

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 acelerómetro y giróscopo de tecnología MEMS en forma independiente y fusionando sus mediciones a través de un filtro complementario.

Index Terms—Cuadricóptero, Giróscopo, Acelerómetro, Filtro complementario, ARM7.

I. INTRODUCCIÓN

A continuación se presenta un sistema para estimación de actitud de un robot volador autónomo (UAV¹) 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.) 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). 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)

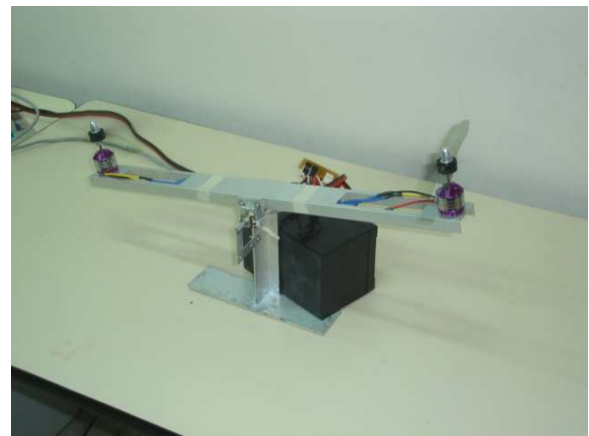


Figura 1: Balancín.

¹Unmanned Aerial Vehicle

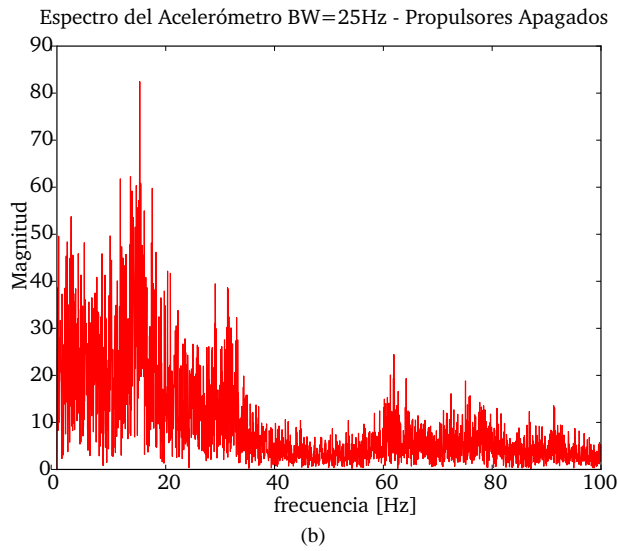
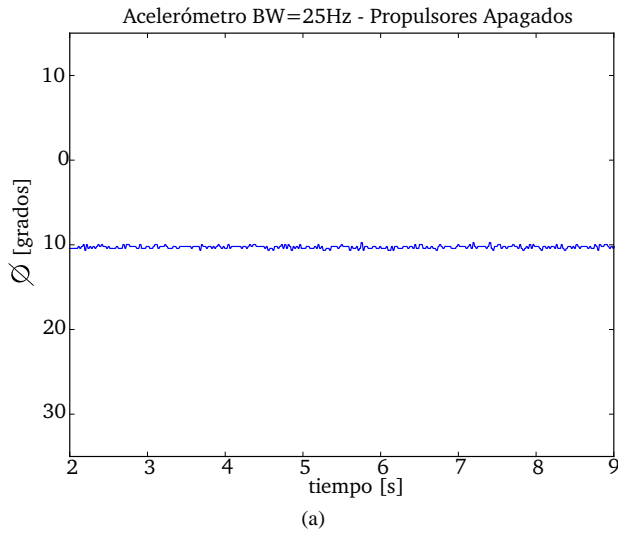


Figura 2

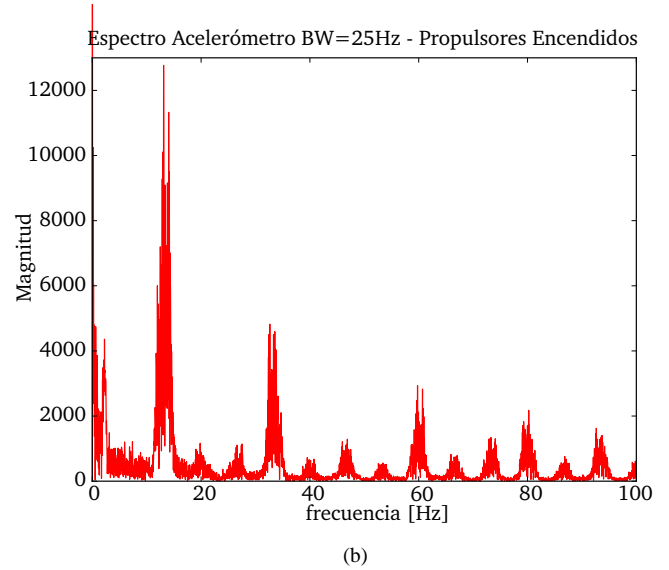
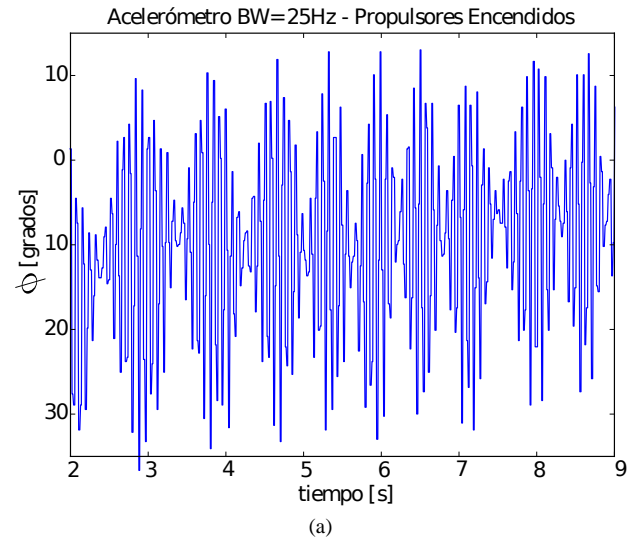


Figura 3

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

Si bien el sistema en lazo cerrado 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 de 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.

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.

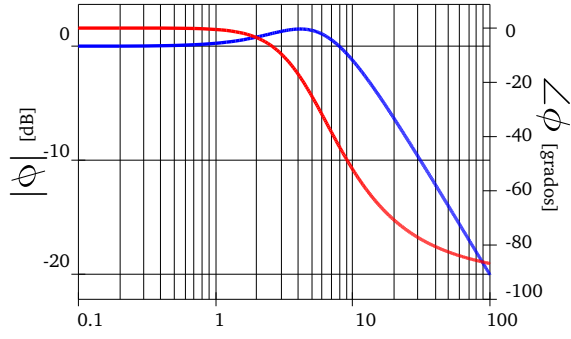


Figura 4

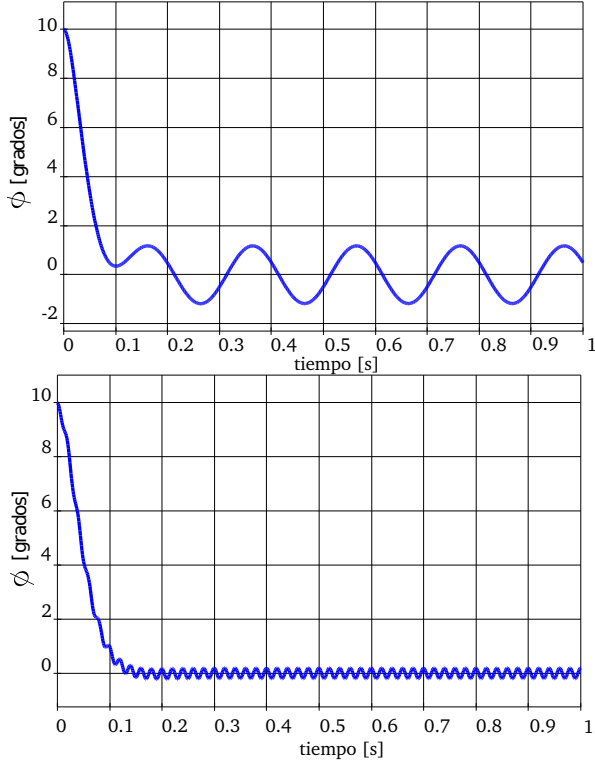
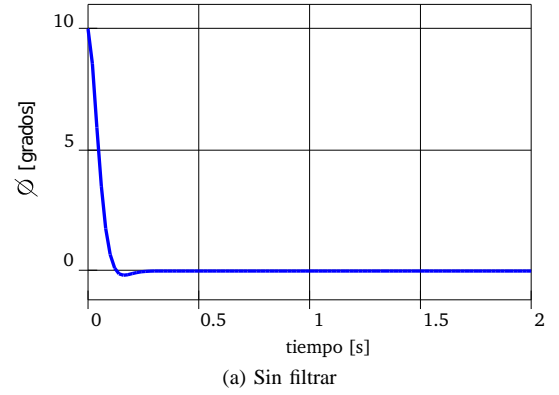


Figura 5: Para $\delta(\varphi) = 0,1$ y $f_1 = 5$ Hz, $f_2 = 50$ Hz.

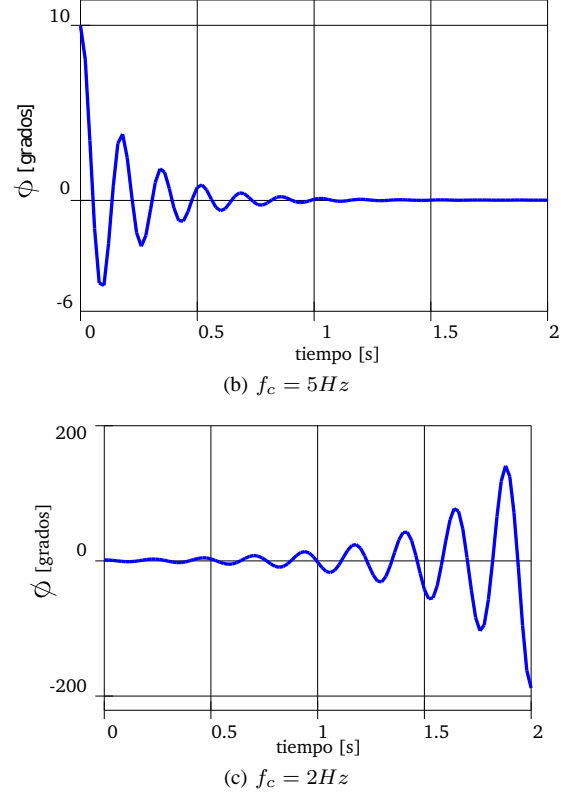


Figura 6: Respuestas temporales de φ

II-B. Gir6scopo

Para realizar los siguientes experimentos se utiliz6 un gir6scopo de 3 ejes ITG3200 de la firma InvenSense. Se dispuso de manera que sus ejes est6n alineados con los del sistema de referencia de abordo. Este dispositivo posee un rango dinámico de $\pm 2000 [^\circ/s]$ y una sensibilidad de $14^\circ/s$. En las Fig. 7,8,9,10 se observan comparativamente las seńales en el tiempo y el espectro para el caso que los propulsores est6n apagados y encendidos. Se puede ver que la influencia de las vibraciones en las mediciones del gir6scopo son sensiblemente menores que en el caso del aceler6metro. Sin embargo se han observado intervalos de tiempo relativamente cortos, la Fig. 11 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 medici6n obtenida por el gir6scopo para tiempos cortos y realizar la correcci6n de la deriva con la medici6n realizada por el aceler6metro en tiempos largos, debido a que esta 6ltima medici6n tiende a ser la aceleraci6n de la gravedad para per6odos largos. Los filtros complementarios son muy usados en sistemas de navegaci6n inercial. Aplicaciones t6picas son la combinaci6n de las medidas de aceleraci6n vertical y velocidad barom6trica vertical para obtener una estimaci6n de la velocidad vertical o mediciones de unidades inerciales y sistemas de visi6n. [1]

Un filtro complementario es en s6, un filtro de Kalman de estado estacionario para una cierta clase de problemas de filtrado, este no considera ninguna descripci6n estadística del

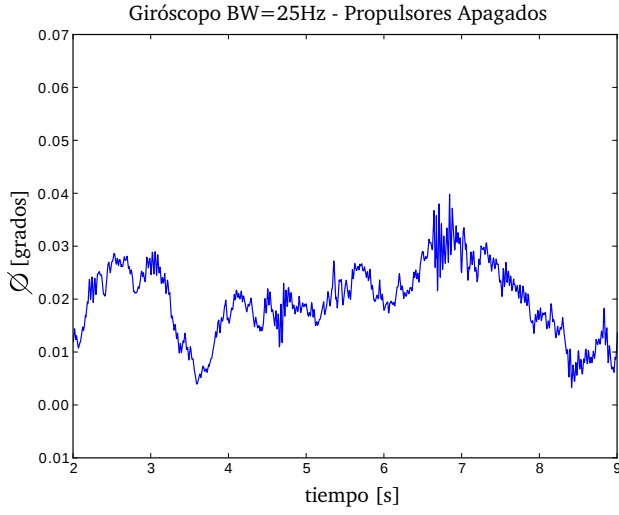


Figura 7

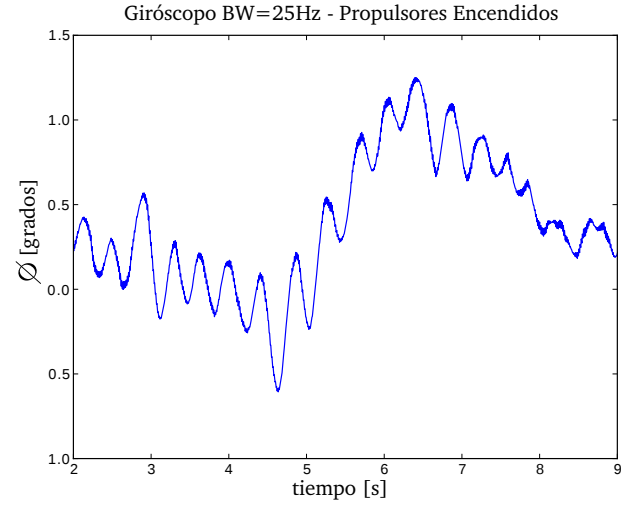


Figura 9

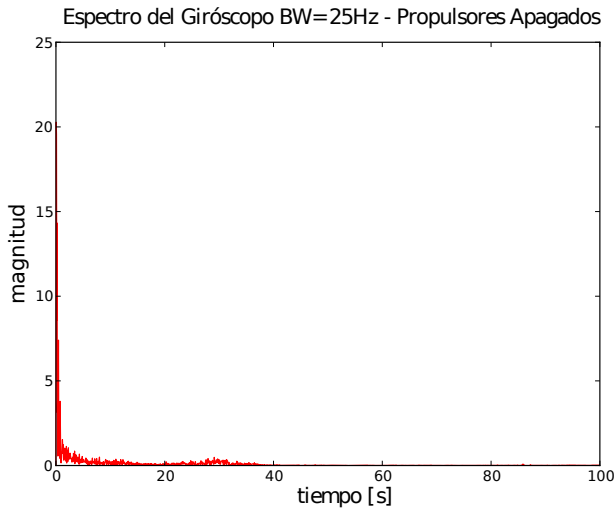


Figura 8

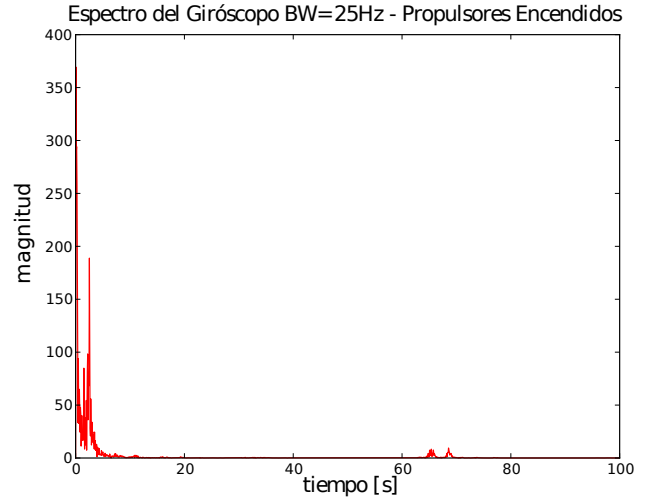


Figura 10

ruido que corrompe a las señales y es obtenido solamente por un simple análisis en el dominio de la frecuencia [2]. 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 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 baja dinámica del inclinómetro [3].

El filtro complementario propuesto es el que se muestra en la figura 12. Donde θ_a es el ángulo medido por el acelerómetro cuya señal esta 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 de acuerdo a:

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

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.

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

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

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

este filtro nos permite hacer que las componentes de alta frecuencia de la medición estimada estén dominadas por el

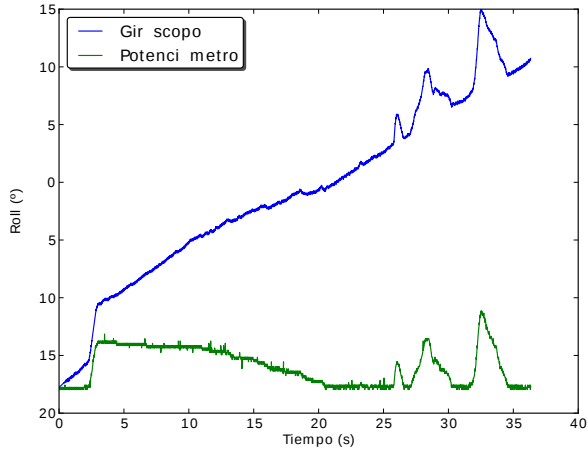


Figura 11: Deriva del ángulo medido por el giróscopo

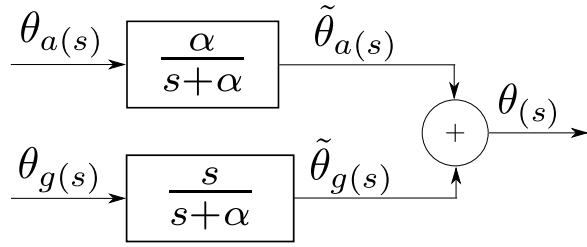


Figura 12: Filtro Complementario.

aporte de las mediciones provenientes del giróscopo.

Como podemos ver en la figura 12, si ambas mediciones son ideales, la función de transferencia total del filtro resulta:

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

Y esto hace que:

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

En la Fig. 13 se muestran las gráficas correspondientes a una señal libre de ruido (línea punteada) y de frecuencia igual a la de corte de los filtros en que se inyecta, ambos calculados según la premisa anterior y se ve la salida de cada rama; con pequeños círculos se grafica la señal filtrada por el filtro pasa-bajos en tanto que con estrellas se grafica la salida del filtro pasa-altos. La suma de estas dos salidas se encuentra superpuesta con la señal de entrada.

III-A. Discretización de los filtros

Para la implementación de los filtros en el microcontrolador se parte discretizando las funciones de transferencia de los mismos y obteniendo una expresión compacta y discretizada para el filtro completo.

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

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

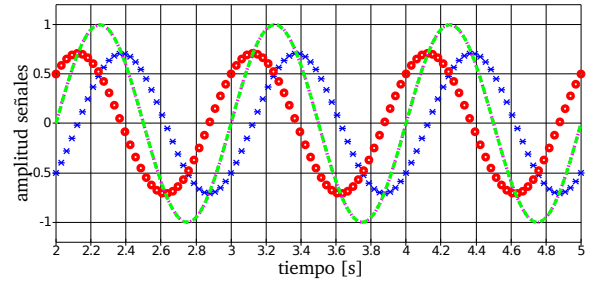


Figura 13: Filtrado de señal libre de ruido

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

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

III-B. Algoritmo del microcontrolador

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

$$\hat{\theta}_{[k]} = \hat{\theta}_a[k] + \hat{\theta}_g[k]$$

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

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

$$\omega_{[k]}T = \theta_g[k] - \theta_g[k-1]$$

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 14 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 15 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 para obtener la respuesta subamortiguada que se observa.

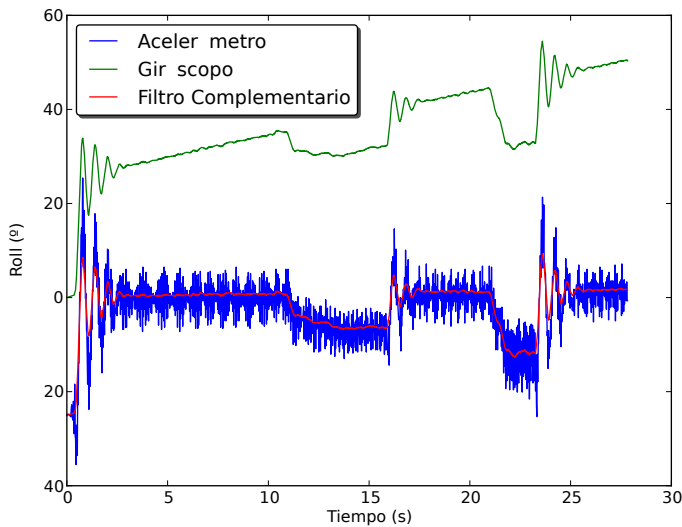


Figura 14: Mediciones y estimación durante ensayo del sistema.

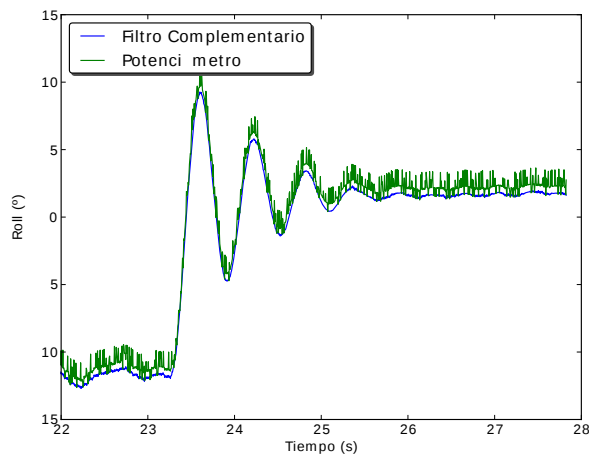


Figura 15: Respuesta dinámica ante perturbación

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.

REFERENCIAS

- [1] G. Buskey, J. Roberts, P. Corke, and G. Wyeth, "Helicopter automation using a low-cost sensing system," *Computing & Control Engineering Journal*, vol. 15, no. 2, pp. 8–9, 2004.
- [2] W. Higgins, "A comparison of complementary and Kalman filtering," *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, no. 3, pp. 321–325, 2007.
- [3] A. Baerveldt and R. Klang, "A low-cost and low-weight attitude estimation system for an autonomous helicopter," in *Intelligent Engineering Systems, 1997. INES'97. Proceedings., 1997 IEEE International Conference on*. IEEE, 2002, pp. 391–395.

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