

---

# CAPÍTULO 1

---

## PRUEBAS DEL CONTROLADOR

El controlador diseñado se comporta adecuadamente en lo que respecta a las simulaciones, sin embargo debido a que la caracterización del sistema puede contener errores se proceden a realizar algunas pruebas sobre los subsistemas que componen al cuadricóptero. Estas pruebas son de utilidad para verificar el correcto funcionamiento del controlador diseñado y/o para realizar los ajustes que sean necesarios en el mismo.

### 1.1. Control del subsistema del Roll

Para lograr el correcto funcionamiento del cuadricóptero es fundamental que el control sobre los ángulos de Pitch y de Roll se comporte de buena forma. Estos ángulos son claves, a modo de ejemplo, es imposible lograr el equilibrio mecánico si dichos ángulos difieren de cero. Por dicha razón previo a realizar pruebas sobre el sistema completo es necesario asegurarnos que los subsistemas del Roll y del Pitch funcionan correctamente. De acuerdo al modelo físico del sistema desarrollado en ?? ni el Roll ni el Pitch son subsistemas independientes entre sí, además ambos dependen de la velocidad angular según  $\vec{k}_q$ . Sin embargo, dichos ángulos toman valores cercanos a cero en las trayectorias de interés, en este caso se puede realizar la aproximación de que ambos sistemas son independientes.

A partir de esta consideración se procede a fijar al cuadricóptero sobre dos guías como se muestra en la figura 1.1, de forma de eliminar todos los grados de libertad del sistema excepto el ángulo de Roll y la velocidad angular correspondiente al eje de rotación del Roll. Se realizan dos pruebas: la primera consiste en que el sistema alcance la posición de equilibrio ( $\psi = 0$ ), la segunda consiste en alejar al sistema del equilibrio y lograr que vuelva



Figura 1.1: Dispositivo de prueba de Roll

al punto de equilibrio.

## 1.2. Control del subsistema del Yaw

De manera análoga al caso anterior, es importante verificar el buen funcionamiento del control sobre el giro en “z”, para lo cual se utiliza un dispositivo de prueba que restringe los grados de libertad del cuadricóptero. En este caso se lo sujeta con una cuerda desde arriba de los cuatro brazos de modo de realizar la fuerza lo más pareja posible. El cuadricóptero queda sujetado colgando horizontal y conserva el libre giro según “x” ( $\theta$ ). Se setea una velocidad de *hovering* inferior a la necesaria para levantar vuelo, de modo que el cuadricóptero no se eleve y la cuerda quede siempre tensa. Para el giro bajo estudio no es relevante el valor absoluto de la velocidad de giro de cada motor, ya que depende exclusivamente de la diferencia de velocidades angulares. Por ello los resultados de realizar las pruebas con una velocidad de *hovering* inferior a la real son extrapolables a la situación de vuelo libre, sin pérdida de generalidad.

El giro en  $\theta$  es generado por un desequilibrio entre los pares ejercidos por las hélices. Si el par neto de todas las hélices resulta por ejemplo positivo, el cuadricóptero realizará un movimiento hacia los negativos, equilibrando el par, como se explica en el capítulo ??.

Para la estimación de  $\theta$  se utiliza por un lado la integral de la velocidad angular en el eje “z” y por otro la proyección del vector del campo magnético medido sobre el plano horizontal, medidas que son combinadas en el filtro de Kalman. El dato obtenido del magnetómetro no distingue entre giros de  $360^\circ$ , limitando el valor al rango  $[-180^\circ - 180^\circ]$ . Es necesario entonces realizar un reajuste de la medida deducida del campo magnético para lograr la continuidad en el ángulo estimado.

TODO: FOTO