

# SISTEMA DE BAIXO CUSTO PARA DETERMINAÇÃO DA ATITUDE COM APLICAÇÃO EM VANTS

ANTÔNIO PADILHA LANARI BO\*, GEOVANY ARAÚJO BORGES\*

*\*Grupo de Robótica, Automação e Visão - GRAV  
Departamento de Engenharia Elétrica - ENE  
Universidade de Brasília - UnB  
Brasília, DF, Brasil*

Emails: antonio.plb@gmail.com, gaborges@ene.unb.br

**Abstract**— This work presents a quaternion-based attitude determination system for applications on Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). The system employs attitude estimates provided by low cost gyrometers, accelerometers and magnetometers. The sensor fusion algorithm is based on an Extended Kalman Filter (EKF), which also conducts bias and scale factor online calibration for the gyrometers. Real time evaluation of the system has shown satisfactory results.

**Keywords**— Attitude, Sensor Fusion, Extended Kalman Filter.

**Resumo**— Este trabalho apresenta um sistema de determinação da atitude baseado em quatérnios para aplicação em Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTS). O dispositivo foi confeccionado com componentes de baixo custo e utiliza girômetros, acelerômetros e magnetômetros. O algoritmo de fusão sensorial é baseado no Filtro de Kalman Estendido (FKE), que também realiza calibração *online* dos *bases* e fatores de escala dos girômetros. A avaliação da execução em tempo real do algoritmo evidenciou resultados satisfatórios.

**Palavras-chave**— Atitude, Fusão Sensorial, Filtro de Kalman Estendido.

## 1 Introdução

Dispositivos para determinação da atitude, caracterizada pelos três ângulos de orientação do veículo em relação a um sistema de coordenadas tridimensional conhecido, encontram aplicação em diversas áreas, desde realidade virtual até engenharia aeroespacial (Kuipers, 1998). Nos casos de maior complexidade, em que o objeto de interesse não está fixo a uma plataforma, sensores de diversas naturezas são empregados, desde câmeras a conjuntos de sonares. Em especial, este trabalho apresenta o desenvolvimento de um sistema de determinação de atitude para aplicação em Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTS) de pequeno porte e curto alcance. De fato, o dispositivo descrito neste trabalho é parte de um sistema de localização 3D completo, que fornece estimativa não apenas da atitude, mas também da velocidade e posição do veículo.

Devido a restrições impostas pelo veículo em que será embarcado, o sistema deve apresentar reduzidas dimensões e consumo de energia. Além disso, são utilizados componentes de baixo custo e que, conseqüentemente, apresentam desempenho inferior àqueles dispositivos utilizados pela indústria aeronáutica. Entretanto, mesmo diante de tais características, o sistema deve apresentar elevada confiabilidade, visto que uma correta estimativa da atitude é fundamental para o sistema de controle da aeronave e deve estar disponível inclusive durante falhas dos demais sensores do sistema de localização do veículo.

Neste trabalho, duas abordagens para estimação da atitude são utilizadas. Uma delas é ba-

seada na medição das velocidades de rotação do veículo, proporcionada por girômetros. A partir da integração numérica de tais medidas e do conhecimento da atitude inicial em relação ao sistema de referência, é possível obter uma estimativa da atitude, como descrito em Titterton and Weston (1997). A outra abordagem é baseada na medição de vetores locais dos campos gravitacional e magnético. A partir do conhecimento dos valores desses vetores no sistema de referência, também é possível determinar uma estimativa da atitude, conforme exposto em Rogers (2003).

De posse de ambas estimativas da atitude, que possuem, naturalmente, suas características específicas de desempenho, procede-se com a fusão dessas estimativas por meio de um Filtro de Kalman Estendido. Uma abordagem semelhante já foi utilizada em outros trabalhos, como em Marins et al. (2001). No presente trabalho, porém, não apenas são apresentados os resultados experimentais da implementação em tempo real do algoritmo com sensores de baixo custo, mas há também diferenças na obtenção da estimativa da atitude calculada a partir dos campos gravitacional e magnético da Terra e na configuração do filtro. Além disso, o filtro desenvolvido é utilizado, tal como em Metnia et al. (2006), que também utiliza medições relativas ao campo magnético, e Hemery and Schad (2004), que descreve um sistema de navegação composto por sensores inerciais e um receptor GPS, para realizar calibração *online* dos girômetros. Contudo, a presente abordagem, que utiliza quatérnios para representação da atitude, promove também a calibração do fator de escala

Tabela 1: Convenções adotadas.

$\mathbf{p}^m$	Vetor $\mathbf{p}$ representado no Sistema $M$ .
$\mathbf{C}_{f_f}^m, q_f^m$	Matriz de rotação ou quatérnio que transforma vetor do sistema $M$ para o sistema $F$ .
$\omega_{fm}^m$	Velocidades de rotação do sistema $M$ em relação ao sistema $F$ expresso em termos de medidas nos eixos do sistema $M$ .

do sensor, e não apenas do *bias*.

Na Seção 2 são descritos ambos algoritmos que, de maneira independente, são capazes de fornecer uma estimativa da atitude do veículo. A Seção seguinte apresenta o EKF utilizado para integrar ambas estimativas disponíveis. Em seguida, a Seção 4 descreve o projeto do sistema desenvolvido a partir de sensores de baixo custo e a Seção 5 apresenta resultados de experimentos que ilustram o desempenho do sistema proposto. Por fim, a Seção 6 apresenta as considerações finais.

## 2 Estimação da atitude

Esta seção descreve os procedimentos para estimação da atitude a partir dos sensores escolhidos: conjuntos de girômetros, acelerômetros e magnetômetros de três eixos sensíveis. A Tabela 1 apresenta as convenções adotadas no trabalho.

### 2.1 Girômetros

A partir do conhecimento da atitude inicial do veículo e de sucessivas medições das velocidades de rotação do Sistema  $B$ , fixo ao veículo, é possível obter estimativas da atitude em relação a um sistema de referência, ou Sistema  $N$ , no decorrer do tempo. Neste trabalho são utilizados quatérnios para representação da atitude. Um quatérnio pode ser visto como um número complexo definido em  $\mathbb{R}^4$  que, o contrário dos ângulos de Euler, não possui singularidades ou descontinuidades na representação da atitude. Uma descrição detalhada de suas características pode ser encontrada em Kuipers (1998).

Os girômetros são sensores que medem a velocidade de rotação de um corpo em relação a um sistema de coordenadas inercial, ou Sistema  $I$ . Neste sentido, caso o sensor opere em um sistema de coordenadas rotativo, como a Terra, tal rotação será medida pelo sensor. Entretanto, devido ao tempo de operação do sistema e à reduzida magnitude da rotação da Terra,  $\omega_e \approx 15^\circ/\text{hora}$ , quando comparada aos ruídos apresentados pelos girômetros deste trabalho, tal efeito é desprezado. Assim, considera-se que  $\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b$ .

A propagação da atitude por meio das medições dos girômetros é dada pela seguinte equação cinemática:

$$\begin{aligned} \dot{q}_n^b &= \frac{1}{2} q_n^b \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{nb}^b \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \mathbf{W}_{nb}^b q_n^b \\ &= -\frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_x & \omega_y & \omega_z \\ -\omega_x & 0 & -\omega_z & \omega_y \\ -\omega_y & \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_z & -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} q_n^b. \end{aligned} \quad (1)$$

A partir da equação (1), percebe-se que a estimativa de atitude fornecida pelos girômetros é altamente sensível a erros dos girômetros, principalmente fatores como o *bias*, visto que tais erros são acumulados no processo de integração numérica. Assim, devido a utilização de componentes de baixo custo neste trabalho, é fundamental a calibração de tais sensores.

A representação discreta da equação (1) para fins de implementação em processador digital é dada por

$$q_n^b(k+1) = e^{-\mathbf{W}_{nb}^b(k+1)\Delta t} q_n^b(k). \quad (2)$$

### 2.2 Acelerômetros e magnetômetros

Acelerômetros são sensores com os quais pode ser obtida estimativa da aceleração a partir da medição da força incidente em um corpo de prova localizado no interior do dispositivo,  $\mathbf{f}^b$ . Assim, um acelerômetro de três eixos mede não apenas a aceleração inercial representada em componentes do Sistema  $B$  empreendida pelo veículo,  $\mathbf{a}^b$ , mas também a aceleração gravitacional local,  $\mathbf{g}^b$ . Já um magnetômetro, por sua vez, é um sensor capaz de medir a intensidade do campo magnético incidente no dispositivo,  $\mathbf{m}^b$ .

Tais sensores são utilizados neste trabalho para fornecer de maneira conjunta uma estimativa completa da atitude em relação a um sistema de coordenadas conhecido. Utiliza-se os dados de dois sensores porque, a partir da medição de apenas um vetor cujos componentes são conhecidos em um sistema de coordenadas de interesse, pode-se determinar apenas de forma incompleta a atitude relativa a tal referência. Por exemplo, caso seja conhecido  $\mathbf{g}^b$ , é possível determinar a inclinação do sistema em relação ao plano perpendicular à aceleração da gravidade. Não será possível determinar, entretanto, a orientação em torno do eixo paralelo à gravidade.

Entretanto, caso dois vetores não paralelos estejam disponíveis, como

$$\mathbf{g}^n = \mathbf{C}_n^b \mathbf{g}^b \quad \mathbf{m}^n = \mathbf{C}_n^b \mathbf{m}^b,$$

é possível determinar por completo a atitude do veículo. De fato, esse problema foi inicialmente introduzido por Grace Wahba e diferentes soluções foram propostas ao longo dos anos, baseadas

em métodos iterativos ou determinísticos (Gebre-Egziabher et al., 2000; Vasconcelos et al., 2004). A solução utilizada neste trabalho é baseada no algoritmo TRIAD (Rogers, 2003).

No algoritmo TRIAD, apenas as medidas instantâneas dos sensores são utilizadas para obter o quatérnio em questão, que pode ser calculado facilmente a partir da matriz de rotação  $C_n^b$ . Assim, essa abordagem possibilita a obtenção de uma estimativa absoluta da atitude, ou seja, que não sofrerá deriva no decorrer do tempo. Entretanto, algumas desvantagens estão presentes, como o maior período de amostragem apresentado pelo magnetômetro utilizado neste trabalho e a não-observação direta de  $\mathbf{g}^b$ , que naturalmente será diferente de  $\mathbf{f}^b$ , a força específica medida pelo acelerômetro, caso o veículo possua alguma aceleração inercial  $\mathbf{a}^b$ .

Além desses fatores, verificou-se considerável sensibilidade a erros nas medidas dos vetores utilizados ao se utilizar diretamente o algoritmo TRIAD para determinação da atitude. Por esta razão, foi utilizado o algoritmo TRIAD melhorado (*Improved TRIAD algorithm*, em inglês), proposto por Li and Yuan (2005), que minimiza alguns dos efeitos observados.

Vale acrescentar que não foi objetivo deste trabalho a avaliação minuciosa de diferentes algoritmos para solução do problema proposto por Wahba. Pode-se dizer, entretanto, que o desempenho alcançado foi satisfatório e que os algoritmos TRIAD foram escolhidos porque, nos casos em que há dois vetores disponíveis, fornecem a solução mais simples e de menor consumo de tempo de processamento em computador digital quando comparado às soluções iterativas.

### 3 Filtro de Kalman Estendido

Esta Seção descreve algoritmo de fusão sensorial baseado no Filtro de Kalman Estendido para obtenção do quatérnio que representa a atitude do sistema. Conforme já mencionado na Seção 2.1, serão desconsiderados efeitos relativos à rotação da Terra e, assim, o algoritmo pode ser utilizado tanto para obter as variações de atitude em relação à atitude inicial, como para determinação da atitude em relação a um sistema de referência.

No filtro projetado, ilustrado na Figura 1, o girômetro, cuja frequência de amostragem é consideravelmente alta quando comparado ao magnetômetro, é responsável pela obtenção da estimativa da atitude no decorrer do tempo (etapa de predição), enquanto que os acelerômetros e magnetômetros fornecem medida para corrigir tal estimativa (etapa de correção). Ou seja, considerando a classificação usualmente utilizada para algoritmos de fusão sensorial aplicados à problemas de localização (Grewal et al., 2001), pode-se dizer que é um filtro direto, pois os estados do filtro são as

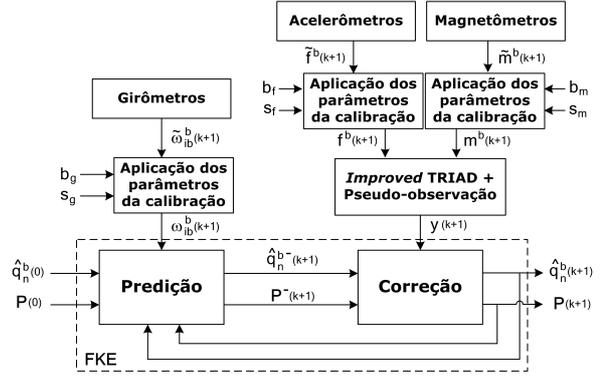


Figura 1: Diagrama de blocos do FKE de atitude.

próprias variáveis de interesse, mas não é fortemente acoplado, já que é utilizado na etapa de correção diretamente o quatérnio calculado a partir das medições dos acelerômetros e girômetros.

Um dos problemas encontrados na propagação da atitude a partir das medidas dos girômetros é que, devido aos erros decorrentes do processo numérico de integração, o quatérnio resultante pode não respeitar a restrição entre seus elementos,  $\|q_n^b\| = 1$ , condição necessária para a representação correta de uma transformação de coordenadas. Para minimizar tal problema, utiliza-se como artifício uma pseudo-observação do erro da norma do quatérnio estimado, ou seja,

$$e = 1 - \|q_n^b\|. \quad (3)$$

A partir dessas definições, tem-se um filtro com modelos de processo e observação não-lineares. A correção proporcionada por (3) é utilizada a cada instante. Nos instantes em que são disponibilizadas medições do magnetômetro, o quatérnio correspondente é incorporado ao vetor de observações. Neste contexto, a cada instante deve-se calcular as jacobianas de (2) e do modelo de observação correspondente, ou seja, que contém apenas a pseudo-observação ou a qual está incorporada a estimativa fornecida pelos acelerômetros e magnetômetros.

Nos modelos de predição e correção, foram assumidos ruídos brancos aditivos de natureza gaussiana e média nula. A determinação das covariâncias associadas a tais ruídos,  $\mathbf{Q}$  e  $\mathbf{R}$ , foi feita experimentalmente. O maior desafio para se obter analiticamente uma estimação dessas matrizes reside na determinação de  $\mathbf{R}$ . O cálculo torna-se complexo devido à utilização do *Improved TRIAD* e à transformação da matriz de rotação resultante no quatérnio correspondente. Além disso, no filtro implementado optou-se, com o intuito de minimizar desvantagem descrita na Seção 2.2, por ignorar medições dos acelerômetros e magnetômetros quando  $(\|\mathbf{f}^b\| - \|\mathbf{g}^b\|)^2 > \epsilon^2$ .

Em relação à inicialização do filtro, caso seja de interesse a obtenção da estimativa da atitude

relativa à atitude inicial, naturalmente  $q_n^b(0) = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$  e a matriz de covariância associada poderá assumir valor nulo. Entretanto, caso o intuito seja determinar a atitude em relação a um sistema conhecido, deve-se utilizar procedimento específico. Se for escolhido Sistema NED (Titterton and Weston, 1997), por exemplo,  $q_n^b(0)$  pode ser obtido com o algoritmo TRIAD melhorado, visto que  $\mathbf{g}^n$  é conhecido e  $\mathbf{m}^n$  pode ser obtido a partir de mapas do campo magnético da Terra, ao se conhecer as coordenadas geográficas do local de operação do sistema.

### 3.1 Calibração online dos girômetros

Foi mencionada na Seção 2.1 a sensibilidade da estimativa de atitude fornecida pelos girômetros quando há erros de medida nesse sensor. No algoritmo representado na Figura 1, observa-se que os sensores utilizados passam por processo prévio de calibração. Nesta Seção, descreve-se como são incorporados os parâmetros dos girômetros ao vetor de estados do processo para calibração *online* destes durante a operação do sistema.

Neste trabalho, o seguinte modelo de erro é assumido para o girômetro, exemplificado para o sensor sensível a rotação em torno do eixo  $X$ :

$$\tilde{\omega}_x = s_{wx}\omega_x + b_{gx} + \boldsymbol{\eta}_{gx}, \quad (4)$$

em que  $\tilde{\omega}_x$  é a medida fornecida pelo girômetro,  $\omega_x$  o valor verdadeiro e  $b_{wx}$ ,  $s_{wx}$  e  $\boldsymbol{\eta}_{gx}$  o bias, o fator de escala e o ruído associado, respectivamente.

A partir do modelo representado pela equação (4), o seguinte vetor de estados é definido, em que foram omitidos os índices do quatérnio e os instantes de tempo:

$$[q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3 \ b_{gx} \ b_{gy} \ b_{gz} \ s_{gx} \ s_{gy} \ s_{gz}]^T,$$

sendo que os *biases* e fatores de escala são considerados constantes acrescidas de um ruído branco gaussiano de média nula.

Os *biases* iniciais dos girômetros podem ser obtidos em um procedimento de inicialização do sistema, no qual o dispositivo é mantido imóvel. Já em relação aos fatores de escala iniciais são assumidos valores unitários. A covariância inicial e os ruídos associados são reduzidos, a fim de que a evolução dos parâmetros seja lenta. A Figura 2 ilustra o FKE projetado.

## 4 Protótipo desenvolvido

Esta Seção descreve o protótipo projetado e confeccionado a fim de avaliar o desempenho dos algoritmos apresentados nas Seções anteriores com sensores de baixo custo. A decisão de confeccionar o protótipo nos próprios laboratórios da Universidade de Brasília impediu uma maior miniaturização do sistema, representado na Figura 3.

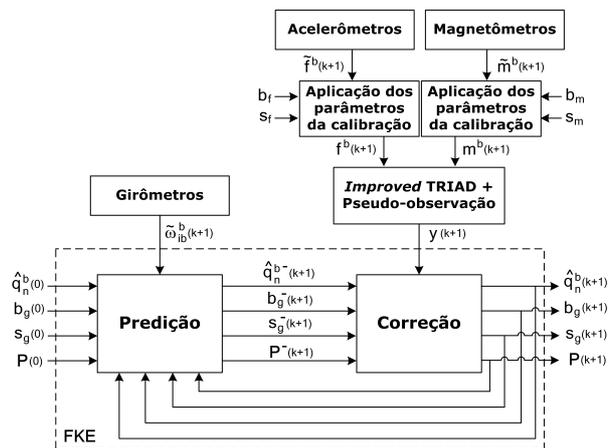


Figura 2: Diagrama de blocos do FKE de atitude e calibração *online* dos girômetros.

Tabela 2: Especificação dos componentes.

Dispositivo	Modelo (Fabricante)
Girômetro $Z$	ADXRS150 (Analog Dev.)
Girômetro $X$ e $Y$	IDG300 (Invensense)
Acelerômetro 3D	MMA7260QT (Freescale)
Magnetômetro 3D	MicroMag3 (PNI)

No projeto do sistema, houve grande preocupação em alcançar uma configuração ortogonal dos eixos de medição do sistema. Preocupou-se também com possíveis interferências que poderiam ser causadas pelo posicionamento dos sensores analógicos próximos à porção digital do circuito e, por conta disso, o sistema é composto por duas placas de circuito impresso. Por fim, vale dizer também que, diferente de vários projetos de Unidades Inerciais de Medida (IMUs) de baixo custo, este protótipo conta com todos sensores em um mesmo plano, visto que são utilizados girômetros sensível ao eixo  $Z$  e aos eixos  $X$  e  $Y$ . A Tabela 2 relaciona os sensores utilizados. O custo do material utilizado para confeccionar o sistema alcançou um valor aproximado de R\$ 600.

O algoritmo de fusão sensorial foi implementado em um microcontrolador AT91SAM7S256, da Atmel, baseado em um núcleo ARM7 de 32 *bits*. Com este microcontrolador, alcançou-se frequência de amostragem de 100 *Hz*. Por meio do padrão físico RS-232, o microcontrolador comunica-se com um PC, onde a atitude estimada é visualizada em um ambiente de simulação 3D (Figura 4).

## 5 Resultados experimentais

Para facilitar a visualização das atitudes estimadas, os quatérnios obtidos foram transformados para suas respectivas representações em ângulos de Euler, em que  $\phi$ ,  $\theta$  e  $\psi$  representam, respectivamente,

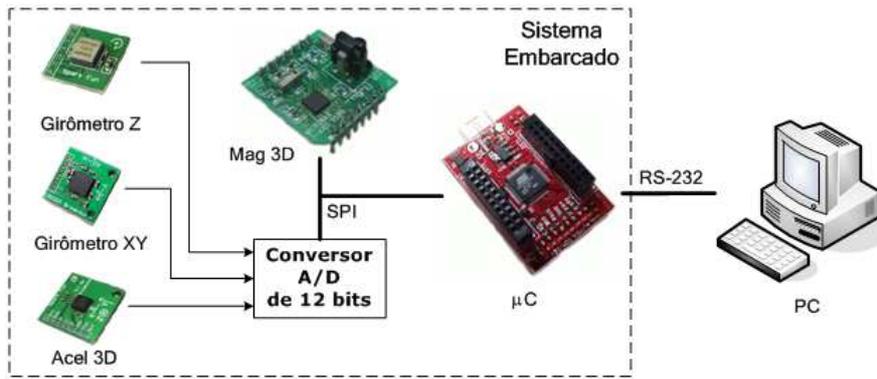


Figura 3: Diagrama de blocos do sistema.

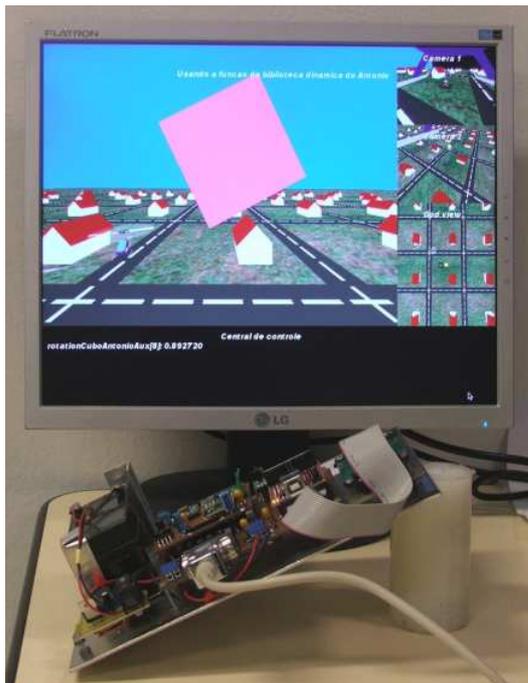


Figura 4: O sistema em funcionamento.

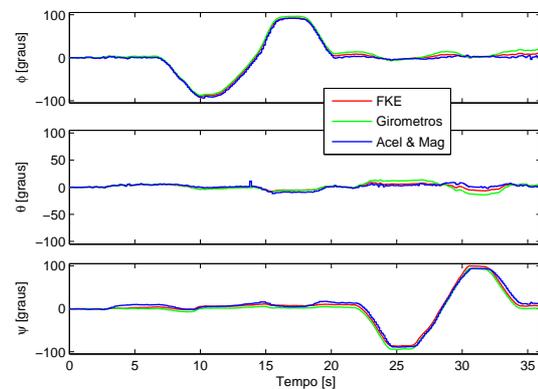


Figura 5: Atitude estimada em movimentos seqüenciais de rolagem e guinada. São apresentadas as curvas relativas à estimação da atitude utilizando os girômetros (verde), acelerômetros e magnetômetros (azul) e o Filtro de Kalman Estendido (vermelho).

vamente, rolagem, arfagem e guinada.

Na Figura 5 observar-se o desempenho do algoritmo de fusão sensorial, bem como dos outros métodos individualmente, em experimento no qual o FKE não incorporou a estimação *online* dos parâmetros dos girômetros. Os acelerômetros e magnetômetros foram calibrados previamente e os *biases* dos girômetros foram estimados no procedimento de inicialização do sistema. Quando a calibração *online* dos girômetros foi incorporada ao filtro, o desempenho foi semelhante. Na Figura 6, referente à evolução dos parâmetros dos girômetros, percebe-se maior variação e também maior convergência dos *biases* dos sensores que foram mais estimulados no experimento realizado, quando comparados ao girômetro sensível ao movimento de arfagem.

Foram ainda realizados experimentos para validar a abordagem utilizada nesse trabalho em si-

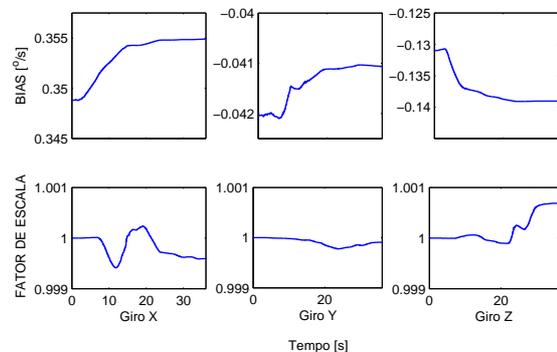


Figura 6: Evolução dos parâmetros dos girômetros.

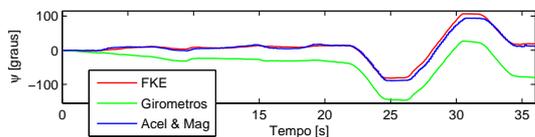


Figura 7: Mesmo movimento de guinada da Figura 5 com erro de  $0,05^\circ/s$  na estimação de  $b_{gz}$ .

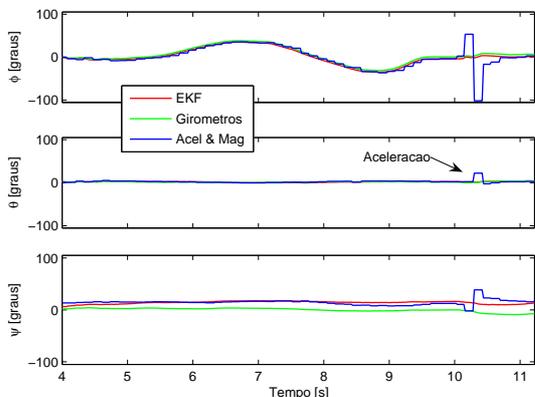


Figura 8: Efeito de aceleração inercial provocada no sistema.

tuações em que os sistemas individualmente geram estimativas insatisfatórias da atitude. A Figura 7 ilustra o caso em que o bias do girômetro não é estimado corretamente, enquanto que a Figura 8 diz respeito ao caso em que o veículo apresenta  $\|\mathbf{a}^b\| \neq 0$ , mas  $\mathbf{f}^b$  ainda é utilizada como estimativa de  $\mathbf{g}^b$ .

## 6 Conclusões

Este trabalho apresentou um sistema de determinação da atitude baseado em quatérnios para aplicação em VANTs. O dispositivo foi confeccionado com componentes de baixo custo e utiliza girômetros, acelerômetros e magnetômetros com o intuito de fornecer uma estimativa da atitude de menor incerteza e maior tolerância a falhas. Para realização da fusão sensorial, foi utilizado algoritmo baseado no Filtro de Kalman Estendido.

A execução em tempo real do algoritmo, implementado em um microcontrolador ARM de 32 bits, forneceu resultados satisfatórios, estáveis em um longo período de operação e menos sensíveis às desvantagens individuais de cada método de estimação da atitude. Além disso, observou-se que a calibração *online* dos parâmetros dos girômetros e a utilização da pseudo-observação conferiram maior qualidade à estimativa obtida. Em termos gerais, acredita-se que o sistema atingiu as exigências de desempenho necessárias para VANTs de pequeno porte e curto alcance.

O trabalho atualmente em curso é relacionado à incorporação das medições de posição e velocidade fornecidas por um receptor GPS, a fim de

obter um sistema de localização 3D completo.

## Agradecimentos

Os autores agradecem o apoio dos demais membros do Projeto CARCARAH, em especial a Bruno Vilhena Adorno, responsável pelo simulador citado neste trabalho.

## Referências

- Gebre-Egziabher, D., Elkaim, G., Powell, J. and Parkinson, B. (2000). A gyro-free quaternion-based attitude determination system suitable for implementation using low cost sensors, *IEEE 2000 Position Location and Navigation Symposium*, pp. 185–192.
- Grewal, M. S., Weill, L. R. and Andrews, A. P. (2001). *Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration*, John Wiley & Sons.
- Hemerly, E. M. and Schad, V. R. (2004). Sistema de navegação de baixo custo baseado na fusão INS/GPS usando filtro de kalman, *XV Congresso Brasileiro de Automática*.
- Kuipers, J. B. (1998). *Quaternions and rotation sequences: a primer with applications to orbits, aerospace, and virtual reality*, Princeton University Press.
- Li, Y. and Yuan, J. (2005). Attitude determination using GPS vector observations, *GNSS World of China* **33**(3): 51–56.
- Marins, J. L., Yun, X., Bachmann, E. R., McGhee, R. B. and Zyda, M. J. (2001). An extended kalman filter for quaternion-based orientation estimation using mag sensors, *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*.
- Metnia, N., Pflimlin, J.-M., Hamel, T. and Soueres, P. (2006). Attitude and gyro bias estimation for a VTOL UAV, *Control Engineering Practice* **14**(12): 1511–1520.
- Rogers, R. M. (2003). *Applied mathematics in integrated navigation systems*, AIAA Education Series.
- Titterton, D. H. and Weston, J. L. (1997). *Strapdown inertial navigation technology*, Peter Peregrinus LTD. on behalf of the Institution of Electrical Engineers.
- Vasconcelos, J., Calvário, J., Oliveira, P. and Silvestre, C. (2004). GPS Aided IMU for Unmanned Air Vehicles, *5th IFAC/EURON Symposium on Intelligent Autonomous Vehicles*.