
CAPÍTULO 1

PRUEBAS SOBRE EL CONTROLADOR

El objetivo de la presente sección es el de analizar el desempeño del controlador. Nos concentraremos entonces en analizar algunos parámetros fundamentales del mismo, es de particular interés conocer la respuesta al escalón del sistema para los tres tipos de trayectoria definidos. Modificando la altura del escalón se puede determinar la aceleración máxima a la cual podemos someter al sistema en cada trayectoria, esto resulta fundamental a la hora de imponer restricciones sobre la ruta que se desea seguir. Se analizará además la robustez del controlador implementado, para esto se añade un ruido a los estados realimentados, dicho ruido intenta representar el ruido asociado a las medidas de los sensores. El simulador desarrollado nos permite agregar a cada estado un ruido que cumple con el siguiente modelo:

$$\eta_i = A_i \cos(\omega t) + \varepsilon(\mu_i, \sigma_i) \quad (1.1)$$

Donde $\varepsilon(\mu_i, \sigma_i)$ es un ruido gaussiano de media μ_i y de desviación estándar σ_i .

1.1. Respuesta al escalón

Nos centraremos en estudiar las respuestas al escalón de los tres tipos de trayectorias. En esta sección no se consideran medidas con ruido, es decir que se conoce el estado a la perfección.

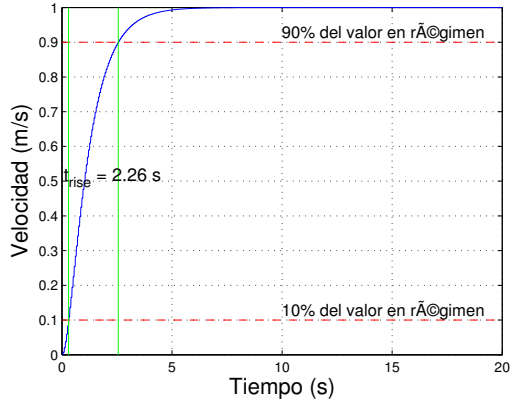
1.1.1. Trayectoria de hovering

Desplazamientos en la dirección vertical

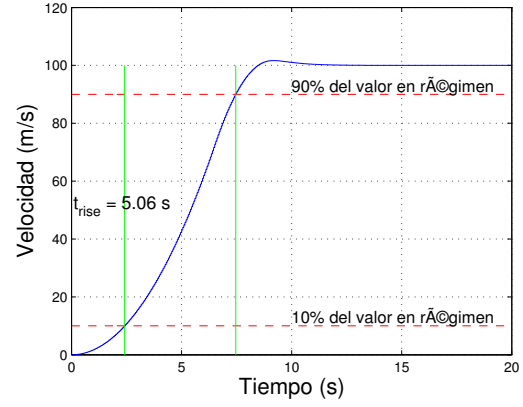
Se consideran condiciones iniciales nulas. Se fija como setpoint:

- Prueba 1: $x_s = 0m$; $y_s = 0m$; $z_s = 1m$; $\theta = 0^\circ$
- Prueba 2: $x_s = 0m$; $y_s = 0m$; $z_s = 100m$; $\theta = 0^\circ$

No se aprecian variaciones en ninguna de las variables de estado excepto en la posición vertical (z) y en la velocidad v_{q_z} . Este resultado es perfectamente esperable ya que todas las variables excepto z son iguales al setpoint inicialmente. Para modificar la altura es necesario modificar la velocidad v_{q_z} , lo cual explica su variación. La respuesta al escalón para las pruebas uno y dos se muestran en la figura 1.1.

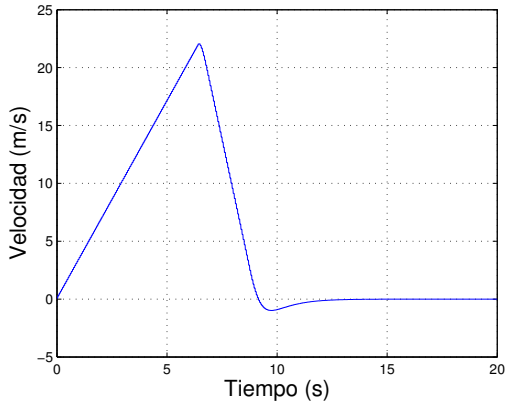


(a) Escalón de altura 1 m

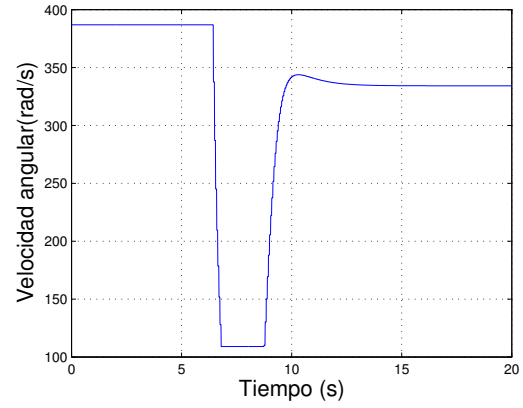


(b) Escalón de altura 100 m

Figura 1.1: Respuesta al escalón en la altura



(a) Velocidad en la dirección vertical



(b) Velocidad angular del motor 1

Figura 1.2: Respuestas de la velocidad vertical y la velocidad angular de los motores para el escalón de 100m

Tanto el tiempo de *rise* como el sobretiro presentado por la respuesta al escalón son considerados ampliamente satisfactorios. Para la primera prueba se obtiene un tiempo de *rise* de 2,26s y no hay sobretiro. Para el escalón de 100m el tiempo de *rise* es de 5,06s. En esta prueba aparece un sobretiro inferior a los dos metros.

Los resultados obtenidos en la simulación son ampliamente satisfactorios ya que nos indican que se puede alcanzar un rango de alturas muy amplio en pocos segundos sin que el sistema presente comportamientos que impliquen inestabilidad. Por otra parte se observa en ambas pruebas que una vez alcanzado el valor objetivo se mantiene perfectamente.

Si estudiamos la velocidad vertical del sistema en la segunda prueba nos encontramos con que se alcanza la velocidad máxima ($22,05ms^{-1}$) en 6,46s. Lo cual implica una aceleración de $3,41ms^{-2}$. Por otra parte, luego de alcanzada la velocidad máxima esta comienza a disminuir, la aceleración el tramo en cuestión es de $-7,09ms^{-2}$. Estas aceleraciones son la máxima y mínima posible en la dirección

vertical ya que, como puede observarse en la figura 1.2b la velocidad angular de los motores satura, llegando tanto a su velocidad máxima y mínima.

Desplazamientos en la dirección horizontal

Partiendo de condiciones iniciales nulas excepto la altura donde se considera $z = 3m$, se fija el siguiente setpoint:

$$\blacksquare \quad x_s = 5m; \quad y_s = 0m; \quad z_s = 3m; \quad \theta = 0^\circ$$

En la figura 1.3a se observa la trayectoria del sistema solidario al cuadricóptero a lo largo del tiempo. El comportamiento es acorde a lo esperado. Se observa que el cuadricóptero tiende a descender inicialmente para luego recuperar su posición inicial. Esto se debe a que en el instante en el cual se produce el escalón en el setpoint, se tiene que $z - z_s = 0$, por lo tanto, los términos de K que dependen de las diferencias no se hacen presentes en la realimentación, a diferencia de lo que sucede con los términos que dependen de $x - x_s$. Todo sucede como si inicialmente el controlador no controlara la altura. En la figura 1.3c puede apreciarse que la variación de la altura es cercana a los $0,3m$. Se realizaron simulaciones para valores de $x_s > 5m$, pero los resultados en cuanto a la variación de las restantes variables de estado no fueron considerados satisfactorios. Por otra parte la aceleración máxima a la cual debería ser sometido el cuadricóptero en la dirección horizontal debes ser menor a los $2ms^{-2}$. Estos últimos aspectos no implican que el control para la condición de hovering sea defectuoso, el controlador fue diseñado linealizando en torno a una trayectoria en la cual $\vec{V} = 0$, por lo tanto es razonable suponer que para no sea adecuado para controlar desplazamientos importantes. En el caso del eje z se obtuvo un desplazamiento importante ya que solamente es necesario modificar la variable v_{q_z} la cual, al tener $\vec{\omega} = 0$ no implica variaciones en ninguna otra variable de estado. Para realizar un desplazamiento según la dirección horizontal deben modificarse o bien el ángulo de Roll o bien el ángulo de Pitch. Sucede que tanto, las velocidades como las posiciones dependen de dichos ángulos, por lo tanto variaciones importantes en los mismos nos alejan de la condición para la cual se linealizó el sistema.

En resumen, se desarrolló un controlador que nos permite grandes desplazamientos en la dirección vertical ($\approx 100m$) y desplazamientos inferiores a los $5m$ en la horizontal, con tiempos de respuesta inferiores a los $5,06s$ y $2,16s$ respectivamente, al menos sin presencia de ruido de medición.

1.2. Robustez frente a la presencia de ruido de medición

Hasta aquí hemos evaluado las características del controlador diseñado en situaciones en las cuales se conoce exactamente el vector de estados, evidentemente la situación de vuelo real no se corresponde con esta idealidad. Las medidas realizadas tienen ruido intrínseco, muy superior a los considerados en las pruebas de calibración y caracterización de los sensores. El aumento de este ruido se debe principalmente a las vibraciones mecánicas que introducen las hélices.

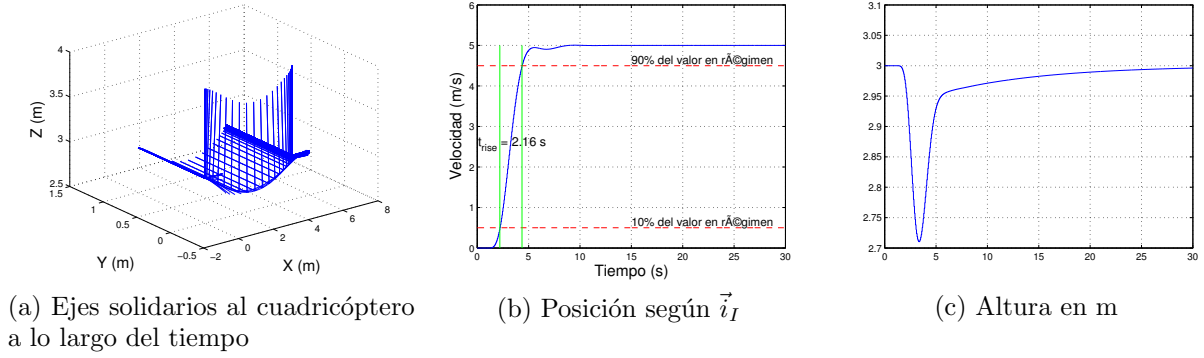


Figura 1.3: Escalón de 2m en la dirección horizontal

Resulta fundamental conocer en forma aproximada el comportamiento de los ruidos de medida. Con dicho fin se realizó una prueba de vuelo en la cual el cuadricóptero estaba sujeto por arriba y por debajo quedando imposibilitado de realizar movimientos. Se comandaron los motores a la velocidad de hovering. En la presente sección se presentan los parámetros de la ecuación 1.1 que mejor ajustan el ruido. Si bien se podría haber realizado dicho ajuste utilizando mínimos cuadrados, al menos para la parte del ruido no aleatorio, se optó por realizar dicho ajuste en forma iterativa.

Dado que los ángulos de pitch y de roll se obtienen directamente con los acelerómetros los ruidos asociados a ambas medidas son idénticas. Por dicho motivo consideraremos un solo ruido replicado en ambas variables. En el caso de las velocidades angulares y de la posición horizontal (medida con el GPS), trabajaremos de la misma forma.

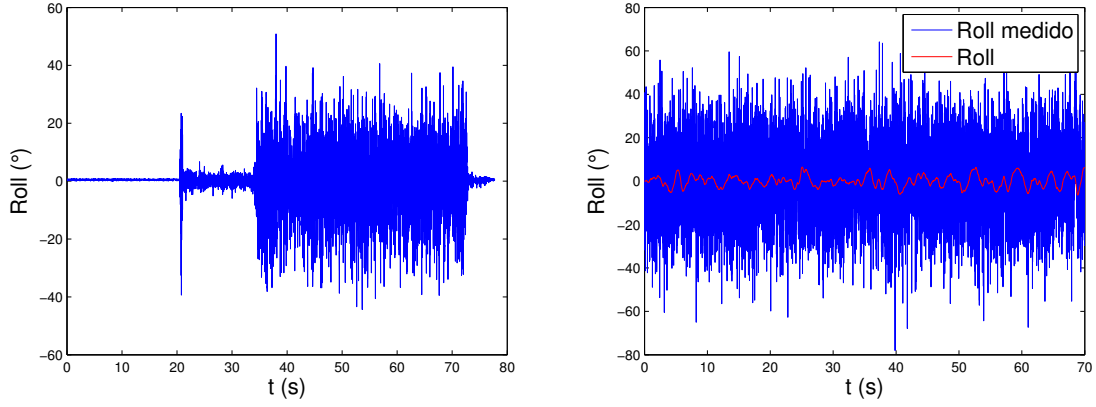
Finalmente cabe aclarar que se espera que los ruidos obtenidos sean independientes del tipo de trayectoria realizada, por lo tanto los ruidos obtenidos para la trayectoria de hovering serán los utilizados para las restantes.

1.2.1. Hovering

Para el ruido asociado a las medidas de los ángulos de pitch y de roll se escogieron los siguientes parámetros:

- $A_{roll} = 0,05^\circ$
- $\omega_{i_{roll}} = 2\pi 0,03 \text{ rads}^{-1}$
- $\sigma_{roll} = 6,05^\circ$
- $\mu_{roll} = 0,27^\circ$

En la figura ?? pueden compararse los ruidos obtenidos en la “situación de vuelo” descrita anteriormente y el ruido en la simulación. Asimismo puede observarse como, a pesar de la gran presencia de ruido la variable de estado de interés se mantiene controlada muy cercana al valor deseado. El valor máximo y mínimo de



(a) Medida del ángulo de Roll en “situación de vuelo” (b) Ruido de Roll simulado y Roll efectivo

Figura 1.4: Ruidos de Roll

roll alcanzados son $6,48^\circ$ y $-6,41^\circ$.

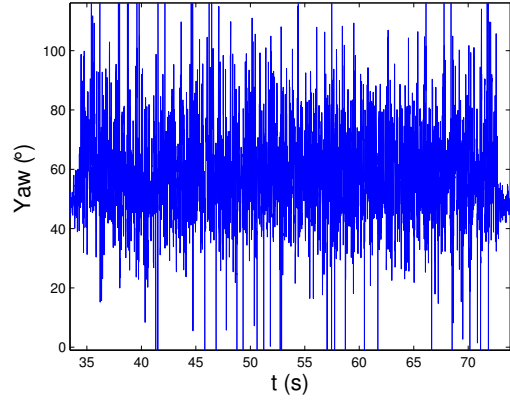
En la figura 1.4a se observan tres amplitudes de ruido bien marcadas. La primera corresponde a las medidas con los motores apagados, la segunda a partir del segundo 20.5 donde los motores operan a velocidad mínima (109 revs^{-1}) y la tercera a partir del segundo 34 donde la velocidad angular de los motores es igual a la velocidad de hovering. En lo que sigue del análisis nos concentraremos exclusivamente en esta tercer etapa.

El ángulo de Yaw se determina además utilizando la lectura del magnetómetro, por dicho motivo se separa el análisis de su ruido de los restantes ángulos de Euler. En este caso los parámetros de ruido utilizados son:

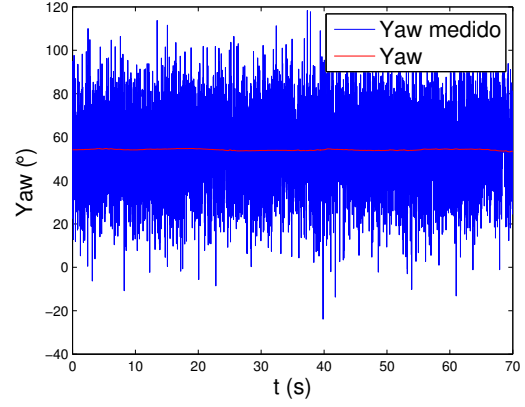
- $A_{yaw} = 0,23^\circ$
- $\omega_{yaw} = 2\pi 0,07 \text{ rads}^{-1}$
- $\sigma_{yaw} = 2^\circ$
- $\mu_{yaw} = 0$

En la figura 1.5 puede observarse como, a pesar del ruido en la medida el controlador se mantiene robusto apartándose del valor objetivo $0,96^\circ$ en el peor de los casos. El resultado en lo que respecta al control de la velocidad angular del sistema es similar. En la figura 1.6 pueden observarse las gráficas de los ruidos medido y simulado, además de la velocidad angular “real”. Se trabaja en este caso con la velocidad angular ω_{qx} . Los parámetros de ruido escogidos son:

- $A_{\omega_{qx}} = 0,03^\circ \text{ s}^{-1}$
- $\omega_{\omega_{qx}} = 2\pi 0,03 \text{ rads}^{-1}$
- $\sigma_{\omega_{qx}} = 0,64^\circ \text{ s}^{-1}$
- $\mu_{\omega_{qx}} = 0$

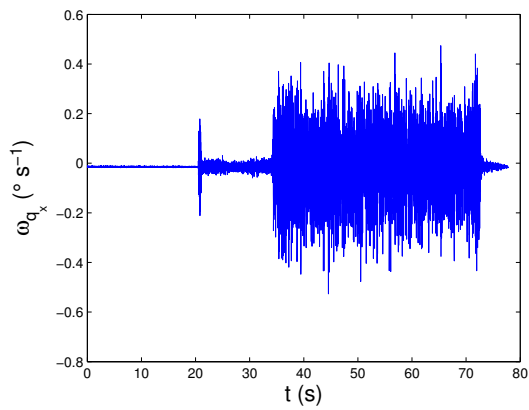


(a) Medida del ángulo de Yaw en “situación de vuelo”

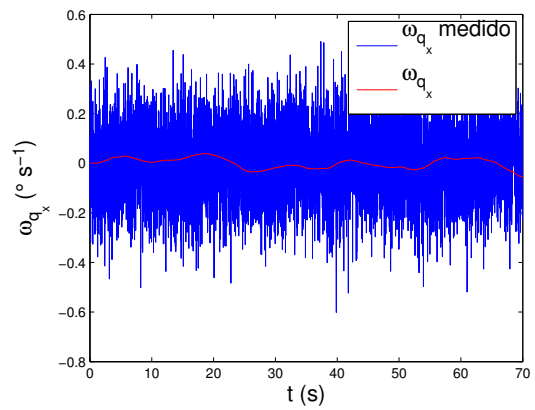


(b) Ruido de Yaw simulado y Yaw efectivo

Figura 1.5: Ruidos de Yaw



(a) Medida de ω_{q_x} en “situación de vuelo”



(b) Ruido de ω_{q_x} simulado y ω_{q_x} efectivo

Figura 1.6: Ruidos de ω_{q_x}

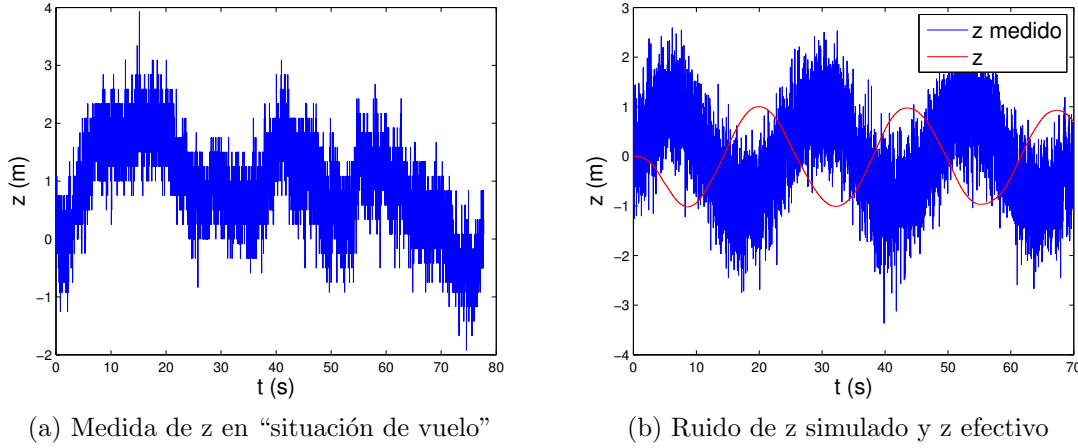


Figura 1.7: Ruidos de z

Los ruidos observados hasta el momento son preponderantemente blancos. Por dicho motivo es prácticamente imposible observar la respuesta del control más allá de afirmar que efectivamente no nos alejamos sustancialmente de la posición deseada. En el caso del ruido en la altura la situación es distinta ya que quien juega el papel más importante en el ruido es una oscilación de baja frecuencia. Los parámetros elegidos para representar dicho ruido son:

- $A_z = 1m$
- $\omega_z = 2\pi 0,04 \text{rads}^{-1}$
- $\sigma_z = 0,34m$
- $\mu_z = 0,94m$

En la figura 1.7b se aprecia claramente la acción del control ya que para medidas que superan el valor deseado de *setpoint* el control actúa en sentido contrario, sucede lo mismo para las medidas que son inferiores al *setpoint*.

Los ruidos que se han manejado hasta aquí corresponden a las medidas directa de los sensores. Al someter estas medidas al filtro de Kalman (ver capítulo ??) tendremos ruidos muy inferiores. Por lo tanto podemos asumir que el sistema se comportará aún mejor que lo que se evaluó en esta sección.

En lo que respecta al ruido de la velocidad no se puede trabajar simplemente con las medidas de los sensores ya que no se tiene ninguna medida directa de la velocidad. La única medida que se tiene es la aceleración, se podría integrar dicha medida para obtener valores de velocidad, pero el error introducido en la aceleración lleva a que la velocidad tenga una deriva, no tiene sentido en pensar esta magnitud con un ruido asociado, excepto que trabajemos en este caso con las estimaciones del vector de estados.

1.3. Robustez frente a errores en el modelado

Hemos verificado la robustez del controlador diseñado en lo que respecta al ruido en las medidas de las variables de estado. Sin embargo cabe preguntarse como se

comportara el sistema si se realizó un error en el modelado del sistema, es importante asegurarse que el sistema continua comportandose de acuerdo a lo esperado en caso de haber cometido pequeños errores en la determinación de algunos parámetros fundamentales. En particular verificaremos el comportamiento del sistema en caso de que la masa del sistema y los parámetros que relacionan la velocidad angular de los motores con la fuerza y los torques se hayan medido con un error de $\pm 10\%$.

1.3.1. Error en la masa