

Eficiência do Filtro de Kalman Unscented na estimação de atitude utilizando dados reais do satélite CBERS

Roberta Veloso Garcia¹
Hélio Koiti Kuga²
Maria Cecília F. P. S. Zanardi¹

¹ Universidade Estadual Paulista – FEG/UNESP
Av. Ariberto Pereira da Cunha, 333, Pedregulho – 12516-410 – Guaratinguetá – SP, Brasil
rvelosogarcia@yahoo.com.br, cecilia@feg.unesp.br

² Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE
Caixa Postal 515 – 12245-970 – São José dos Campos - SP, Brasil
hkk@dem.inpe.br

Abstract. The aim of this work is to compare the performance of the unscented Kalman filter (UKF) with the extended Kalman filter (EKF) in the attitude estimation nonlinear problems when the filters are subject to inaccurate initial conditions. For nonlinear systems the unscented Kalman filter uses a carefully selected set of sample points to more accurately map the probability distribution than the linearization of the standard extended Kalman filter, leading to faster convergence from inaccurate initial conditions in attitude estimation problems. In this study, the attitude of a satellite is estimated, simulating real time conditions using real data supplied by gyroscopes, infrared Earth sensors and digital Sun sensors. These sensors are on board the CBERS-2 satellite and the measurements were collected by the Satellite Control Centre of INPE. The satellite attitude is described by Euler angles, due to its easy geometric interpretation and the filter formulation is based on standard attitude-vector measurements using a gyro-based model for attitude propagation. Then by the degraded initial conditions it is possible to conclude that UKF is more efficient and accuracy than EKF. In relation with the process time, the UKF is competitive because although it demands a more time for the estimation process, the CPU time isn't proportional to the generated sigma-points number. In the same way UKF can be applied in real time problem.

Keywords: Euler angles, extended Kalman filter, attitude sensors ângulos de Euler, filtro de Kalman estendido, sensores de atitude

1. Introdução

A atitude de um satélite artificial é definida como a sua orientação no espaço. A grande diversidade de missões espaciais com fins meteorológicos, de sensoriamento remoto e científico, entre outros, confere grande relevância às atividades de controle, propagação e determinação de atitude e de órbitas de satélites. A determinação de atitude é parte importante das atividades das missões espaciais, seja pela necessidade de manter em segurança a carga útil do satélite, seja pela necessidade de atender aos requisitos do controle de atitude.

Estimar a atitude de um satélite é o processo de se calcular a sua orientação em relação a um sistema de referência, a partir de dados fornecidos por sensores de atitude. Para isso 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. Conhecidas estas medidas para um ou mais vetores, pode-se computar a orientação do satélite fazendo uso de algum método de estimação de atitude.

Existem diversos métodos para estimar a atitude de um satélite. Cada método é apropriado para um tipo particular de aplicação e deve satisfazer à necessidades como: tempo disponível

para o processamento e precisão a ser alcançada. No entanto, todos os métodos necessitam de observações que são obtidas por meio de sensores instalados no satélite. Neste trabalho, a atitude do satélite é descrita pelos ângulos de Euler, devido a sua fácil interpretação geométrica, e dois métodos de estimação de atitude são comparados: o Filtro de Kalman estendido (FKE) e o Filtro de Kalman unscented (FKU). Estes métodos são capazes de realizar a estimação do estado em sistemas não-lineares, além de levar em conta as medições fornecidas por diferentes sensores de atitude. A comparação entre os dois estimadores se faz levando em conta a eficiência de ambos frente a condições iniciais degradadas. Para isso foram considerados dados reais fornecidos pelos giroscópios, sensores de Terra infravermelhos e sensores solar digitais. Estes sensores estão à bordo do satélite CBERS-2 (China-Brasil Earth Resources Satellite), e as medidas foram fornecidas pelo Centro de Controle de Satélites do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais).

2. Métodos de Estimação de Atitude

O objetivo de um estimador é calcular o vetor de estado (atitude) baseado em um conjunto de observações (sensores). Em outras palavras, ele deve ser um algoritmo capaz de processar medidas para produzir, de acordo com um dado critério, uma estimativa do estado do sistema com um erro mínimo. Neste trabalho, dois diferentes métodos são utilizados para estimar o vetor de estado, a fim de comparar a eficiência de cada um quando sujeitos a condições iniciais corrompidas.

2.1. Filtro de Kalman Estendido

A solução usando o Filtro de Kalman é dada em duas fases: fase de propagação e fase de atualização. Para este fim, nós assumimos que a dinâmica do estado e as observações são descritas por equações diferenciais não lineares com relação ao estado descrito pelo sistema a seguir:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}_k, k) + \eta_k \\ \mathbf{y}_k &= \mathbf{h}_k(\mathbf{x}_k, k) + \nu_k\end{aligned}\quad (1)$$

onde \mathbf{x} é o vetor de estado de dimensão n e \mathbf{y} é o vetor de observação de dimensão m . Assume-se que η_k e ν_k são os ruídos Gaussianos do processo com média zero e covariâncias dadas respectivamente por Q_k e R_k .

Para que a teoria linear do filtro de Kalman seja aplicada ao problema não linear, tal problema deve ser linearizado em torno de uma trajetória de referência através da expansão de Taylor até primeira ordem. O filtro de Kalman estendido pode ser resumido da seguinte forma (PRADO, KUGA, 2001):

Fase de Propagação

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) &= \mathbf{f}[\bar{\mathbf{x}}(t), t] \\ \dot{\Phi}(t, k) &= F[\bar{\mathbf{x}}(t), t]\Phi(t, k)\end{aligned}\quad (2)$$

sendo a matriz Jacobiana do sistema não-linear e as condições iniciais definidas respectivamente por:

$$F[\mathbf{x}(t_k), t_k] \equiv \left[\frac{\partial \mathbf{f}(t, \mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right]_{\mathbf{x}=\bar{\mathbf{x}}_k}$$

$$\bar{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \text{ e } \Phi_{k,k} = \mathbf{I}$$

A matriz de covariância do erro propagada é dada por:

$$\bar{P}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \hat{P}_k \Phi_{k+1,k}^T + \Gamma_k Q_k \Gamma_k^T \quad (3)$$

com

$$\Gamma_k Q_k \Gamma_k^T = \int_k^{k+1} G(t) \Phi_{t,k} Q(t) \Phi_{t,k}^T G(t) dt$$

Fase de Atualização

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \bar{\mathbf{x}}_{k+1} + K_{k+1} [\mathbf{y}_{k+1} - \mathbf{h}(\bar{\mathbf{x}}_{k+1})] \quad (4)$$

$$K_{k+1} = \bar{P}_{k+1} H_{k+1}^T [H_{k+1} \bar{P}_{k+1} H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1} \quad (5)$$

$$\hat{P}_{k+1} = (\mathbf{I} - K_{k+1} H_{k+1}) \bar{P}_{k+1} \quad (6)$$

com a matriz de derivadas parciais de h em relação a x , avaliada ao longo da trajetória nominal, dada por:

$$H[\mathbf{x}(t_{k+1}), t_{k+1}] \equiv \left[\frac{\partial \mathbf{h}(t_{k+1}, \mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} \right]_{\mathbf{x}=\bar{\mathbf{x}}_{k+1}}$$

2.2. Filtro de Kalman Unscented

Os erros inerentes do Filtro de Kalman Estendido (FKE) são devido às linearizações realizadas para o cálculo da média e da covariância de uma variável aleatória, que sofre uma transformação não-linear. O filtro de Kalman Unscented (FKU) evita estes erros utilizando um conjunto de "amostragem" determinística para calcular a média e a covariância. Basicamente, $2n + 1$ sigma-pontos (n é a dimensão do estado) são cuidadosamente escolhidos baseados na decomposição da raiz quadrada da covariância anterior, (JULIER, UHLMANN, 2004). Estes sigma-pontos são propagadas através da verdadeira função não linear, sem aproximação, e em seguida uma média ponderada e covariância são calculadas. O FKU tem várias vantagens sobre o FKE, incluindo: 1) o erro é menor do que o esperado pelo FKE, 2) o novo filtro pode ser aplicado a funções não diferenciáveis, 3) o FKU evita a derivação de matrizes Jacobianas, e 4) o novo filtro é válido para expansões de ordem superior ao FKE padrão.

Considere o sistema não linear dado pela eq.(1). Dados o vetor de estado e a matriz de covariância no instante k , é computado um conjunto de sigma-pontos que são alocados nas $n \times (2n + 1)$ colunas da matriz sigma-ponto χ_k . As colunas de χ_k são calculadas por

$$\begin{aligned} (\chi_k)_0 &= \hat{\mathbf{x}}_k \\ (\chi_k)_i &= \hat{\mathbf{x}}_k + (\sqrt{(n + \kappa) \mathbf{P}_k})_i \\ (\chi_k)_{i+n} &= \hat{\mathbf{x}}_k - (\sqrt{(n + \kappa) \mathbf{P}_k})_i \end{aligned} \quad , i = 1, \dots, n \quad (7)$$

com $\kappa \in \mathfrak{R}$, $(\sqrt{(n + \kappa) \mathbf{P}_k})_i$ é a i -ésima linha ou coluna da matriz raiz quadrada de $(n + \kappa) \mathbf{P}_k$ e o escalar κ é um parâmetro que fornece informações a respeito dos momentos de ordem superior da distribuição.

Uma vez χ_k computado, é feita a propagação de cada vetor através do sistema não-linear:

$$(\dot{\chi}_{k+1})_i = \mathbf{f}((\chi_k)_i) \quad , i = 0, \dots, 2n \quad (8)$$

A média propagada, $\bar{\mathbf{x}}_{k+1}$, e a covariância, $\bar{\mathbf{P}}_{k+1}$, são determinadas a partir das estatísticas dos *sigma-pontos* propagados, dadas por:

$$\bar{\mathbf{x}}_{k+1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i (\chi_{k+1})_i, \quad (9)$$

$$\bar{\mathbf{P}}_{k+1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [(\chi_{k+1})_i - \bar{\mathbf{x}}_{k+1}] [(\chi_{k+1})_i - \bar{\mathbf{x}}_{k+1}]^T \quad (10)$$

com os pesos definidos por

$$W_0 = \frac{\kappa}{(n + \kappa)}, W_i = \frac{1}{2(n + \kappa)}, W_{i+n} = \frac{1}{2(n + \kappa)} \quad (11)$$

Na fase de atualização do filtro, primeiramente transforma-se as colunas de χ_k através da função de medidas Υ_{k+1} . Desta forma

$$\Upsilon_{k+1} = \mathbf{h}(\chi_{k+1}) \quad (12)$$

$$\bar{\mathbf{y}}_{k+1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i (\Upsilon_{k+1})_i, \quad (13)$$

Com a média do vetor de medidas, $\bar{\mathbf{y}}_{k+1}$, é possível estimar um vetor de estado usando

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \bar{\mathbf{x}}_{k+1} + \mathbf{K}_{k+1} (\mathbf{y}_{k+1} - \bar{\mathbf{y}}_{k+1}), \quad (14)$$

onde \mathbf{K}_{k+1} é o ganho de Kalman. Na formulação do FKU o ganho de Kalman é definido por

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{xy} (\mathbf{P}_{yy})^{-1} \quad (15)$$

com

$$\mathbf{P}_{xy} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [(\chi_{k+1})_i - \bar{\mathbf{x}}_{k+1}] [(\Upsilon_{k+1})_i - \bar{\mathbf{y}}_{k+1}]^T \quad (16)$$

$$\mathbf{P}_{yy} = \sum_{i=0}^{2n} W_i [(\Upsilon_{k+1})_i - \bar{\mathbf{y}}_{k+1}] [(\Upsilon_{k+1})_i - \bar{\mathbf{y}}_{k+1}]^T + \mathbf{R}_{k+1} \quad (17)$$

Finalmente obtém-se a estimativa da covariância do erro dada por

$$\hat{\mathbf{P}}_{k+1} = \bar{\mathbf{P}}_{k+1} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{P}_{yy} \mathbf{K}_{k+1}^T. \quad (18)$$

O processo de propagação e atualização se repete até que o filtro atinja a convergência desejada.

3. Representação da Atitude por Ângulos de Euler

A atitude de um satélite pode ser descrita por três ângulos, denominados ângulos de Euler, e expressa pela relação entre dois sistemas de coordenadas, um deles fixo no satélite e outro associado a um sistema inercial. No caso dos satélites CBERS, a atitude é estabilizada em três eixos nominalmente geo-apontado e pode ser descrita em relação ao sistema orbital. Nesse referencial, o movimento em torno da direção da velocidade orbital é denominado *roll*. O movimento em torno da direção normal à órbita é denominado *pitch* e, finalmente o movimento em torno da direção Nadir/Zênite é denominado *yaw*.

Para transformar um vetor representado em um dado referencial para outro é necessário definir uma matriz de cossenos 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 3-2-1, 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:

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

A matriz de atitude obtida através da seqüência de rotação 3-2-1 é dada por:

$$R = \begin{bmatrix} C(\theta)C(\psi) & C(\theta)S(\psi) & -S(\theta) \\ S(\phi)S(\theta)C(\psi) - S(\psi)C(\phi) & S(\phi)S(\theta)S(\psi) + C(\phi)C(\psi) & S(\phi)C(\theta) \\ C(\phi)S(\theta)C(\psi) + S(\phi)S(\psi) & C(\phi)S(\theta)S(\psi) - S(\phi)C(\psi) & C(\phi)C(\theta) \end{bmatrix} \quad (19)$$

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

O conjunto de equações cinemáticas que representam a atitude de um satélite em ângulos de Euler é dado por:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S(\phi)T(\theta) & C(\phi)T(\theta) \\ 0 & C(\phi) & -S(\phi) \\ 0 & S(\phi)/C(\theta) & C(\phi)/C(\theta) \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} \hat{\omega}_x \\ \hat{\omega}_y \\ \hat{\omega}_z \end{bmatrix} - R \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_0 \\ 0 \end{bmatrix} \right\} \quad (20)$$

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

Considerando simplificações na eq. (20) para pequenos ângulos, as equações diferenciais do estado para a atitude e o bias do giro são modeladas da seguinte forma:

$$\begin{cases} \dot{\phi}(t) = \omega_0 \sin \hat{\psi} & + \hat{\omega}_x + \hat{\theta} \hat{\omega}_z \\ \dot{\theta}(t) = \omega_0 \cos \hat{\psi} & + \hat{\omega}_y + \hat{\phi} \hat{\omega}_z \\ \dot{\psi}(t) = \omega_0 (\hat{\theta} \sin \hat{\psi} - \hat{\phi} \cos \hat{\psi}) & + \hat{\omega}_z + \hat{\phi} \hat{\omega}_y \\ \dot{\hat{\epsilon}}(t) = & 0 \end{cases} \quad (21)$$

sendo $\hat{\phi}, \hat{\theta}, \hat{\psi}$ os ângulos de atitude obtidos por algum processo de estimação.

4. O Sistema de Medições do Satélite

Neste trabalho, dados reais de sensores, que estão a bordo do satélite CBERS-2, são utilizados no processo de estimação de atitude. Os modelos matemáticos destes sensores são descritos a seguir, incluindo giros, sensores de Terra e sensores solar.

4.1. Modelo do Giroscópio

A principal vantagem da utilização do giro é que eles podem fornecer o deslocamento angular e/ou a velocidade angular do satélite diretamente. No entanto, os giros possuem um erro devido à deriva, significando que o erro das suas medidas pode aumentar com o tempo. Neste trabalho os giros integradores de velocidade são utilizados para medir a velocidade angular dos eixos de *roll*, *pitch* e *yaw* do satélite. O modelo matemático do giro é (WERTZ, 1978):

$$\Delta\Theta_i = \int_0^{\Delta t} (\omega_i + \varepsilon_i) dt \quad (i = x, y, z) \quad (22)$$

onde $\Delta\Theta_i$ são os deslocamentos angulares do satélite em um intervalo de tempo Δt ; ω_i são as componentes da velocidade angular no sistema do satélite e ε_i são as componentes do *bias* do giroscópio.

Desta forma, a medida das componentes da velocidade angular do satélite pode ser colocada na forma (WERTZ, 1978):

$$\hat{\vec{\omega}} = \left(\frac{\Delta\vec{\Theta}}{\Delta t} \right) - \hat{\vec{\varepsilon}} - \vec{\eta}_1 = \vec{g} - \vec{\varepsilon} - \vec{\eta}_1 \quad (23)$$

sendo $\vec{g}(t)$ o vetor de saída do giroscópio e $\vec{\eta}_1(t)$ representa o ruído branco Gaussiano do processo, no qual abrange todos os efeitos remanescentes não-modelados.

4.2. Modelo de Medidas do Sensor de Terra Infravermelho

A utilização destes sensores é uma forma de compensar os erros de deriva presentes no giroscópio. Estes sensores estão localizados no satélite e alinhados com seus eixos de *roll* e *pitch*. Neste trabalho, dois sensores de Terra são utilizados, onde um deles mede o ângulo *roll* e o outro mede o ângulo *pitch*.

As equações de medidas para os sensores de Terra Infravermelho (*Infrared Earth Sensors - IRES*) são dadas por (FUMING,KUGA, 1999):

$$\begin{aligned} \phi_H &= \phi + \nu_{\phi_H} \\ \theta_H &= \theta + \nu_{\theta_H} \end{aligned} \quad (24)$$

onde ν_{ϕ_H} e ν_{θ_H} são ruídos brancos gaussianos e representam pequenos efeitos remanescentes de desalinhamentos durante a instalação e /ou pela montagem do sensor.

4.3. Modelo de Medidas do Sensor Solar Digital

Uma vez que o sensor de Terra não é capaz de medir o ângulo *yaw*, os sensores solares são utilizados pelo Sistema de Controle de Atitude a fim de superar este problema. No entanto, estes sensores não fornecem medidas diretas, mas o ângulo acoplado de *pitch* (α_θ) e *yaw* (α_ψ). As equações de medidas para o sensor solar digital (*Digital Sun Sensors - DSS*) são obtidas da seguinte forma (FUMING,KUGA, 1999):

$$\alpha_\psi = \tan^{-1} \left(\frac{-S_y}{S_x \cos(60^\circ) + S_z \cos(150^\circ)} \right) + \nu_{\alpha_\psi} \quad (25)$$

quando $|S_x \cos(60^\circ) + S_z \cos(150^\circ)| \geq \cos(60^\circ)$, e

$$\alpha_\theta = 24^\circ - \tan^{-1} \left(\frac{S_x}{S_z} \right) + \nu_{\alpha_\theta}$$

quando $|24^\circ - \tan^{-1} \left(\frac{S_x}{S_z} \right)| < 60^\circ$,

onde ν_{α_ψ} e ν_{α_θ} são o ruído branco gaussianos e representam pequenos efeitos remanescentes de desalinhamentos durante a instalação e /ou pela montagem do sensor.

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 (FUMING,KUGA, 1999).

5. Resultados

Nesta seção são apresentados os resultados e análises da estimação da atitude do satélite CBERS-2 através do FKE e FKU. As medições são feitas para o dia 22 de abril de 2006, disponível para o sistema em solo a uma taxa de amostragem de cerca de 10,23 segundos em um intervalo de aproximadamente 10 minutos. Na verdade, o Sistema de Controle de Atitude (SCA) à bordo tem pleno acesso às medições dos sensores que são amostrados a uma taxa de 4Hz para os giroscópios, 1Hz para os sensores de Terra e 0,25Hz para sensores solares. No entanto, o sistema de solo pode recuperar telemetrias dos sensores em uma amostragem de cerca de 9 segundos durante o momento em que o satélite está sobrevoando a estação de rastreamento. Isto significa que o sistema de terra não tem todo o conjunto de medidas disponíveis do SCA a bordo.

Os algoritmos foram implementados no software MATLAB. Para checar a performance do FKU e FKE com ângulos de Euler, os resultados foram comparados considerando o conjunto de condições iniciais apresentados na Tabela 1. As medidas reais obtidas pelos sensores de atitude (DSS, IRES e giros) são apresentados na Fig.1.

A comparação entre FKE e o FKU na estimação da atitude de satélites é estudada em diversos artigos, entre eles (GARCIA et al., 2011). No entanto, os resultados apresentados mostram grande similaridade entre os dois filtros. Ainda que diante de resultados muito próximos ao FKE, o FKU não faz uso de linearizações ou aproximações das equações não-lineares existentes no modelo do sistema, fornecendo maior qualidade e confiabilidade dos resultados obtidos. Para verificar com maior clareza a precisão e eficiência do FKU é apresentado a seguir o comportamento de ambos os filtros, diante de condições iniciais imprecisas.

Tabela 1: Informações iniciais para inicialização dos estimadores com ângulos de Euler para o satélite CBERS-2

Bias Inicial		Erro do Estado (P)			
ε_x (°/h)	5,76	σ_ϕ (°)	0,5	σ_{ε_x} (°/h)	1,0
ε_y (°/h)	4,64	σ_θ (°)	0,5	σ_{ε_y} (°/h)	1,0
ε_z (°/h)	2,68	σ_ψ (°)	2,0	σ_{ε_z} (°/h)	1,0

Ruído Dinâmico (Q)			
σ_ϕ (°)	0,1	σ_{ε_x} (°/h)	0,01
σ_θ (°)	0,1	σ_{ε_y} (°/h)	0,01
σ_ψ (°)	0,1	σ_{ε_z} (°/h)	0,005

Ruído das Observações (R)			
σ_{DSS1} (°)	0,6	σ_{IRES1} (°)	0,06
σ_{DSS2} (°)	0,6	σ_{IRES2} (°)	0,06

Na figura 3 são considerados valores iniciais das componentes da atitude muito distantes dos valores verdadeiros, com *roll*, *pitch* e *yaw* de 10° cada um. É sabido que tais valores são próximos de zero, aproximadamente -0,5°, -0,45° e -1,5° para o conjunto de medidas em teste. O que se observa é que, mesmo levando mais tempo, o FKE ainda converge para o valor esperado da atitude (aproximadamente -0,5° para *roll* e *pitch* e -1,5° para *yaw*), ao contrário do FKU que converge quase instantaneamente. Nota-se também uma incompatibilidade dos

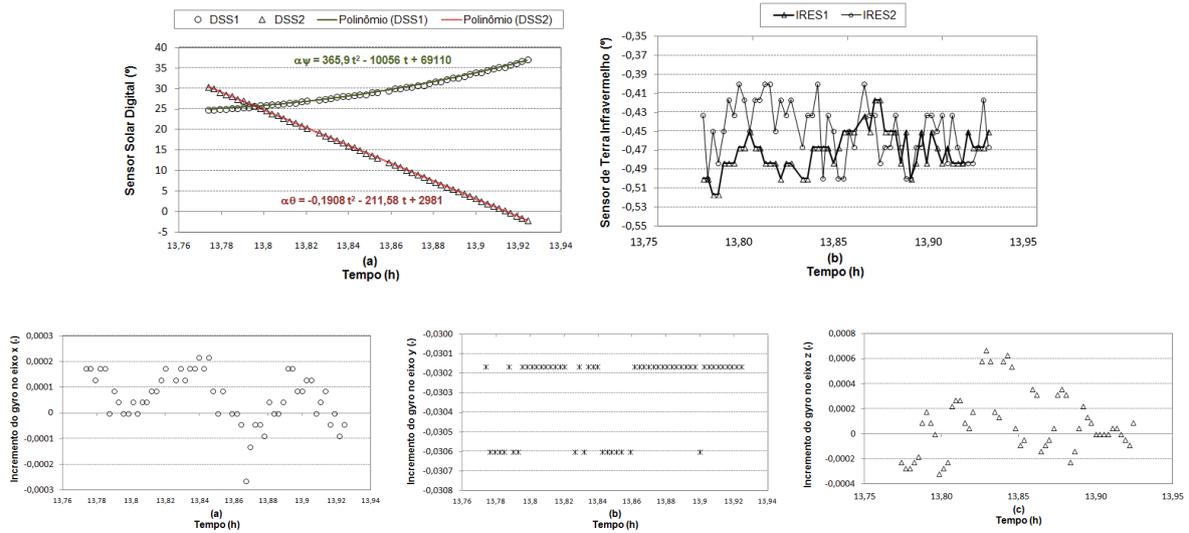


Figura 1: Medidas Reais fornecidas pelos sensores de atitude.

erros de atitude estimados pelo FKE (covariância), pois a atitude estimada está muito longe do valor esperado de convergência e ainda assim o FKE assume erros pequenos (sigma). Este comportamento é observado até que o FKE atinja a convergência e seus erros fiquem em torno do obtido pelo FKU. A figura 2 apresenta outros valores de condições iniciais de atitude de forma que se possa observar quando o FKE deixa de convergir e torna-se inadequado para o problema. É considerado o valor radicalmente incorreto de 20° para os ângulos de *roll*, *pitch* e *yaw* iniciais. Observa-se claramente que o FKU converge nos primeiros instantes, ao contrário do comportamento obtido pelo FKE, que está claramente divergente em *roll*. Este caso nos mostra que diante de condições iniciais deterioradas, as linearizações realizadas no FKE não são aproximações suficientemente boas fazendo com que o filtro perca a capacidade de estimar com precisão o estado do sistema durante o período considerado. O FKU ainda assim convergiu, mostrando sua robustez e desempenho claramente superior nesta situação.

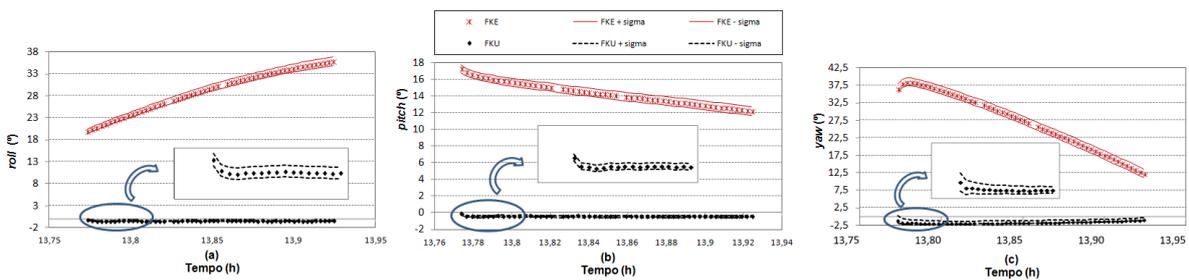


Figura 2: Valores estimados pelos FKE e FKU do (a) ângulo *roll* e seu erro (sigma), (b) ângulo *pitch* e seu erro (sigma), (c) ângulo *yaw* e seu erro (sigma).

6. Conclusões

O principal objetivo deste estudo foi o de verificar a eficiência do filtro de Kalman unscented frente ao filtro de Kalman estendido no problema de estimação de atitude de satélites, com dados reais de sensores que estão a bordo do satélite CBERS-2. O uso de dados reais a partir de sensores de atitude a bordo, em geral, trazem problemas não previstos em simulações e necessitam de implementações robustas dos algoritmos de estimação. Tais dificuldades

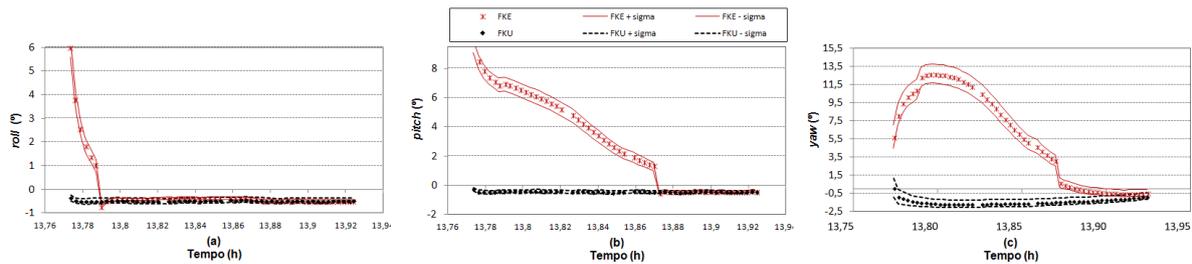


Figura 3: Valores estimados pelos FKE e FKU do (a) ângulo *roll* e seu erro (sigma), (b) ângulo *pitch* e seu erro (sigma), (c) ângulo *yaw* e seu erro (sigma).

podem ocorrer devido a fatores diversos como, por exemplo, desalinhamentos, derivas, erros sistemáticos e ruídos não previstos.

A robustez dos algoritmos foram verificadas através de condições iniciais degradadas. Dois testes foram realizados para valores de atitude inicial cada vez mais distante dos que seriam os valores verdadeiros (aproximadamente $-0,5^\circ$ para os ângulos de *roll* e *pitch* e $-1,5^\circ$ para *yaw*). Notou-se que quanto maior a degradação das condições iniciais, o FKE demorava cada vez mais para atingir a convergência, ao contrário do FKU que convergiu imediatamente. Até 10° o FKE ainda convergiu, apesar do tempo para atingir a convergência ter sido superior ao obtido pelo FKU. Já para uma atitude inicial de 20° o FKU mostrou-se mais robusto que o FKE, atingindo a convergência imediatamente, enquanto o FKE não conseguiu atingir a convergência. Neste caso, as linearizações realizadas pelo FKE não foram aproximações suficientes tornando o algoritmo impreciso.

Referências

FUMING, H.; KUGA, H. K. **CBERS simulator mathematical models**. São José dos Campos, 1999. CBTT Project, CBTT /2000 /MM /001. INPE, São José dos Campos.

GARCIA, R. V.; KUGA, H. K.; ZANARDI, M. C. Unscented Kalman filter for spacecraft attitude estimation using quaternions and Euler angles. **Proceedings: 22ND INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SPACE FLIGHT DYNAMICS**, Sao Jose dos Campos, p. 1-13, DVD, 2011.

JULIER, S. J.; UHLMANN, J. K. Unscented filtering and nonlinear estimation. **Proceedings of the IEEE**, v. 92, n. 3, p. 401–422, 2004.

KUGA, H. K.; SILVA, A. R.; LOPES, R. V. F. **CBERS-2: On ground attitude determination from telemetry data**. São José dos Campos, INPE, 2005. Relatório interno C-ITRP-0000/00, 2005.

LEFFERTS, E. J.; MARKLEY, F. L.; SHUSTER, M. D. Kalman filtering for spacecraft attitude estimation. **Journal of Guidance**, v. 5, n. 5, p. 417–429, 1982.

PRADO, A.F.B. A.; KUGA, H. K. **Fundamentos de Tecnologia Espacial**. São José dos Campos: INPE, 2001.

WERTZ, J. R. **Spacecraft attitude determination and control**. Dordrecht, Holanda, 1978.