

ESTIMAÇÃO DE ATITUDE EM TEMPO REAL UTILIZANDO O FILTRO DE KALMAN ESTENDIDO E ÂNGULOS DE EULER

R. V. Garcia, rvelosogarcia@yahoo.com.br¹
H. K. Kuga, hkk@dem.inpe.br¹
M. C. F. P. S. Zanardi, cecília@feg.unesp.br²

¹ INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Divisão de Mecânica Espacial e Controle
Av. dos Astronautas, 1758
12227-010 São José dos Campos, SP
Engenharia Aeroespacial/Aerospace Engineering

² FEG/UNESP – Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá
Departamento de Matemática
Av. Dr. Ariberto Pereira da Cunha, 333
12516-410 Guaratinguetá, SP

Resumo: O objetivo deste trabalho é realizar a estimação da atitude de satélites artificiais, em tempo real, utilizando medidas reais referentes à velocidade de rotação do satélite, fornecidas por giroscópios, além de medidas de atitude fornecidas pelos sensores solar e de horizonte, que estão à bordo do satélite. Este processo de estimação de atitude é obtido por meio do cálculo da orientação do satélite em relação a um sistema de referência, a partir das medidas fornecidas pelos sensores de atitude. As medidas são processadas através do Filtro de Kalman Estendido, sendo este um estimador de tempo real aplicado a sistemas não-lineares, o qual permite considerar erros no modelo da dinâmica por meio da inclusão de ruídos de estado. Esta variante do filtro de Kalman consiste da linearização sobre uma trajetória de referência que é continuamente atualizada a cada processamento das medidas do instante correspondente. A atitude do satélite é descrita neste trabalho pelos ângulos de Euler, devido a sua fácil interpretação geométrica. Os resultados finais da atitude do satélite estimados pelo filtro de Kalman Estendido estão dentro dos valores esperados pelo Centro de Controle de Satélites, mostrando a precisão e o desempenho do filtro.

Palavras-chave: satélites artificiais, estimação de atitude, ângulos de Euler, filtro de Kalman estendido.

1. INTRODUÇÃO

A estimação de atitude consiste em determinar a orientação dos eixos de um sistema fixo no corpo do satélite com relação a um referencial inercial. Esta tarefa é fundamental durante as missões espaciais, uma vez que avalia o desempenho do sistema de controle de atitude e órbita, além de fornecer a interpretação correta dos resultados dos experimentos realizados a bordo pela carga útil. Para se obter esta orientação é necessário avaliar um ou mais vetores de referência. Escolhidos os vetores de referência, um sensor de atitude mede a orientação destes vetores com relação ao sistema de referência do satélite. Uma vez conhecidas estas medidas para um ou mais vetores, pode-se computar a orientação do satélite utilizando estes vetores. Este processo de determinação de atitude é geralmente realizado utilizando a combinação de sensores e modelos matemáticos.

Neste trabalho a representação da atitude do satélite é descrita por meio dos ângulos de Euler, devido a sua fácil interpretação geométrica e o método de determinação de atitude utilizado é o filtro de Kalman Estendido. Este filtro é uma das técnicas mais aplicadas ao problema de determinação de atitude de satélites artificiais, sendo ele um algoritmo capaz de realizar estimação de estados em sistemas dotados de não-linearidades. Como este filtro tem a capacidade de unir múltiplos sensores, levando em conta as vantagens individuais de cada um, então foi empregado neste trabalho medidas reais fornecidas por giroscópios, sensor de Terra infravermelho e sensor solar digital. Estes sensores estão a bordo do satélite CBERS-2 (China-Brazil Earth Resources Satellite), e suas medidas foram coletadas pelo Centro de Controle de Satélites do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais). Os resultados obtidos neste trabalho podem ser utilizados para caracterizar o desempenho esperado para satélites típicos do Programa CBERS.

2. REPRESENTAÇÃO E DETERMINAÇÃO DA ATITUDE VIA ÂNGULOS DE EULER

A atitude de um satélite artificial está diretamente relacionada à sua orientação no espaço. Através da atitude pode-se conhecer a orientação espacial do satélite, uma vez que na maior parte dos casos ele pode ser considerado como um corpo rígido, onde a atitude é expressa pela relação entre dois sistemas de coordenadas, um deles fixo no satélite e outro associado a um sistema inercial.

Para que a missão tenha um bom desempenho é fundamental que o satélite seja estabilizado em relação a uma atitude especificada. Esta estabilização da atitude é feita pelo controle da missão, que tem como função adquirir e manter o satélite numa atitude pré-fixada. A atitude do CBERS-2 é estabilizada em três eixos e pode ser descrita em relação ao sistema orbital. Nesse referencial, o movimento em torno da direção da velocidade orbital é denominado *roll* (rolamento). O movimento em torno da direção normal à órbita é denominado *pitch* (arfagem), e, finalmente o movimento em torno da direção Nadir/Zênite é denominado *yaw* (guinada).

Para transformar um vetor representado em um dado referencial para outro é necessário definir uma matriz de *cosenos diretores* (R), onde seus elementos são escritos em termos dos ângulos de Euler (ϕ , θ , ψ). A seqüência adotada neste trabalho para os ângulos de Euler foi a 3-1-2, onde o sistema de coordenadas fixo no corpo do satélite (x , y , z) se relaciona com o sistema de coordenadas orbital (x_o , y_o , z_o) através da seguinte seqüência de rotações (Fuming, 1999):

- 1ª rotação de um ângulo ψ (ângulo de guinada – yaw) em torno do eixo z_o ;
- 2ª rotação de um ângulo ϕ (ângulo de rolamento – roll) em torno de um eixo intermediário x' ;
- 3ª rotação de um ângulo θ (ângulo de arfagem – pitch) em torno do eixo y .

A forma matricial obtida através da seqüência de rotação 3-1-2 é dada por:

$$R = \begin{bmatrix} C\theta C\psi - S\theta S\phi S\psi & C\theta S\psi + S\theta S\phi C\psi & -S\theta C\phi \\ -C\phi S\psi & C\phi C\psi & S\phi \\ S\theta C\psi + C\theta S\phi S\psi & S\theta S\psi - C\theta S\phi C\psi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

sendo R a matriz de *cosenos diretores* com: S=sen, C=cos, T=tan.

Ao representarmos a atitude de um satélite com ângulos de Euler, o conjunto de equações da cinemática dependerá da seqüência de rotações escolhidas para passar o sistema de um referencial para outro. A forma apresentada a seguir é obtida para a seqüência de rotações 3-1-2 (Wertz, 1978; Fuming, 1999):

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S\phi T\theta & C\phi T\theta \\ 0 & C\phi & -S\phi \\ 0 & S\phi/C\theta & C\phi/C\theta \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} \hat{\omega}_x \\ \hat{\omega}_y \\ \hat{\omega}_z \end{bmatrix} - R \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_0 \\ 0 \end{bmatrix} \right\} \quad (2)$$

onde ω_0 é a velocidade angular orbital e $\hat{\omega}_x, \hat{\omega}_y, \hat{\omega}_z$ são as componentes da velocidade de rotação no sistema do satélite.

3. MODELAGEM DAS MEDIDAS DOS SENSORES DE ATITUDE

A finalidade da determinação de atitude é obter a orientação do veículo espacial com relação a um sistema de referencia inercial, cuja origem pode ser o centro da Terra, ou uma direção específica, como a de uma estrela, do Sol, ou ainda uma definida pelo campo magnético terrestre. Basicamente existem duas alternativas: ou a atitude é medida com respeito a uma direção de referência usando algum tipo de sensor, ou a mudança de orientação é obtida medindo diretamente aceleração centrífuga utilizando giroscópios e acelerômetros. Neste trabalho a determinação da atitude é feita levando em conta medidas fornecidas por giroscópios, sensores de Terra e sensores solares.

3.1. Equações de Medidas do Giroscópio

Devido a sua alta precisão e baixa deriva, os giros integradores de velocidade (*Rate-integration Gyros - RIGs*) são frequentemente utilizados para detectar a velocidade de rotação de satélites artificiais. O modelo matemático dos giros integradores de velocidade é (Wertz, 1978):

$$\Delta\Theta_i = \int_0^{\Delta t} (\omega_i + \varepsilon_i) dt \quad (i = x, y, z) \quad (3)$$

onde $\Delta\Theta$ são os deslocamentos angulares do satélite em um intervalo de tempo Δt , e ε_i são componentes de “bias” do giroscópio.

Desta forma, as componentes estimadas da velocidade angular do satélite são dadas por:

$$\hat{\omega} = \left(\frac{\Delta\vec{\Theta}}{\Delta t} \right) - \hat{\varepsilon} - \vec{\eta}_1 = \vec{g} - \vec{\varepsilon} - \vec{\eta}_1 \quad (4)$$

onde $\vec{g}(t)$ é o vetor de saída do giroscópio; $\vec{\eta}_1(t)$ o ruído gaussiano branco do processo.

3.2. Equações de Medidas do Sensor de Terra Infravermelho (IRES)

Uma forma de compensar a deriva presente no giro é a utilização de sensores de Terra. Estes sensores estão localizados no satélite alinhado com seus eixos de *roll* e *pitch* e medem diretamente estes ângulos incluindo o *bias*. Em princípio, um sensor de Terra não pode medir o ângulo *yaw*.

O eixo de *roll* (ϕ_H) e o eixo de *pitch* (θ_H) do IRES podem ser modelados por (Fuming, 1999):

$$\begin{aligned} \phi_H &= \phi + b_\phi \\ \theta_H &= \theta + b_\theta \end{aligned} \quad (5)$$

onde b_ϕ e b_θ são os *bias* que representam os erros de desalinhamento, instalação e/ou montagem.

3.3. Equações de Medidas do Sensor Solar Digital (DSS)

Como o sensor de Terra não é capaz de medir o ângulo *yaw*, os sensores solares são então usados pelo Sistema de Controle de Atitude e Órbita a fim de contornar este problema. No entanto, estes sensores não fornecem as medidas diretas dos ângulos de *pitch* (α_θ) e *yaw* (α_ψ). A medida destes sensores pode ser calculada por (Fuming, 1999):

$$\begin{aligned} \alpha_\psi &= \text{tg}^{-1} \left(\frac{-S_y}{S_x \cos 60^\circ + S_z \cos 150^\circ} \right), \text{ quando } |S_x \cos 60^\circ + S_z \cos 150^\circ| \geq \cos 60^\circ \\ \alpha_\theta &= 24^\circ - \text{tg}^{-1} \left(\frac{S_x}{S_z} \right), \text{ quando } \left| 24^\circ - \text{tg}^{-1} \left(\frac{S_x}{S_z} \right) \right| < 60^\circ \end{aligned} \quad (6)$$

As condições devem ser tais que o vetor solar esteja no campo de visada do sensor, e S_x, S_y, S_z são as componentes do vetor unitário associado ao vetor solar no sistema do satélite e dados por:

$$\begin{aligned} S_x &= S_{ox} + \hat{\psi} S_{oy} - \hat{\theta} S_{oz} \\ S_y &= S_{oy} - \hat{\psi} S_{ox} + \hat{\phi} S_{oz} \\ S_z &= S_{oz} - \hat{\phi} S_{oy} + \hat{\theta} S_{ox} \end{aligned} \quad (7)$$

onde S_{ox}, S_{oy}, S_{oz} são as componentes do vetor solar no sistema de coordenadas orbital (Fuming, 1999) e $\hat{\phi}, \hat{\theta}, \hat{\psi}$ são as atitudes estimadas.

4. FILTRO DE KALMAN ESTENDIDO

O filtro de Kalman é um dos métodos mais utilizados para rastreamento e estimação devido a sua simplicidade e robustez. No entanto, este filtro é diretamente aplicável a sistemas com dinâmica e observações lineares. Como os problemas práticos de determinação de atitude são normalmente de natureza não-linear, a implementação computacional deve ser modificada para o filtro de Kalman ser aplicável a esse tipo de problema.

O filtro de Kalman estendido consiste da linearização sobre uma trajetória de referência, que é continuamente atualizada a cada processamento das medidas do instante correspondente. Este filtro faz uso de um conjunto de equações matemáticas que utilizam um modelo simplificado do processo para fazer uma estimativa do estado atual e

então corrigir a está estimativa usando alguma medida disponível de sensores. Através deste mecanismo preditor-corretor, ele gera uma aproximação da estimativa ótima devido à linearização dos modelos do processo e das medidas. Assume-se que se o filtro estiver funcionando adequadamente, a estimativa corrente esta cada vez mais próxima da real e, portanto, a linearização é com certeza válida.

Considere-se um sistema dinâmico cuja equação de estado é dada por:

$$\dot{x}(t) = f[x(t), t] + G(t)\eta(t) \quad (8)$$

onde $x(t)$ é o vetor de estado de dimensão n ; f é uma função vetorial dos elementos do estado; G é a uma matriz ($n \times r$) com elementos contínuos no tempo; $\eta(t)$ é, por hipótese, um vetor de dimensão r que representa o ruído dinâmico no estado, que possui distribuição gaussiana com estatística dada por:

$$E[\eta(t)] = 0 \quad \text{e} \quad E[\eta(t)\eta^T(t + \Delta t)] = Q(t)\delta(\Delta t) \quad (9)$$

onde $E[.]$ denota a operação expectância e T indica operação de transposto.

A informação a priori sobre o vetor de estado é caracterizada por:

$$\begin{aligned} E[x(t_0)] &= \hat{x}(t_0) = x_0, \\ E[(x(t_0) - x_0)(x(t_0) - x_0)^T] &= P(t_0) = P_0 \end{aligned} \quad (10)$$

O filtro de Kalman estendido é constituído por duas fases que se repetem sucessivamente: a fase de propagação do estado e respectiva matriz de covariância do erro entre instantes de amostragem e a fase de atualização, na qual as informações contidas nas observações presentes são incorporadas à estimativa propagada.

Para realizar a fase de propagação do filtro é necessário integrar o estado e a matriz de transição dados respectivamente por (Kuga, 2001):

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}}(t) &= f[\bar{x}(t), t] \\ \dot{\phi}(t, k) &= F[\bar{x}(t), t]\phi(t, k), \quad \text{com} \quad F[\bar{x}(t), t] \equiv \left[\frac{\partial f(t, x)}{\partial x} \right]_{x=\bar{x}} \end{aligned} \quad (11)$$

com condições iniciais: $\bar{x}_k = \hat{x}_k$, $\phi_{k,k} = I$. A matriz de covariância do erro propagada é dada por:

$$\begin{aligned} \bar{P}_{k+1} &= \phi_{k+1,k} \hat{P}_k \phi_{k+1,k}^T + \Gamma_k Q_k \Gamma_k^T \\ \Gamma_k Q_k \Gamma_k^T &= \int_k^{k+1} G(t) \phi_{t,k} Q(t) \phi_{t,k}^T G(t) dt \end{aligned} \quad (12)$$

Admite-se que se dispõe de um conjunto de m medidas referentes ao instante t_{k+1} , relacionado com as variáveis de estado através da seguinte função de observação:

$$y_{k+1} = h(\bar{x}_{k+1}) + v_{k+1} \quad (13)$$

onde y_{k+1} representa o vetor de observação de dimensão m ; x_{k+1} representa o vetor de estado no instante t_{k+1} ; v_{k+1} é o vetor m dimensão que representa o ruído das observações neste instante, sendo, por hipótese, um processo branco gaussiano discreto com estatística dada por:

$$E[v_k] = 0, \quad E[v_k v_j^T] = R_k \delta_{kj} \quad (14)$$

onde R_k é uma matriz $m \times m$ positiva definida e δ_{kj} é o símbolo de Kroenecker.

Lembrar ainda as hipóteses normais de não-correlação:

$$E[\eta(t) v_k^T] = 0, \quad E[x(t_0)\eta(t)] = 0, \quad E[x(t_0)v_k^T] = 0$$

A estimativa de mínima variância para o estado x_{k+1} , que incorpora as informações contidas tanto nas medidas passadas quanto nas relativas ao instante t_{k+1} , é dada por:

$$\hat{x}_{k+1} = \bar{x}_{k+1} + K_{k+1} \{y_{k+1} - h(\bar{x}_{k+1})\} \quad (15)$$

onde K_{k+1} é a matriz ganho de Kalman dada por:

$$K_{k+1} = \bar{P}_{k+1} H_{k+1}^T [H_{k+1} \bar{P}_{k+1} H_{k+1}^T + R_k]^{-1} \quad (16)$$

e H_{k+1} é a matriz jacobiana dada por:
$$H_{k+1} = \left[\frac{\partial h_{k+1}}{\partial x} \right]_{x=\bar{x}_{k+1}} \quad (17)$$

A equação para o cálculo da matriz de covariância do erro referente à estimativa do estado no instante t_{k+1} é dada por:

$$\hat{P}_{k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) \bar{P}_{k+1} \quad (18)$$

As equações (15) a (18) são as equações relativas à fase de atualização do filtro estendido de Kalman.

5. PROCEDIMENTOS

O software utilizado para a implementação do algoritmo proposto foi o MATLAB. Como a proposta deste trabalho é utilizar o filtro de Kalman estendido para estimar a atitude de um satélite artificial, então inicialmente define-se o vetor de estado em um dado instante t :

$$\hat{x}(t) = [\phi \ \theta \ \psi \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T \quad (19)$$

Dado o vetor de estado, primeiramente é realizado o passo da propagação utilizando uma inicialização para a estimativa inicial do estado em um determinado instante \bar{x}_k e sua respectiva covariância \bar{P}_k . O conjunto de Eqs. (11) são integradas numericamente durante o tempo Δt usando, por exemplo, o integrador numérico Runge-Kutta de 4ª ordem, de onde se obtém o estado e covariância propagada do instante k para o instante $(k+1)$.

Feita esta primeira etapa, a fase de atualização do filtro corrige o estado e a covariância para o instante $(k+1)$ devido à medida y_{k+1} através do conjunto de Eqs. (15), (16) e (18).

As medidas de observação (dados reais) foram fornecidas pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Essas medidas são as componentes de *roll* e *pitch*, fornecidas pelo sensor de Terra infravermelho e o ângulo entre o sol e o eixo de rotação do satélite, fornecida pelo sensor solar digital.

As fases de propagação e atualização do filtro se repetem para o próximo instante $(k+2)$, sendo que os valores do estado e covariância atualizados para o instante $(k+1)$ são utilizados como condições iniciais.

6. RESULTADOS

Os resultados apresentados a seguir são baseados em dados reais e mostram o comportamento de cada componente do vetor de estado estimado, o erro associados às medidas, assim como a covariância estimada.

O satélite utilizado para testar o desempenho do filtro de Kalman estendido foi o CBERS-2, lançado em 21 de outubro de 2003. O período de amostragem das medidas é referente ao mês de abril de 2006.

Para verificar o desempenho do estimador, foram selecionados dois conjuntos de dados, sendo que as condições iniciais referentes a cada conjunto são dadas por:

- *Atitude*: $\phi_0 = \theta_0 = \psi_0 = 0^\circ$;
- *Bias do Giro*: $\varepsilon_x = 0.33^\circ/h$; $\varepsilon_y = 107.26^\circ/h$; $\varepsilon_z = 0.10^\circ/h$;
- *Covariância inicial*: $P_{att} = (0.5^\circ)^2$ (covariância relacionada à atitude); $P_{bg} = (1^\circ/h)^2$ (covariância relacionada ao bias do giro);
- *Covariância dos erros de observação (R)*: $\sigma_{DSS} = 0.86^\circ$; $\sigma_{IRES} = 0.086^\circ$;
- *Covariância do ruído dinâmico (Q)*:
 dados I - $\sigma_{att} = 0.05^\circ$ (ruído associado à atitude); $\sigma_{bg} = 0.005^\circ/h$ (ruído associado à deriva do giro);
 dados II - $\sigma_{att} = 0.1^\circ$ (ruído associado à atitude); $\sigma_{bg} = 0.01^\circ/h$ (ruído associado à deriva do giro).

Observa-se na Fig. (1) que o comportamento da atitude durante o período analisado está dentro do esperado, sendo que a média dos valores estimados para os eixos de *roll* e *pitch* são da ordem de -0.48° e -0.43° , respectivamente e seus respectivos desvios-padrão são de aproximadamente 0.06° . Para o eixo *yaw* a estimativa parece excursionar não

aleatoriamente e seu desvio-padrão é de 0.3° . O desvio-padrão das componentes do bias do giro para cada eixo é da ordem de $10^{-5} \text{ }^\circ/\text{h}$.

Na figura 2, pode-se observar que os resíduos dos sensores de horizonte e solar digital. Estes resultados são importantes, pois neste caso não é possível comparar os valores estimados com valores verdadeiros, uma vez que estes valores não são conhecidos.

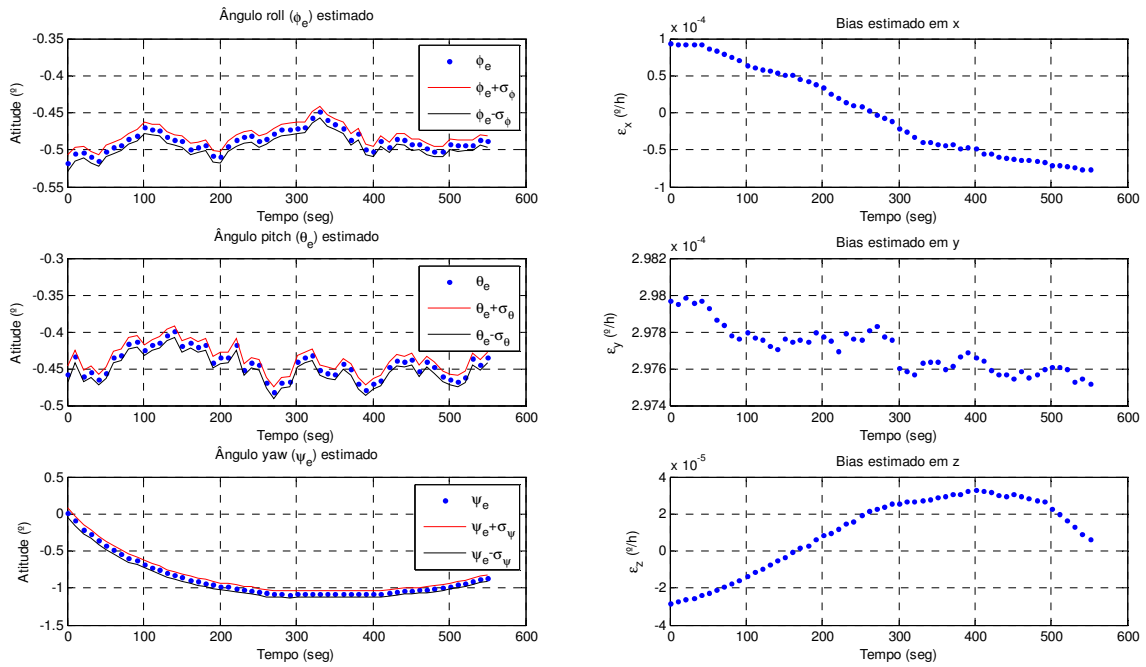


Figura 1. Comportamento da atitude e *bias* do giroscópio estimados pelo filtro de Kalman estendido para conjunto de dados I.

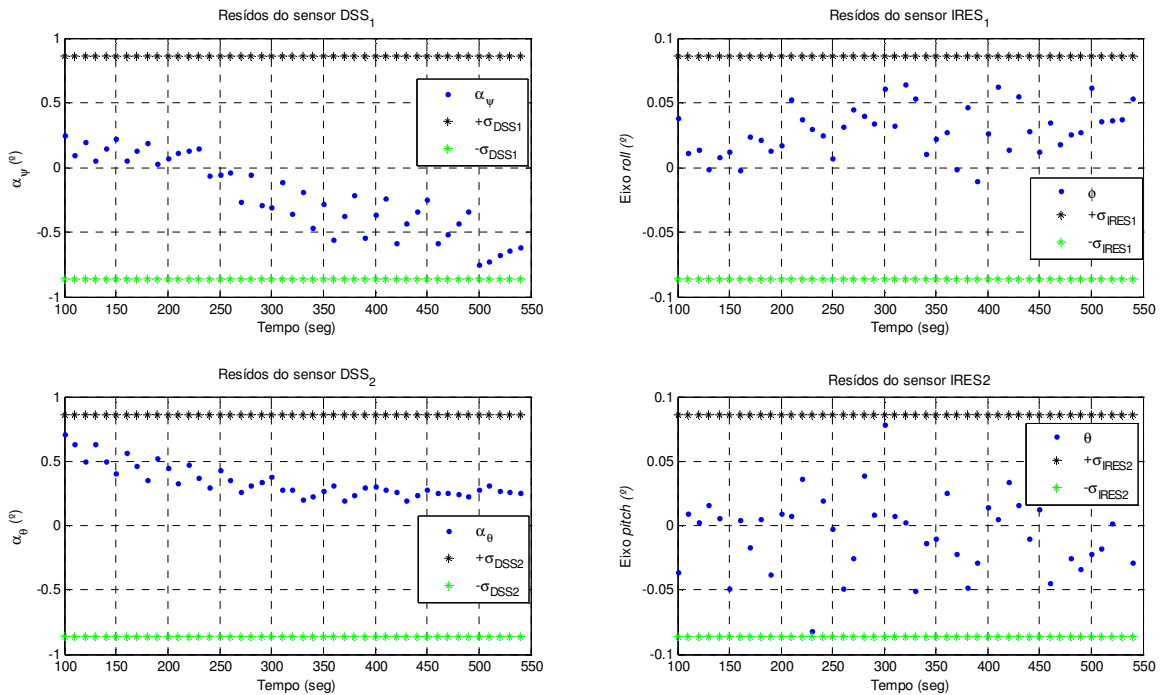


Figura 2. Resíduos dos sensores para conjunto de dados I.

A Fig. (3) é correspondente ao conjunto de dados II, onde aumentamos o ruído nas medidas a fim de verificar o comportamento do filtro. Observa-se que o comportamento da atitude durante o período analisado permaneceu praticamente inalterado com relação aos resultados obtidos para o conjunto de dados I. A média dos valores estimados para os eixos de *roll* e *pitch* são da ordem de -0.5° e seus respectivos desvios-padrão são de aproximadamente 0.06° . Para o eixo *yaw* a estimativa permanece com o mesmo comportamento anterior, diminuindo um pouco o valor mínimo, e seu desvio-padrão sendo da ordem de 0.4° . O desvio-padrão das componentes do bias do giro para os eixos x e z são da ordem de $10^{-5}/h$ e para o eixo y é de $10^{-6}/h$. Na Fig. (4), observa-se os resíduos dos sensores solares digitais e de horizonte que permanecem dentro de um desvio-padrão de 1σ .

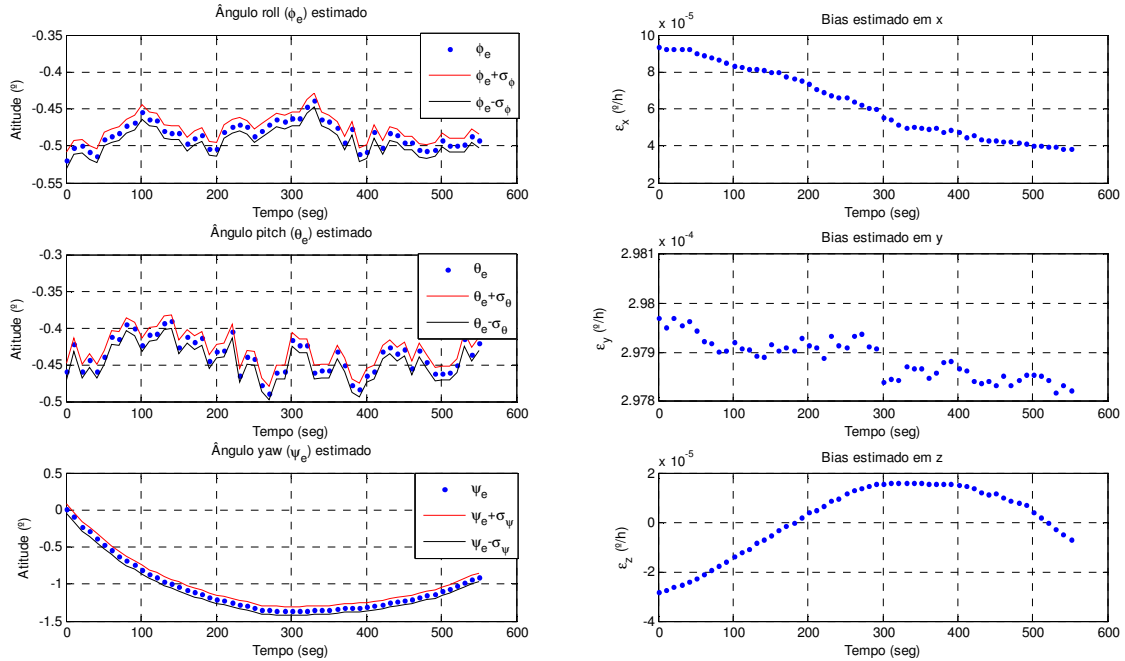


Figura 3. Comportamento da atitude e *bias* do giroscópio estimados pelo filtro de Kalman estendido para conjunto de dados II.

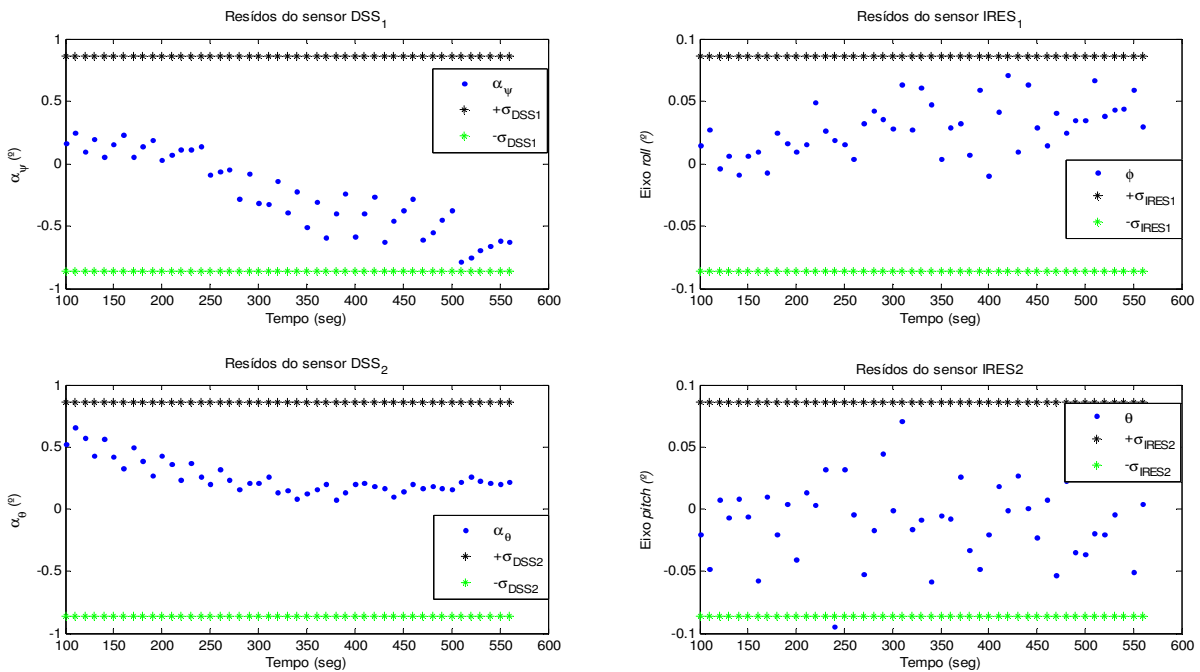


Figura 4. Resíduos dos sensores para conjunto de dados II.

A Fig. (5) apresenta as variâncias estimadas pelo filtro para a atitude e *bias* do giro. Observa-se que com relação à atitude estimada, tanto os dados I quanto os dados II, a variância diminui tendendo a se estabilizar em torno de um valor. Para a variância do *bias* verifica-se um decréscimo nos valores estimados, não tendo atingido a estabilidade neste conjunto de dados.

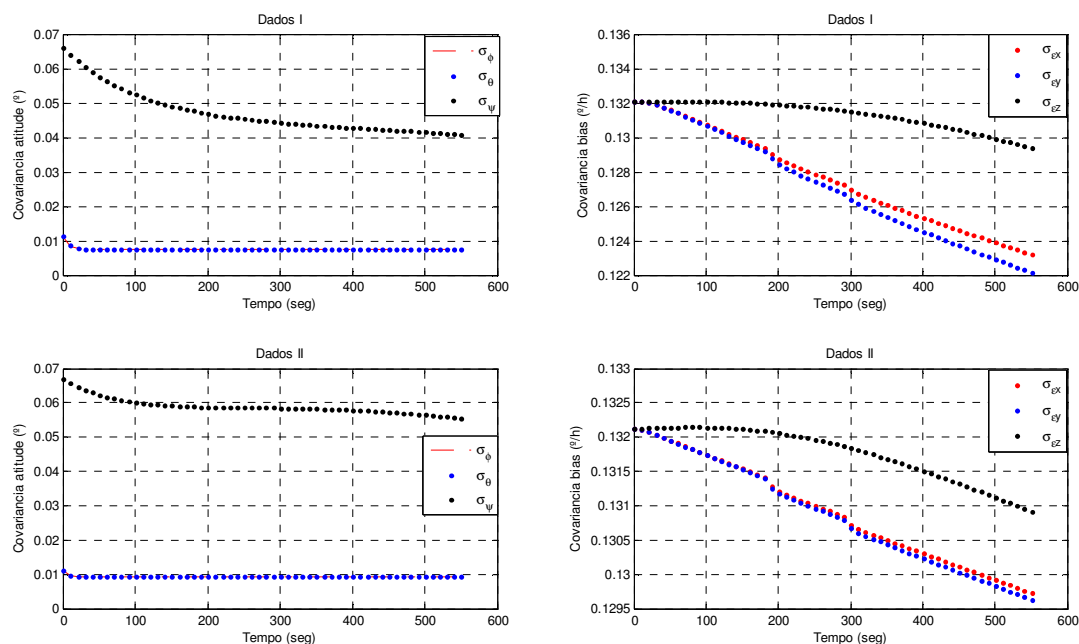


Figura 5. Covariância da atitude e *bias* estimados para conjunto de dados I e II.

7. CONCLUSÕES

O filtro de Kalman estendido é um algoritmo bastante conhecido e, provavelmente, o mais usado nos problemas de estimação de atitude que envolvam sistemas não-lineares. Por este motivo, conclui-se que a técnica é eficiente para muitas aplicações. Por outro lado sabe-se que em determinadas situações podem ocorrer problemas de imprecisão e divergência, como conseqüência dos procedimentos de linearização de funções não-lineares, presentes no algoritmo.

A análise do desempenho do estimador mostra que, para os casos analisados, o procedimento cumpre os objetivos propostos quando alimentado com medidas reais fornecidas por sensores de atitude que estão à bordo do satélite. Mesmo diante de uma modelagem dinâmica simplificada, o procedimento foi robusto o suficiente para assegurar a convergência, estimando a atitude do satélite e sua velocidade angular.

8. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o apoio da agência financiadora Coordenação de Aperfeiçoamento de pessoal de nível superior – Capes e ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE.

9. REFERÊNCIAS

- Brown, R. G. and Hwang, P. Y. C., 1996, "Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering". John Wiley & Sons, New York.
- Fuming, H.; Kuga, H. K., 1999, "CBERS Simulator Mathematical Models". CBTT Project, CBTT /2000 /MM /001. INPE, São José dos Campos.
- Kuga, H., K.; Lopes, R. V. F.; Silva, A. R., 2006 "On board attitude reconstitution of CBERS-2 Satellite". Anais do XIII Colóquio Brasileiro de Dinâmica Orbital, p. 109, Bertioga.
- Lefferts, E. J.; Markey, F. L.; Shuster, M. D., 1982, "Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation". Journal of Guidance, Control and Dynamics, V. 5, n. 5, p. 417-429.
- Lopes, R.V.F.; Kuga, H. K., 2005, "CBERS-2: On Ground Attitude Determination From Telemetry Data". São José dos Campos, INPE, Relatório interno C-ITRP.

Wertz, J. R., 1978, "*Spacecraft Attitude Determination and Control*", D. Reidel, Dordrecht, Holanda.

Zanardi, M. C., 2005, "*Dinâmica de Atitude de Satélites Artificiais*", Tese de Livre Docência, 235p., FEG-UNESP, Guaratinguetá.

10. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído neste trabalho.

REAL TIME ATTITUDE ESTIMATION USING THE EXTENDED KALMAN FILTER AND EULER ANGLES

R. V. Garcia, rovgarcia@yahoo.com.br¹
H. K. Kuga, hkk@dem.inpe.br¹
M.C.F. P. S. Zanardi, cecilia@feg.unesp.br²

1 INPE – Brazilian Institute for Space Research
Space Mechanic and Control Division
Av. dos Astronautas, 1758
12227-010 São José dos Campos, SP
Engenharia Aeroespacial/Aerospace Engineering

2 São Paulo State University - UNESP
Department of Mathematics
Av. Ariberto Pereira da Cunha, 333
12516-410 Guaratinguetá, SP

Abstract: *The aim of this work is to estimate the attitude of artificial satellite, in real time, using real measures referring the spin rate of satellite, supplied by gyroscopes, and measures of attitude supplied by sun and Earth sensors, that are on board of the satellite. This process of attitude estimation is gotten through calculate of orientation of satellite with respect to some referential, from measures supplied by attitude sensors. These measures are processed by extended Kalman filter, being this a real time estimator applied in nonlinear system and it allows to consider errors in the model of the dynamic, through the inclusion of state noises. This variant of Kalman filter consists of the linearization on a reference trajectory that is continuously updated in each processing of the measures of the corresponding instant. In this paper the satellite attitude is described by Euler angles, due to its easy geometric interpretation. The final results estimated of attitude satellite by extended Kalman filter are inside of the expected values by Satellite Control Centre of Brazil National Research Institute and they show the precision and the performance of filter.*

Keywords: *Artificial satellites, attitude estimation, Euler angles, extended Kalman filter.*

1. RESPONSIBILITY NOTICE

The authors Roberta V. Garcia, Hélio K. Kuga, Maria Cecilia F. P. S. Zanardi are the only responsible for the printed material included in this paper.