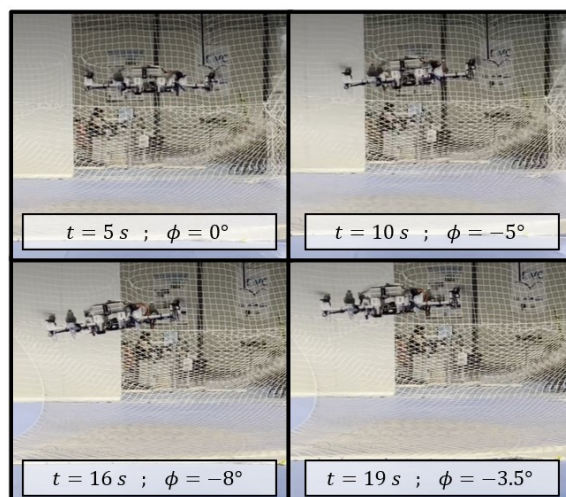


Figura 14: Maniobra de *hover* inclinado.

6. CONCLUSIONES

Este trabajo ha presentado una comparación en cuanto a capacidades de movimiento entre una plataforma de rotores coplanarios, configuración estándar, y una plataforma de rotores inclinados, configuración *fully-actuated*.

Para ello, el trabajo ha presentado el diseño y montaje de la plataforma de rotores inclinados, partiendo de una configuración de rotores coplanarios. Posteriormente, se ha presentado el modelo dinámico para ambas configuraciones, así como el esquema de control de ambas plataformas. Finalmente, ambas plataformas se han comparado a través de dos trayectorias, una recta y otra cuadrada. Además, se ha mostrado una maniobra exclusiva de la plataforma *fully-actuated*, como es el *hover* inclinado.

Los resultados obtenidos son similares: la plataforma de rotores inclinados permite una mayor precisión en los movimientos, al tener el control de posición y de actitud desacoplados. Sin embargo, el consumo aumenta respecto a la plataforma de rotores coplanarios, al tener los rotores inclinados.

Agradecimientos

Este trabajo ha sido parcialmente financiado por el proyecto ARTIC (RTI2018-102224-B-I00), financiado por el Ministerio de Economía, Industria y Competitividad, y los proyectos AERIAL-CORE (H2020-2019-871479) y AEROTRAIN (MSCA-ITN-2020-953454), financiados por la Comisión Europea.

English summary

UAV FULLY-ACTUATED: MODEL, CONTROL AND COMPARISON WITH COPLANAR CONFIGURATION

Abstract

With the development of aerial robotics, new multi-rotor platforms, known as fully-actuated, have appeared. These platforms have the ability to move without tilting the platform. This article presents a comparison in terms of motion capabilities between a coplanar hexarotor, estándar configuration, and a tilted hexarotor, fully-actuated configuration. For this purpose, this paper presents the design, modelling and control of both configurations. The platforms are compared with different trajectories. It also shows capabilities, unique of the fully-actuated platform, such as the ability to hover with a tilt angle.

Keywords: Aerial Robotics, UAVs, Multirotors, Fully-Actuated.

Referencias

- [1] A. Ollero, M. Tognon, A. Suarez, D. Lee and A. Franchi, "Past, Present, and Future of Aerial Robotic Manipulators", in *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 38, no. 1, pp. 626-645, Feb. 2022.
- [2] Ardupilot. URL: <https://ardupilot.org/>
- [3] D. Brescianini and R. D'Andrea, "Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle", *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2016, pp. 3261-326.
- [4] M. Ryll et al., "6D physical interaction with a fully actuated aerial robot," *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2017, pp. 5190-5195.
- [5] M. Ryll, et al. "A Novel Overactuated Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle: Modeling, Control, and Experimental Validation", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 23, no. 2, pp. 540-556, 2015.
- [6] M. Ryll, D. Bicego and A. Franchi, "Modeling and control of FAST-Hex: A fully-actuated by synchronized-tilting hexarotor", *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, 2016, pp. 1689-1694.
- [7] M. Tognon and A. Franchi, "Omnidirectional Aerial Vehicles With Unidirectional Thrusters: Theory, Optimal Design, and Control", in *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 3, no. 3, pp. 2277-2282, July 2018.
- [8] R. Mahony, V. Kumar and P. Corke, "Multirotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor", in *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 19, no. 3, pp. 20-32, Sept. 2012.
- [9] R. Rashad, J. Goerres, R. Aarts, J. B. C. Engelen and S. Stramigioli, "Fully Actuated Multirotor UAVs: A Literature Review," in *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 27, no. 3, pp. 97-107, Sept. 2020.
- [10] Sanchez-Cuevas PJ, et al. "Fully-Actuated Aerial Manipulator for Infrastructure Contact Inspection: Design, Modeling, Localization, and Control", *Sensors*. 2020; 20(17):4708.
- [11] S. Rajappa, M. Ryll, H. H. Bühlhoff and A. Franchi, "Modeling, control and design optimization for a fully-actuated hexarotor aerial vehicle with tilted propellers," *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 2015, pp. 4006-4013.
- [12] Trujillo, M.Á.; Martínez-de Dios, J.R.; Martín, C.; Viguria, A.; Ollero, "A. Novel Aerial Manipulator for Accurate and Robust Industrial NDT Contact Inspection: A New Tool for the Oil and Gas Inspection Industry", *Sensors* 2019, 19, 1305.
- [13] Videos de los experimentos. URL: <https://hdvirtual.us.es/discovirt/index.php/s/9DZ2NRqQkzcxzWZ>



© 2022 by the authors. Submitted for possible open access publication under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution CC-BY-NC 4.0 license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/deed.es>).