

1. Publicação nº <i>INPE-2441-PRE/142</i>	2. Versão	3. Data <i>Junho, 1982</i>	5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita
4. Origem <i>DMC/DDO</i>	Programa <i>ORBAT</i>		
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>ESTIMAÇÃO ATTITUDE SATÉLITES ARTIFICIAIS</i>			
7. C.D.U.: <i>681.5.01</i>			
8. Título <i>ESTIMAÇÃO ADAPTATIVA DA ATTITUDE DE SATÉLITES ARTIFICIAIS VIA FILTRO DE KALMAN COM COMPENSAÇÃO DO MODELO DINÂMICO</i>		10. Páginas: <i>06</i>	
		11. Última página: <i>05</i>	
		12. Revisada por	
9. Autoria <i>Atair Rios Neto Roberto Vieira da Fonseca Lopes Ricardo Negreiros de Paiva</i>		<i>Antonio F. Martins Neto</i> Antonio F. Martins Neto	
Assinatura responsável 		13. Autorizada por <i>Parada</i> Nelson de Jesus Parada Diretor	
14. Resumo/Notas <i>O controle da atitude de um satélite e a análise dos experimentos realizados por sua carga útil frequentemente requerem a determinação da atitude com restrições de tempo de processamento e de precisão. Neste trabalho desenvolve-se um algoritmo de estimação ótima aplicável em tempo real, em condições adversas (fase de aquisição de atitude, por exemplo), em que os torques externos não são totalmente conhecidos e têm efeitos sensíveis na dinâmica da atitude. Para tanto, utiliza-se o filtro estendido de Kalman combinado com compensação do modelo dinâmico e com dosagem adaptativa do ruído no estado. Assim, os torques externos atuantes (tais como gravitacional, magnético, aerodinâmico e de pressão de radiação solar) são dinamicamente compensados no estimador por um processo de Gauss-Markov de primeira ordem e seu efeito conjunto estimado com o estado do sistema; concomitantemente, uma técnica de ruído adaptativo é empregada, a fim de evitar a ocorrência de divergência na estimativa, pela imposição de coerência estatística entre resíduos das observações e erros estimados. O algoritmo é testado com dados de simulação para um satélite com movimentos em três eixos, equipado com sensores do tipo solar e de horizonte. A qualidade dos resultados obtidos indica que o procedimento tem um bom desempenho com precisões coerentes com os erros nos sensores.</i>			
15. Observações <i>Este trabalho será apresentado no 4º Congresso Brasileiro de Automática, que será realizado de 14 a 17 de setembro de 1982, em Campinas, SP.</i>			

CONFERÊNCIA DE SÃO PAULO - 1976
RELAÇÃO DE TRABALHOS REALIZADOS

então
deve conter
Típico para todas as páginas
com exceção da página 1
deve começar aqui

LAYOUT FOR THE FIRST PAGE

ESTIMAÇÃO ADAPTATIVA DA ATITUDE DE SATÉLITES ARTIFICIAIS VIA FILTRO DE KALMAN COM COMPENSAÇÃO DO MODELO DINÂMICO

Atair Rios Neto
Roberto Vieira da Fonseca Lopes
Ricardo Negreiros de Paiva
Authors' Address here

Instituto de Pesquisas Espaciais - INPE
Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico - CNPq
C.P. 515 - 12.200 - São José dos Campos - SP - Brasil

COMEÇO DO TEXTO DO RESUMO

Resumo

O controle da atitude de um satélite e a análise dos experimentos realizados por sua carga útil frequentemente requerem a determinação da atitude com restrições de tempo de processamento e de precisão. Neste trabalho desenvolve-se um algoritmo de estimação ótima aplicável em tempo real em condições adversas (fase de aquisição de atitude, por exemplo), em que os torques externos não são totalmente conhecidos e têm efeitos sensíveis na dinâmica da atitude. Para tanto, utiliza-se o filtro estendido de Kalman combinado com compensação do modelo dinâmico e com dosagem adaptativa do ruído no estado. Assim, os torques externos atuantes (tais como gravitacional, magnético, aerodinâmico e de pressão de radiação solar) são dinamicamente compensados no estimador por um processo de Gauss-Markov de primeira ordem e seu efeito conjunto estimado com o estado do sistema; concomitantemente, uma técnica de ruído adaptativo é empregada, a fim de evitar a ocorrência de divergência na estimação, pela imposição de coerência estatística entre resíduos das observações e erros estimados. O algoritmo é testado com dados de simulação para um satélite com movimentos em três eixos, equipado com sensores do tipo solar e de horizonte. A qualidade dos resultados obtidos indica que o procedimento tem um bom desempenho com precisões coerentes com os erros nos sensores.

Artificial Satellites Attitude Adaptive Estimation Using Kalman Filter With Dynamic Model Compensation

Abstract

The attitude control of a satellite and the analysis of payload experiments quite often require the attitude determination with processing time and accuracy restrictions. In this paper an optimal estimation algorithm is developed with the capability of real time applications under unfavorable conditions (acquisition phase, e.g.), when external torques are not completely known and have significant effect on attitude dynamics. To do so a procedure is used which combines extended Kalman filter with dynamical model compensation and adaptive state noise estimation techniques. The external torques (gravitational, magnetic, aerodynamic and solar radiation) are dynamically compensated in the estimator by a first order Gauss-Markov process and their global effect estimated together with the system state; simultaneously state noise is adaptively estimated to avoid divergence, by imposing statistical consistency residuals. The algorithm is tested with simulated data corresponding to a satellite with three axis motion and equipped with solar and Earth horizon sensors. The quality of the results obtained indicates that the procedure has a good performance with accuracies consistent with the errors in the sensors.

1. INTRODUÇÃO

Determinar a orientação angular de um satélite ao redor de seu centro de massa, ou seja, sua atitude, é uma tarefa importante tanto para o desempenho do controle de atitude, como para a interpretação de informações obtidas

pelos experimentos realizados pelo satélite. Vários são os métodos de determinação de atitude, cada um deles apropriado a certos tipos de aplicação, conforme a precisão requerida e o tempo disponível para o processamento. Entretanto, todos têm o mesmo princípio básico: observar, por meio de sensores

Redução de 10 para 3

Reduction 10 to 3

with the exception
of page 1 should
commence here

ping for
with the exception
of page 1 should
commence here

LAYOUT FOR
THE FIRST PAGE.

instalados no satélite, direções conhecidas em Terra (Sol, campo geomagnético, estrelas, centro da Terra), obtendo-se uma relação entre o referencial do satélite e o conhecido em Terra. Os métodos determinísticos foram os primeiros a serem empregados (Smith, 1975; Wertz, 1978) e caracterizam-se por utilizarem apenas o mínimo suficiente de informações para obter os resultados. Tais métodos oferecem simplicidade de cálculo; entretanto, são incapazes de levar em consideração as incertezas das medidas. Com a crescente exigência de melhores precisões na determinação e controle de atitude (como a que se verifica nos satélites de sensoriamento remoto, por exemplo) houve a necessidade de aplicar ao problema as técnicas de estimação ótima, tais como mínimos quadrados, filtro de Kalman (Oyharcabal, 1976; Pivovarov, 1979; Wertz, 1978) e, mais recentemente, técnicas adaptativas (Moek and Traas, 1981).

Neste trabalho, utiliza-se o filtro estendido de Kalman com compensação do modelo dinâmico (Tapley and Ingram, 1973) aliada a uma técnica de ruído adaptativo (Rios Neto e Kuga, 1981) para determinação da atitude em três eixos. Com isto viabiliza-se um procedimento automático, que pode ser implementado em tempo real, sem necessidade de modelagens complexas dos torques perturbadores, mesmo em situações adversas de estabilidade ou de observabilidade.

2. SOLUÇÃO ADOTADA

O problema da estimação, em tempo real, da atitude nos três eixos, em satélites em configurações pouco estáveis, pode ser formulado como a seguir: calcular a melhor aproximação para:

$$\hat{x}_k = E\{x(t_k) / \hat{x}_0, P_0, Y_1, Y_2, \dots, Y_k\} \quad (2.1)$$

$$P_k = E\{[x(t_k) - \hat{x}_k][x(t_k) - \hat{x}_k]^T / \hat{x}_0, P_0, Y_1, \dots, Y_k\}, \quad (2.2)$$

dado que:

$$\dot{x}^T \triangleq \{q^T : w^T\} \quad (2.3)$$

$$\dot{q} = f_1(q, w) \quad (2.4)$$

$$\dot{w} = f_2(w) + J^{-1} N(t) \quad (2.5)$$

onde q é o quatérnio (4 x 1) que define a atitude dos eixos principais de inércia do satélite (referencial R_S) em relação ao referencial inercial (R_I); w é o vetor (3 x 1) velocidade angular do satélite no referencial R_S ; J é a matriz (3 x 3) diagonal de momentos principais de inércia; N é o vetor (3 x 1) de torques externos em relação ao centro de massa do satélite, devido às perturbações do ambiente; Y é o vetor de observações, que na situação testada tem dimensão 6 x 1, formado por três componentes da observação da direção do Sol e três da direção do centro da Terra, no referencial R_S ; e v é uma sequência gaussiana bran-

ca, com dimensão (6 x 1), não-correlacionada com o estado, de média nula e matriz de covariância diagonal R . A dificuldade representada pela modelagem de N é tratada pela técnica de compensação do modelo dinâmico, que aproxima estatisticamente os torques atuantes por um processo de Gauss-Markov de primeira ordem, estimado juntamente com o estado, desde que o nível de informação das observações seja suficiente (Tapley and Ingram, 1973). Com isto, a Equação 2.4 passa a ser dada por:

$$\dot{w}(t) = f_2(w) + E(t) \quad (2.6)$$

$$\dot{E}(t) = -bE(t) + n(t), \quad (2.7)$$

onde b é uma matriz (3 x 3) diagonal com elementos positivos e constantes, ajustada em testes, e $n(t)$ é um processo gaussiano branco, com dimensão (3 x 1), não-correlacionado com o estado nem com o ruído v , de média nula e matriz de covariância diagonal Q . Definindo-se um vetor de estado estendido de modo a incluir E :

$$x^T \triangleq \{q^T : w^T : E^T\},$$

pode-se escrever a equação dinâmica na seguinte forma:

$$\dot{x}(t) = f(x) + G n(t), \quad (2.8)$$

onde:

$$f^T \triangleq \{f_1^T : f_2^T + E^T : -b^T\}$$

$$G^T \triangleq \{0_{43}^T : 0_{33}^T : I_{33}^T\}.$$

Utiliza-se então o filtro estendido de Kalman juntamente com uma técnica de dosagem adaptativa de Q (Rios Neto e Kuga, 1981), para estimar o estado x_k e a matriz de covariância do erro na estimativa \hat{x}_k, P_k .

Uma limitação prática para a aplicação do filtro de Kalman tem sido a dificuldade de dispor de modelos dinâmicos corretos. Mesmo no caso de utilização de técnicas de compensação dinâmica, erros de modelagem remanescentes (por exemplo, de linearização e erros numéricos) frequentemente levam a estimativa a divergir do valor real do estado. Tal fenômeno tem sido descrito como o fato de o filtro "aprender" bem o problema errado. Ou seja, a estimativa converge para uma solução errada, tornando-se insensível às novas observações (Jazwinski, 1970). Uma das características da divergência é a inconsistência estatística entre os erros estimados e os resíduos observados, r_k , definidos por:

$$r_k \triangleq Y_k - \hat{Y}_k, \quad (2.9)$$

onde:

$$\hat{Y}_k \triangleq E\{Y_k / \hat{x}_0, P_0, Y_1, Y_2, \dots, Y_{k-1}\}. \quad (2.10)$$

Este problema é evitado pela dosagem adaptativa da matriz de covariância do ruído no estado, Q_k , conforme generalização proposta por Rios Neto e Kuga (1981) para o procedimento anteriormente desenvolvido por Jazwinski (1969).

Redução de O para 8

Reduction 10 to 1

Publicado em 1982
 em 15 de maio de 1982
 Escala 1:1000
 Este documento contém informações de caráter técnico e científico. Sua reprodução é permitida desde que não seja feita para fins comerciais.

Por este método são extraídas, das observações, as informações que permitem suprir as deficiências na modelagem dinâmica e os demais erros. A matriz Q_k , que mede as imprecisões cometidas na modelagem dinâmica, é estimada impondo-se um critério de coerência estatística entre os resíduos verdadeiros das observações, ou seja:

$$r_{v_{k_i}}^2 = E\{r_{v_{k_i}}^2\}, \quad (2.11)$$

Endereço dos Autores:

onde o índice i indica o elemento escalar do vetor r_{v_k} . O resíduo verdadeiro é aquele que se obteria caso não existisse erro de observação, podendo, portanto, ser definido por:

$$r_{v_k} \triangleq Y_{v_k} - \hat{Y}_k \triangleq h_k(x_k) - \hat{Y}_k. \quad (2.12)$$

Levando-se em conta a Expressão 2.12, o desenvolvimento algébrico da Condição 2.11 produz a equação de pseudo-observação, que é expressa pela seguinte relação estatística:

$$Y_{p_k} = H_{p_k}(Q_k) + v_{p_k}, \quad (2.13)$$

onde Y_{p_k} é uma grandeza avaliada no instante t_k , função de r_k , R_k e P_{k-1} sendo denominada pseudo-observação, enquanto v_{p_k} é um ruído com média nula, cuja matriz de covariância é dada em função de r_k e R_k . Aproximando-se o ruído no estado por uma sequência branca (realizações constantes entre observações) e processando-se as pseudo-observações pelo filtro de Kalman (após as devidas linearizações em torno da estimativa mais recente do estado), a matriz Q_k é estimada paralelamente ao estado, garantindo a convergência do procedimento (Rios Neto e Kuga, 1981).

3. RESULTADOS E ANÁLISE

Para testar preliminarmente o procedimento, foram utilizados dados da atitude de um satélite em órbita quase circular, a 500 km de altitude e com 24° de inclinação, sujeito a torques perturbadores devidos à atração gravitacional, ao arrasto atmosférico e à radiação solar, através de simulação em computador digital, juntamente com observações de sensores solar e de horizonte (Lopes, 1982; Moro, 1982). Resultados ilustrativos são apresentados nas Figuras 1 a 7, correspondentes a um caso crítico em que ocorre alinhamento do satélite com a Terra e o Sol. Nesta situação, a solução determinística é indeterminada por não haver observabilidade em um dos eixos.

Observa-se que a técnica de ruído adaptativo garantiu que o erro nas estimativas permanecesse na faixa de incerteza prevista pelo filtro, tanto em q como em w , mesmo no período de colinearidade das observações. As estimativas de E_1 , E_2 e E_3 , pela técnica de compensação do modelo dinâmico, possibilitaram a convergência do filtro sem necessidade de modelar as perturbações. Com isto, foi possível o processamento em tempo real. As incertezas

Não ultrapassar esta linha
 Redução de 10 para 8

nos ângulos de rolamento, arfagem e guinada são apresentadas na Figura 3, permitindo uma interpretação imediata da precisão na atitude de estimada. Estas incertezas foram da ordem de quinze a trinta minutos de arco (15' a 30'), para sensores com precisões de 15' (solar) e 30' (de horizonte). Verifica-se uma perda de precisão considerável no ângulo de guinada durante a fase colinear das observações, sem, contudo, comprometer os ângulos de apontamento do satélite (arfagem e guinada).

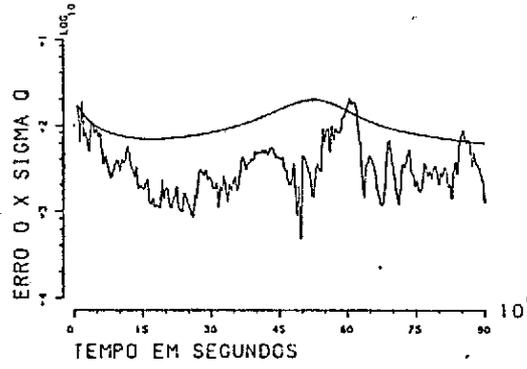


Fig. 1: Erro real (1) e incerteza (2) em q

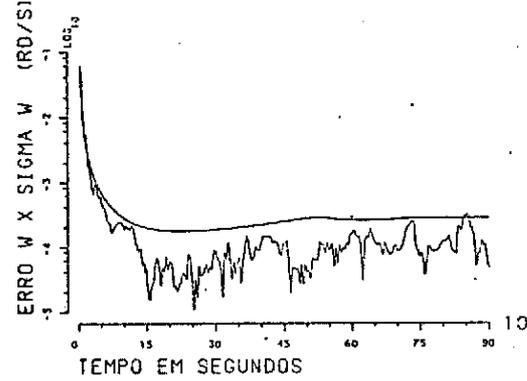


Fig. 2: Erro real (1) e incerteza (2) em w

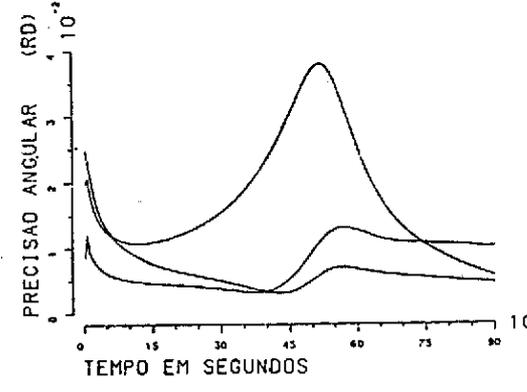


Fig. 3: Incertezas no rolamento (1), arfagem (2) e guinada (3)

Reduction 10 for 8

definition of
 units
 coordinate system
 have been

Fig. 10
 with the
 of page 10
 commence her

LAYOUT FOR
 THE FIRST PAGE

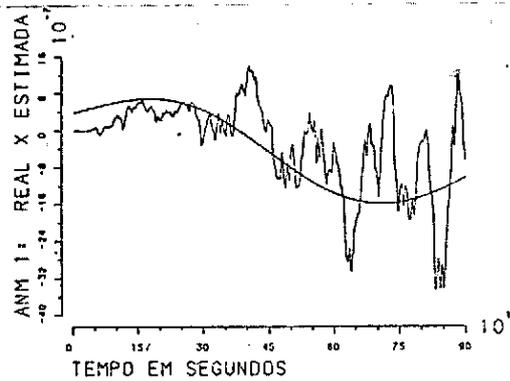


Fig. 4: Aceleração não-modelada, real (1) e estimada (2): eixo x

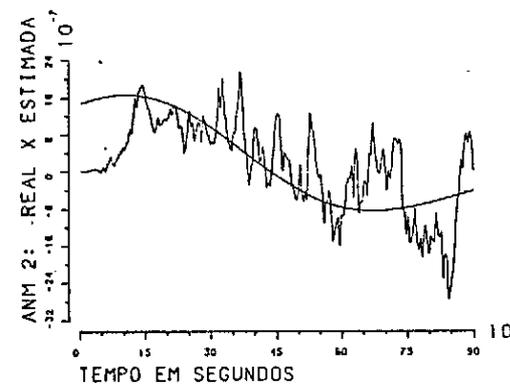


Fig. 5: Aceleração não-modelada, real (1) e estimada (2): eixo y

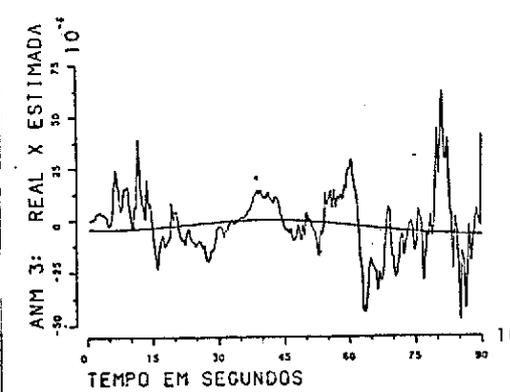


Fig. 6: Aceleração não-modelada, real (1) e estimada (2): eixo z

Não ultrapassar esta linha
 Redução de 10 para 8

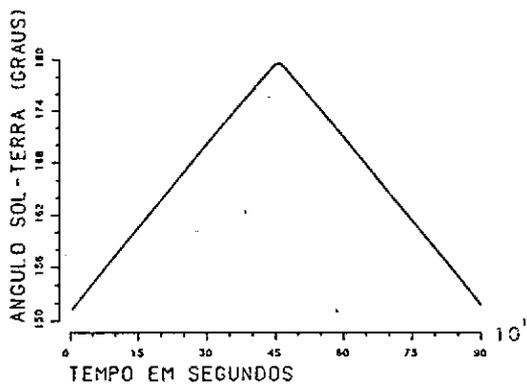


Fig. 7: Ângulo de separação entre o Sol e a Terra

Em linhas gerais, estes resultados demonstram as principais vantagens que se pretende alcançar com o procedimento proposto: (i) evitar a divergência a que em geral estariam sujeitos os procedimentos de estimação via filtro de Kalman, principalmente em situações próximas à colinearidade nas observações; (ii) eliminar as complexas modelagens dos torques externos, o que dota o procedimento de maior rapidez e de flexibilidade para aplicações a outros satélites. Além disso, a precisão obtida manteve-se dentro da faixa de valores usuais, requeridos para a determinação de atitude em satélites do tipo testado (o primeiro da missão espacial brasileira).

4. CONCLUSÕES

Conclui-se que o procedimento tem um desempenho compatível com as necessidades de um satélite como o testado, estimando em tempo real a atitude nos três eixos, mesmo em situações bastante adversas. Os testes preliminares apresentados constituem uma forte indicação de qualificação do procedimento, que usa a estimação adaptativa juntamente com a compensação do modelo dinâmico, para determinação em tempo real de atitude de satélites. Este tipo de procedimento é mais simples e rápido, uma vez que não necessita de um conhecimento a priori dos torques externos, mesmo nos casos em que sua influência é significativa.

5. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Jazwinski, A.H., (1970). Stochastic Process and Filtering Theory. New York, Academic, Capítulo 8.

Jazwinski, A.H., (1960). "Adaptive Filtering". Automática, nº 5:475-485.

Lopes, R.V.F., (1982). Determinação de Atitude de Satélites Artificiais Atraves de Estimadores de Estado. Tese de Mestrado em Ciência Espacial. (no prelo). São José dos Campos, INPE.

Moek, G.; Traas, C.R., (1981). Estimates of spacecraft attitude and sensor parameters using adaptive filtering: Meteosat-I transfer orbit application. In: Internat...

Redução 10 para 8

... RA ...

tional Symposium on Spacecraft Flight Dynamics, Darmstad, Proc., p. 117-131.

Moro, J., (1982). Simulação de atitude e de observações de um satélite artificial. Sao José dos Campos, INPE.

Oyharcabal, G., (1976). Les traitements de restitution d'attitude de Castor (D5B). Centre Spatial de Toulouse (CNES-1976-Nº 44).

Pivovarov, P.K., (1979). "Determination of artificial Earth satellite attitude under the influence of gravitational and magnetic torques". Cosmic Research, Vol. 17, nº 1:133-135.

Rios Neto, A; Kuga, H.K., (1981). "Estimação Adaptativa e em Tempo Real de Órbitas de Satélites Artificiais a Baixa Altitude". In: Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, 6., Rio de Janeiro, 15-18 dez., 1981. Anais. Rio de Janeiro, Associação Brasileira de Ciências Mecânicas, 1981, V.B., p. 405-414.

Smith, G.A., (1975). Four methods of attitude determination. NASA, Washington, D.C. (NASA TR E-445).

Tapley, B.D.; Ingram, D.S., (1973). "Orbit determination in the presence of unmodeled accelerations". IEEE Trans. on Automatic Control: 369-373.

Wertz, J.R., (1978). Spacecraft attitude determination and control. London, D. Reidel, Capítulos 11, 12, 13 e 14.

TITLE OF ARTICLE HERE ON PAGE 1

Authors Address Here

LAYOUT FOR THE FIRST PAGE

Não ultrapasse esta linha

Redução de 10 para 6

No text below this line

Reduction 10 to 6

FAVOR NÃO DOBRAR ESTA FOLHA

PLEASE DO NOT FOLD THIS SHEET