

Filtro complementario para estimación de actitud aplicado al controlador embebido de un cuatrirrotor

David Gaydou, Javier Redolfi y Agustín Henze
Centro de Investigación en Informática para la Ingeniería
Universidad Tecnológica Nacional - Facultad Regional Córdoba
dgaydou@scdt.frc.utn.edu.ar

Resumen—Se presentan los resultados del diseño e implementación de un sistema de estimación de actitud para un robot autónomo volador de cuatro rotores utilizando para dicha estimación, primero en forma independiente un acelerómetro y un giróscopo de tecnología MEMS, y luego fusionando las mediciones de ambos sensores mediante un filtro complementario.

Index Terms—Cuadricóptero, Giróscopo, Acelerómetro, Filtro complementario.

I. INTRODUCCIÓN

A continuación se presenta un sistema para estimación de actitud de un robot volador autónomo (UAV, Unmanned Aerial Vehicle) de cuatro rotores capaz de despegar verticalmente y realizar vuelos estacionarios que está siendo desarrollado en el Centro de Investigaciones en Informática para la Ingeniería (C.I.I.I.) en la Facultad Regional Córdoba de la Universidad Tecnológica Nacional. Este robot está diseñado para ambientes interiores como así también exteriores con condiciones atmosféricas limitadas. Se prevé una carga útil de 1 Kg. El sistema de control de estabilidad está implementado en un microcontrolador LPC2114 de NXP. Este controlador consta de dos lazos anidados, el lazo interno controla la actitud de la aeronave y el externo genera referencias para el lazo interno a fin de controlar la posición. El lazo interno consta de tres compensadores proporcional, integral y derivativo (PID) digitales, dos para controlar los ángulos de cabeceo (φ) y rolido (θ) y el tercero para la orientación (ψ). Estos 3 ángulos son conocidos como ángulos de navegación, los cuales son un tipo de ángulos de Euler usados en sistemas de tipo voladores. El sistema de lazo cerrado para φ y θ tiene un ancho de banda teórico de 15 Hz. El mecanismo de medición de estos ángulos debe poseer una frecuencia de corte por encima de este límite para no comprometer la estabilidad ni degradar el desempeño dinámico.

Para determinar la inclinación se utilizan acelerómetros tipo MEMS, que poseen numerosas ventajas para esta aplicación, como ser buen ancho de banda, suficiente resolución, peso reducido, robustez y bajo costo. Mediante estos sensores es posible determinar la dirección y el sentido del vector de aceleración de la gravedad respecto a un marco de referencia fijo en la aeronave. La desventaja fundamental de estos sensores radica en que las mediciones son fuertemente afectadas por las vibraciones en la estructura donde se encuentran montados. Otra alternativa para medir la inclinación es computar la

rotación integrando la señal de sensores giroscópicos. Por las mismas razones que el caso anterior, los dispositivos de tecnología MEMS resultan los más apropiados para esta aplicación, aunque si bien son más inmunes a las vibraciones presentan derivas sostenidas en el tiempo debido a la integración de los errores de offset.

En adelante, el contenido se organiza de la siguiente manera. En la sección 2 se evalúan un acelerómetro y un giróscopo como sensores de medición de inclinación. Se muestran los inconvenientes que producen las vibraciones y las derivas. En la sección 3 se propone combinar las mediciones de los sensores mediante un filtro complementario que permita reconstruir una estimación de las mediciones a partir de las partes de los espectros de las señales adquiridas con cada sensor, cuya información se encuentre menos corrompida. En la sección 4 se presentan los resultados de los ensayos utilizando el filtro complementario. En la sección 5 se discuten las conclusiones.

II. ENSAYO INDIVIDUAL DE LOS SENSORES

Para los ensayos que se describen a continuación se construyó un montaje experimental que consta de un balancín con un propulsor en cada extremo, un potenciómetro en el pivot y el sensor con el sistema de control montado en el centro. Este montaje con un grado de libertad permite simular el comportamiento dinámico aproximado del sistema respecto al rolido o el cabeceo. (Fig. 1). Aparte del sistema mecánico, el montaje cuenta con un controlador PID digital implementado en el microcontrolador, el cual cierra el lazo del sistema. Para lograr una notación consistente supondremos que el ángulo a medir es el de rolido (θ).

II-A. Acelerómetro

En el desarrollo experimental se utilizó el acelerómetro ADXL345 de tres ejes dispuesto de manera que los ejes de medición del mismo coincidan con los ejes del sistema de referencia del UAV. De esta manera el ángulo se obtiene como $\varphi = \arccos \frac{a_x}{g}$, donde la aceleración a_x se mide con una resolución de 10 bits, y un ancho de banda ajustable por software desde 0.05 Hz. hasta 1600 Hz.

Las Fig. 2a,2b y las Fig. 3a, 3b muestran comparativamente las señales adquiridas del sistema a lazo abierto en estado de equilibrio con una inclinación de 10° con los propulsores

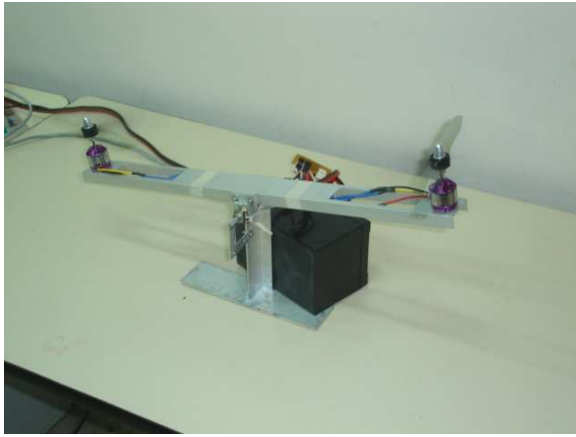


Figura 1: Montaje experimental usado para realizar los ensayos (balancín).

apagados y con los propulsores encendidos (50 %) respectivamente y con el filtro interno que posee el sensor seteado a una frecuencia de corte de 25 Hz.

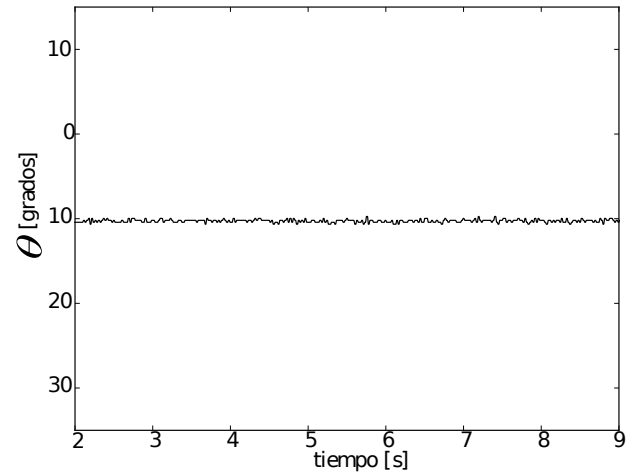
Si bien el sistema en lazo cerrado formado por el balancín más el controlador PID presenta un buen rechazo a las componentes ruidosas de alta frecuencia de las vibraciones, esto se aprecia en la curva de bode simulada de la Fig. 4 y en las curvas de respuesta en el tiempo del mismo sistema que se ve en la Fig. 5, las variaciones bruscas de señal producen acciones de control, debidas a la rama del derivador del compensador, que llevan a los motores a zonas no lineales (saturación o corte), provocando la inestabilidad del sistema. Esto se puede comprobar calculando la componente derivativa del compensador PID usando como entrada de error la señal de la Fig. 3b. En esta figura, para el peor caso ($\Delta\theta = 40^\circ$) y suponiendo una constante derivativa de 10 necesitaríamos un empuje de 2Kg como respuesta, la cual es la máxima que pueden entregar los propulsores, pero para estabilizar al sistema se necesita una constante derivativa de al menos 2000, con lo cual la acción de control se va a 400Kg.

El filtrado de la señal ruidosa mediante filtro pasa-bajos introduce otras desventajas: si bien se pueden mantener acotadas las derivadas en la señal, la atenuación y el corrimiento de fase degradan la respuesta dinámica e incluso provocan inestabilidad cuando las frecuencias de corte son demasiado bajas. La Fig. 6a muestra la respuesta temporal del sistema para una medición no ruidosa y no filtrada, en la Fig. 6b la misma señal se pasa por un filtro pasa-bajos de 5 Hz de frecuencia de corte, finalmente si se disminuye la frecuencia de corte del mismo a 2 Hz el sistema se desestabiliza, tal como lo muestra la gráfica de simulación de la Fig. 6c.

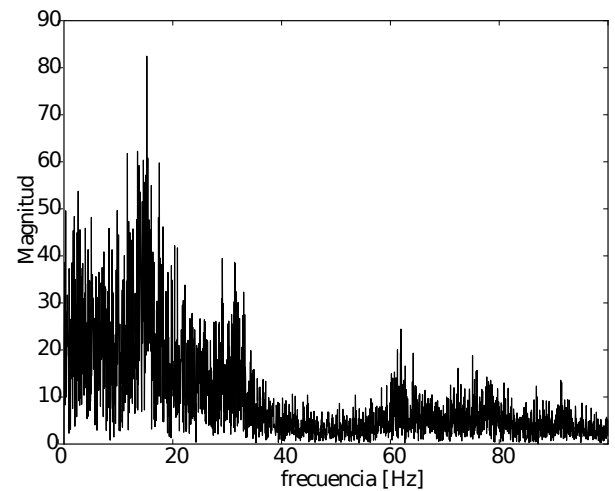
Como consecuencia no sería posible utilizar el acelerómetro como inclinómetro en el sistema de estabilización. A raíz de esto se evalúa la posibilidad de utilizar un giróscopo.

II-B. Giróscopo

Para realizar los siguientes experimentos se utilizó un giróscopo de 3 ejes ITG3200 de la firma InvenSense. Éste



(a) Ángulo de rolo en función del tiempo.



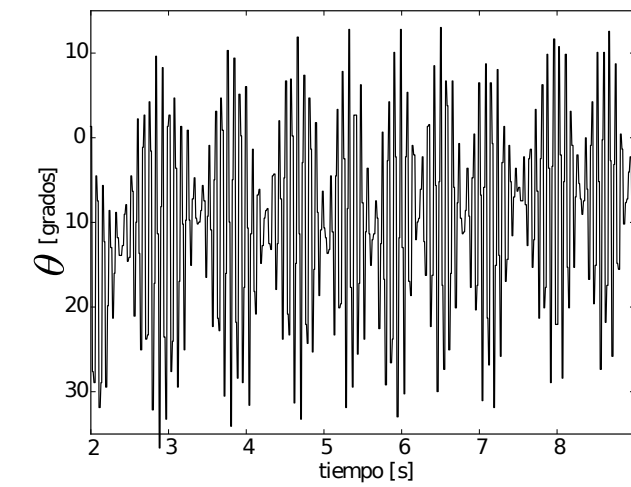
(b) Espectro de frecuencias.

Figura 2: Ángulo medido con el acelerómetro, con el montaje en equilibrio formando un ángulo de 10° y los propulsores apagados.

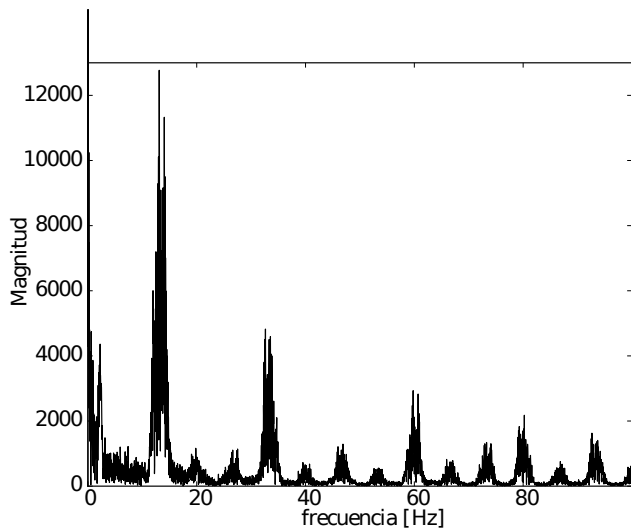
se dispuso de manera que sus ejes estén alineados con los del sistema de referencia de abordó. Este dispositivo posee un rango dinámico de $\pm 2000[^\circ/s]$ y una sensibilidad de $14^\circ/s$. En las Fig. 7a, 7b, 8a, 8b se observan comparativamente las señales en el tiempo y el espectro para el caso que los propulsores están apagados y encendidos con la misma configuración que la descrita para el caso de la medición con el acelerómetro. Haciendo una comparación de la Fig. 3a con la Fig. 8a se puede ver que la influencia de las vibraciones en las mediciones del giróscopo son sensiblemente menores que en el caso del acelerómetro. Sin embargo se han observado intervalos de tiempo relativamente cortos, la Fig. 9 muestra que para tiempos mayores la medida de este sensor comienza a derivar.

III. FILTRO COMPLEMENTARIO

En forma intuitiva surge la idea de usar la medición obtenida por el giróscopo para tiempos cortos y realizar la corrección



(a) Ángulo de rolido en función del tiempo.



(b) Espectro de frecuencias.

Figura 3: Ángulo medido con el acelerómetro, con el montaje en equilibrio formando un ángulo de 10° y los propulsores encendidos al 50 % de su potencia.

de la deriva con la medición realizada por el acelerómetro en tiempos largos, debido a que esta última medición tiende a ser la aceleración de la gravedad para períodos largos. Los filtros complementarios son muy usados en sistemas de navegación inercial. Aplicaciones típicas son la combinación de las medidas de aceleración vertical y velocidad barométrica vertical para obtener una estimación de la velocidad vertical o mediciones de unidades inerciales y sistemas de visión. [?]

Un filtro complementario es en sí un filtro de Kalman de estado estacionario para una cierta clase de problemas de filtrado [?], este no considera ninguna descripción estadística del ruido que corrompe a las señales y es obtenido solamente por un análisis en el dominio de la frecuencia. El filtro complementario resulta sencillo de tratar matemáticamente y en razón de su baja complejidad de implementación consume pocos recursos computacionales. La idea básica del filtro

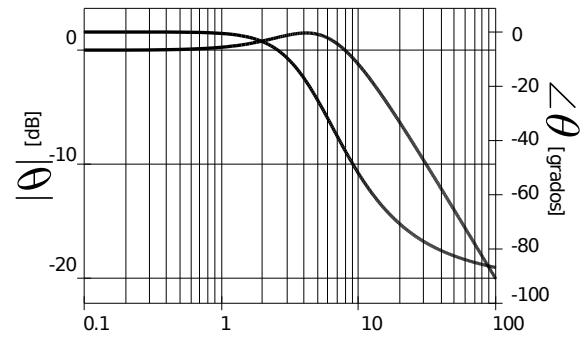
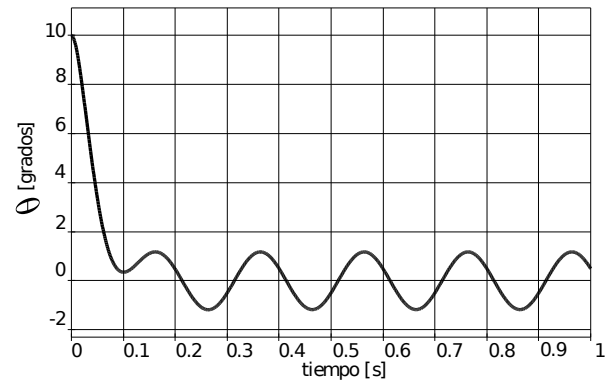
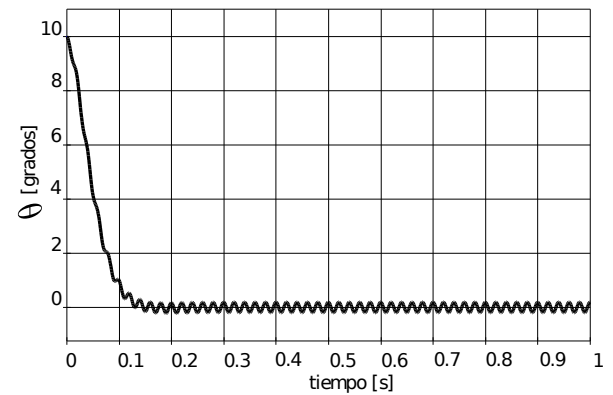


Figura 4: Respuesta en frecuencia del sistema completo a lazo cerrado.



(a) Frecuencia de la perturbación de $5Hz$.



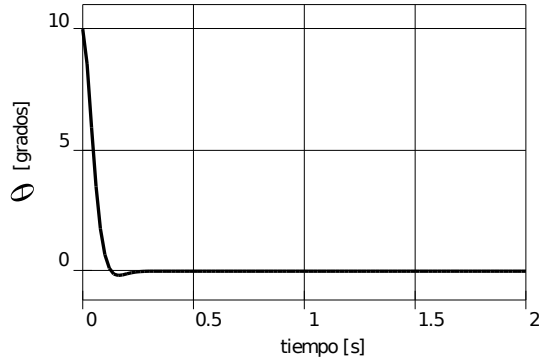
(b) Frecuencia de la perturbación de $50Hz$.

Figura 5: Respuesta en el tiempo del sistema completo a lazo cerrado para una perturbación angular senoidal de $0,1^\circ$.

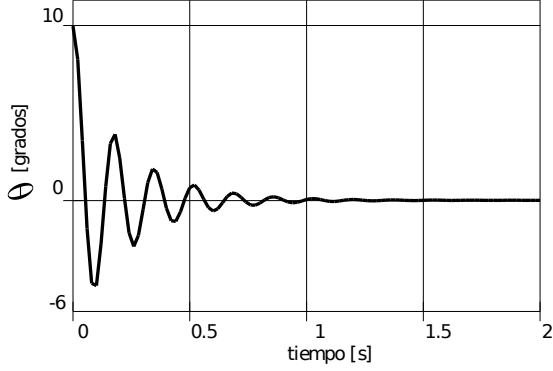
complementario es combinar la salida del acelerómetro y del giróscopo para obtener una buena estimación del ángulo de orientación de la plataforma, compensando la deriva del giróscopo con la dinámica lenta del inclinómetro [?].

El filtro complementario propuesto es el que se muestra en la figura 10. Donde θ_a es el ángulo medido por el acelerómetro cuya señal está corrompida por ruidos de alta frecuencia proveniente de las vibraciones, θ_g es el ángulo medido por el giróscopo, afectado por la deriva y $\hat{\theta}$ es el ángulo estimado.

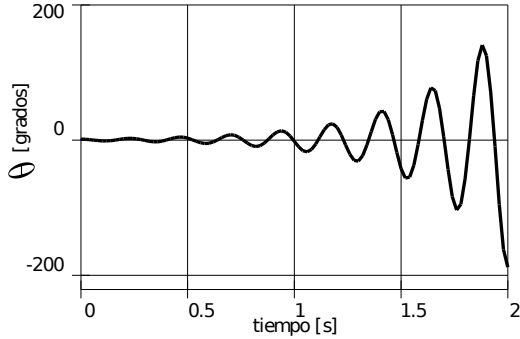
Las funciones de transferencia del filtro deben ser elegidas



(a) Sin filtrar.



(b) $f_c = 5Hz$



(c) $f_c = 2Hz$

Figura 6: Respuestas temporales del sistema a lazo cerrado de θ para señales no ruidosas, pero previamente pasadas por un filtro pasa bajos.

de acuerdo 8aa:

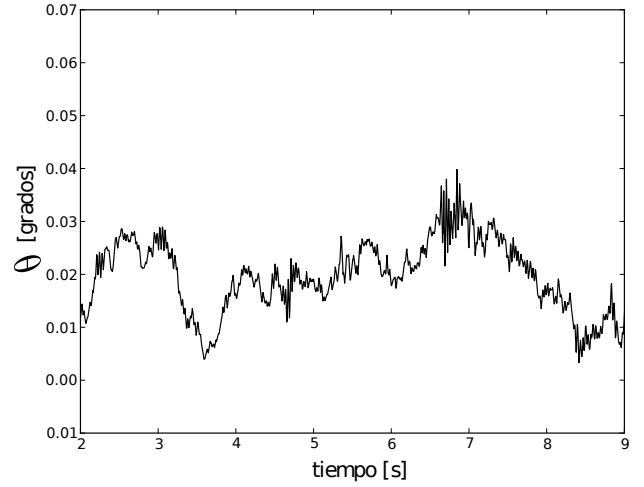
$$H_{a(s)}G(s) + H_{g(s)}(1 - G(s)) = 1 \quad (1)$$

en donde $H_{a(s)}$ y $H_{g(s)}$ representan las funciones de transferencia del acelerómetro y el giróscopo respectivamente.

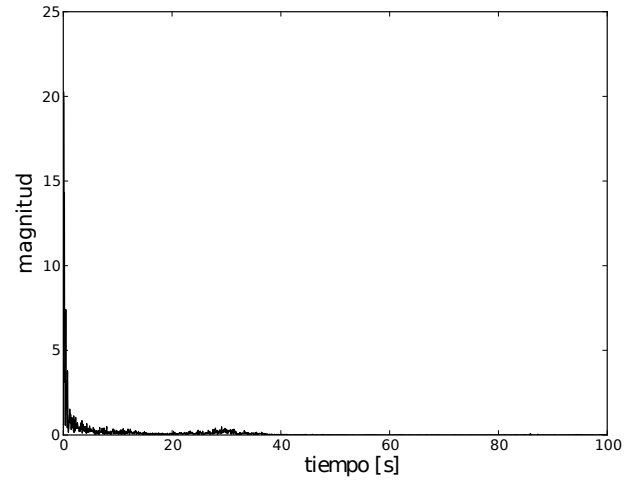
Suponemos que las funciones de transferencia de los sensores son iguales a 1. Esto es $H_{a(s)} = H_{g(s)} = 1$.

La función de transferencia elegida para $G(s)$ es un filtro pasa bajos de primer orden, lo cual hace que la estimación en baja frecuencia dependa de la medición del acelerómetro.

$$G(s) = \frac{\alpha}{s + \alpha} \quad (2)$$



(a) Ángulo de rolido en función del tiempo.



(b) Espectro de frecuencias.

Figura 7: Ángulo medido con el giróscopo, con el montaje en equilibrio y los propulsores apagados.

Y la función de transferencia para $1 - G(s)$:

$$1 - G(s) = \frac{s}{s + \alpha} \quad (3)$$

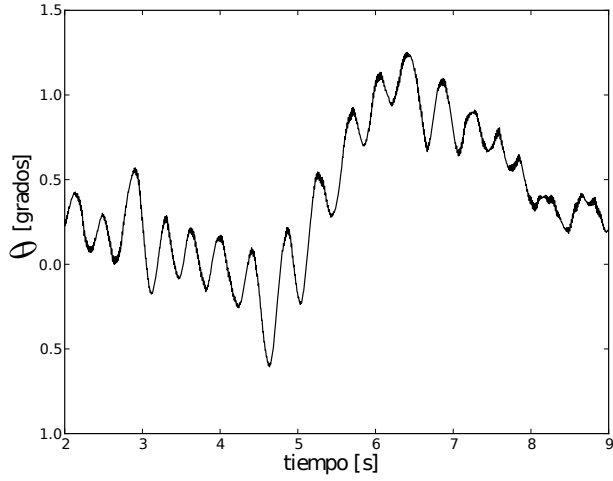
este filtro nos permite hacer que las componentes de alta frecuencia de la medición estimada estén dominadas por el aporte de las mediciones provenientes del giróscopo.

Como podemos ver en la figura 10, si ambas mediciones son ideales, la función de transferencia total del filtro resulta:

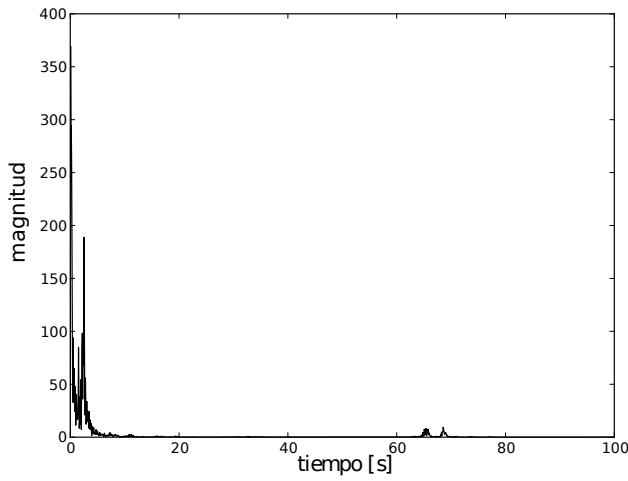
$$\frac{\hat{\theta}(s)}{\theta(s)} = G(s) + (1 - G(s)) = 1 \quad (4)$$

Y esto hace que:

$$\hat{\theta}(s) = \theta(s) \quad (5)$$



(a) Ángulo de rolido en función del tiempo.



(b) Espectro de frecuencias.

Figura 8: Ángulo medido con el giroscopio, con el montaje en equilibrio y los propulsores encendidos al 50 % de su potencia..

III-A. Discretización de los filtros

Para la implementación de los filtros digitales en el microcontrolador se parte discretizando las funciones de transferencia de los mismos usando la transformada z y suponiendo un retenedor de orden cero a la entrada. Con esto se obtiene una expresión compacta para el filtro completo.

Si definimos: $G_1(s) = G(s)$ y $G_2(s) = 1 - G(s)$, entonces:

$$G_1(z) = \frac{(1 - e^{-\frac{T}{\tau}})z^{-1}}{1 - e^{-\frac{T}{\tau}}z^{-1}} \quad (6)$$

$$G_2(z) = \frac{1 - z^{-1}}{1 - e^{-\frac{T}{\tau}}z^{-1}} \quad (7)$$

En donde $a = \frac{1}{\tau}$ y τ representa la constante de ambos filtros.

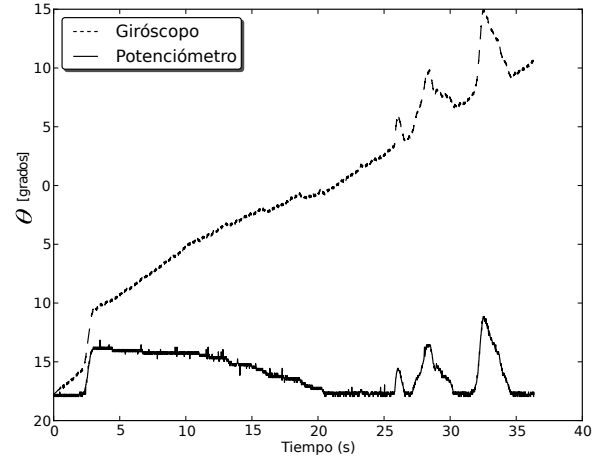


Figura 9: Deriva del ángulo medido por el giróscopo

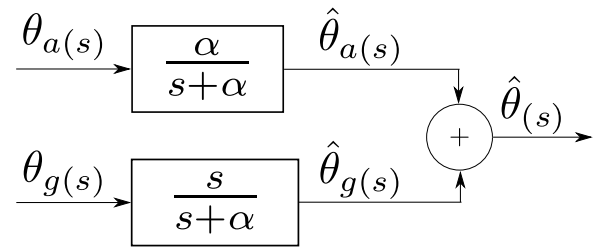


Figura 10: Diagrama en bloques del filtro complementario utilizado.

III-B. Algoritmo del microcontrolador

El algoritmo del microcontrolador surge del paso a ecuaciones en diferencias de las funciones de transferencia de cada filtro.

$$\hat{\theta}_{[k]} = \hat{\theta}_a[k] + \hat{\theta}_g[k] \quad (8)$$

$$\hat{\theta}_a[k] = e^{-\frac{T}{\tau}} \hat{\theta}_a[k-1] + (1 - e^{-\frac{T}{\tau}}) \theta_a[k] \quad (9)$$

$$\hat{\theta}_g[k] = e^{-\frac{T}{\tau}} \hat{\theta}_g[k-1] + \omega_{[k]}T \quad (10)$$

$$\omega_{[k]}T = \theta_{g[k]} - \theta_{g[k-1]} \quad (11)$$

IV. RESULTADOS DE LA IMPLEMENTACIÓN

Se ensayó el sistema utilizando el filtrado complementario verificándose una buena estimación del ángulo que resultó en la correcta estabilización y una buena respuesta dinámica. En la figura 11 se muestran las mediciones individuales del acelerómetro y el giróscopo; y la estimación del filtro complementario; mientras se sometió al sistema a perturbaciones forzándolo a salir de la posición de equilibrio y permitiéndole que se restituya en forma autónoma. Como se observa en la gráfica se calibró débilmente el offset del giróscopo para permitir una deriva exagerada a fin de mostrar el rechazo del filtro. En la Figura 12 se observa la medida del ángulo

estimada por el filtro contrastada contra la medición del potenciómetro durante la evolución del sistema desde un ángulo inicial de -10 grados hasta el equilibrio en cero grado. En este ensayo se utilizó la medida del filtro para la realimentación del lazo de control y se ajustaron las constantes del controlador PID. Este ajuste se realizó según los análisis de estabilidad hechos del sistema a lazo cerrado para obtener la respuesta subamortiguada que se observa, aunque hubo que realizar algunos retoques empíricos los cuales se pueden deber a que se idealizaron algunas partes del sistema y también a falta de una buena calibración de los sensores y propulsores.

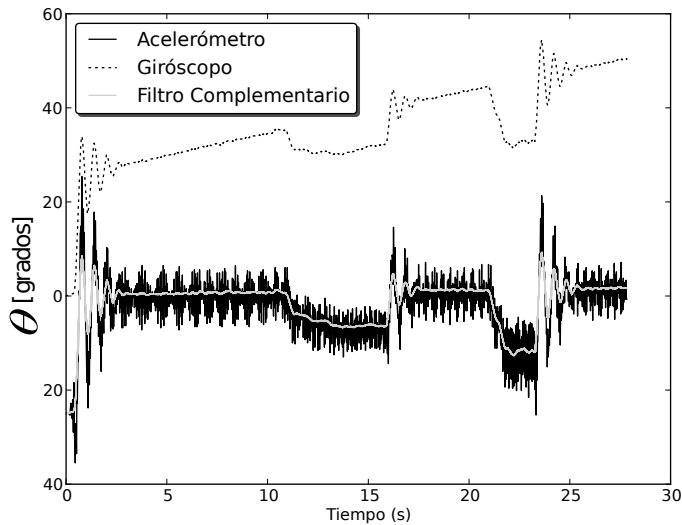


Figura 11: Mediciones y estimación durante ensayo del sistema.

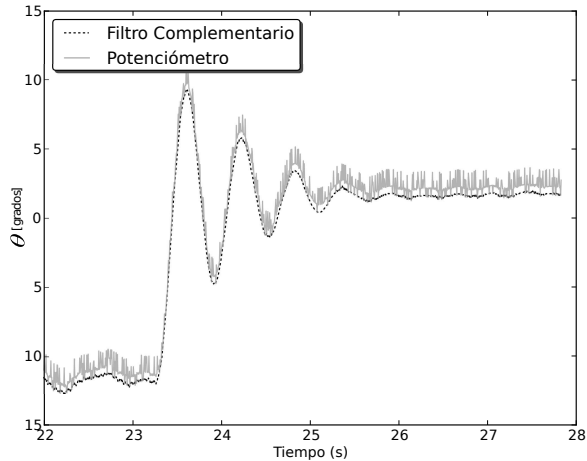


Figura 12: Respuesta dinámica del sistema ante una perturbación

V. CONCLUSIONES

Se ensayaron tres métodos de medición de inclinación de una plataforma experimental que se comporta como el UAV con cinco grados de libertad restringido, permitiéndose rotaciones que corresponderían al cabeceo o el rolido de

la aeronave. Los dos primeros métodos ensayados utilizaron acelerómetro por un lado y giróscopo por otro de manera individual. En el primer caso la influencia de las vibraciones impide el correcto funcionamiento del lazo de control, en tanto que si se filtra la señal de la medición se degrada la respuesta dinámica o incluso se llega a la inestabilidad del sistema para frecuencias de corte demasiado bajas. Por el lado del giróscopo se obtuvo mejores resultados en el comportamiento del lazo de control, no obstante esto la deriva producida por el offset del sensor hace que el error de inclinación se incremente de manera constante en el tiempo. Ninguno de los dos métodos resulta viable para el control de actitud del UAV.

Finalmente se aplicó un filtro complementario para combinar la medición de ambos sensores tomando de cada uno la parte del espectro de la señal de medición menos corrompida y atenuando la otra a fin de que la suma permita una estimación aproximada de la variable de interés. El comportamiento dinámico del sistema realimentado con la medición estimada por el filtro resulta satisfactorio para ser aplicado al prototipo real.

AGRADECIMIENTOS

El primer autor se financia bajo el programa de Becas de Formación de Doctores en Áreas Tecnológicas Prioritarias. Ministerio de Ciencia, Tecnología e Innovación Productiva, Agencia Nacional de Promoción Científica y Tecnológica - FONCyT IP-PRH 2007 - Resolución C.S. N° 649/08.