

Utilização do Filtro de Kalman Estendido para Estimação da Atitude de Satélites Artificiais

Roberta Veloso Garcia

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – Departamento de Mecânica Espacial e Controle
12227-010, São José dos Campos, SP
E-mail: rvelosogarcia@yahoo.com.br

Hélio Koiti Kuga

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - Departamento de Mecânica Espacial e Controle
12227-010, São José dos Campos, SP
E-mail: hkk@dem.inpe.br

Maria Cecília F. P. S. Zanardi

Depto de Matemática, FEG, UNESP
12516-410, Guaratinguetá, SP
E-mail: cecilia@feg.unesp.br

RESUMO

A proposta principal deste trabalho é analisar o problema de determinação de atitude de satélites artificiais que envolvam sistemas não-lineares utilizando um estimador de tempo real.

A atitude está relacionada com a dinâmica do movimento rotacional de satélites artificiais, ou seja, com sua orientação espacial em relação a um sistema de referencia inercial. Os veículos espaciais carregam a bordo um conjunto de instrumentos de missão, os quais precisam ser posicionados e direcionados com precisão. A plena resposta desta carga útil depende fundamentalmente da dinâmica e do controle de atitude do satélite. Assim, a habilidade de se conhecer a atitude do satélite, bem como a de comandar uma atitude desejada, é indispensável para o bom desempenho da missão a que ele se destina.

A determinação de atitude é o processo de se calcular a orientação do veículo espacial em relação a um sistema de referencia, a partir de dados fornecidos por sensores de atitude. Desta forma o estimador de atitude deve ser um algoritmo capaz de processar medidas para produzir uma estimativa de erro mínimo do estado de um sistema, sendo necessário o conhecimento prévio da dinâmica do sistema e das medidas assim como informações da condição inicial.

O método de determinação de atitude utilizado neste trabalho é o Filtro de Kalman Estendido, sendo este um algoritmo que se caracteriza por ser uma simples extensão do Filtro de Kalman para aplicação em sistemas não-lineares. Este filtro consiste da linearização sobre uma trajetória de referencia que é continuamente atualizada a cada processamento das medidas do instante correspondente.

Nesta aplicação do Filtro de Kalman Estendido, para estimar a atitude do satélite, a atitude é representada pelos ângulos de Euler, sendo o vetor de estado no tempo k dado por:

$$\hat{x}_k = [\phi \ \theta \ \psi \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T$$

com: ϕ, θ, ψ os ângulos de Euler da seqüência 3-1-2 e $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ as componentes do *bias* do giroscópio.

Podemos assumir que a dinâmica do estado e as observações são descritas por equações diferenciais não-lineares em relação ao estado, dadas pelo sistema abaixo:

$$\dot{\bar{x}} = f(x) + G\omega$$

$$y_k = h_k(x_k) + v_k$$

sendo G a matriz de adição de ruído dinâmico, ω o ruído dinâmico contínuo, ν o vetor de ruído branco, y o vetor de medidas coletadas e h é uma função vetorial não-linear do estado.

Será considerado o satélite equipado com giroscópios que fornecem as medidas necessárias relacionadas com a velocidade de rotação, além de sensores de atitude que fornecem informações nos 3 eixos do satélite, sendo eles o sensor solar e o sensor de horizonte que compõem o vetor de medidas.

Dado o vetor de estado no passo $(k-1)$, primeiramente é realizado o passo da propagação, utilizando um palpite para a estimativa inicial do estado \bar{x}_k , pela integração da equação diferencial durante o tempo Δt usando um integrador numérico. Assim, a *propagação* do estado e da covariância de t_{k-1} para t_k é:

$$\dot{\bar{x}} = f(\bar{x}) \quad , \text{com condição inicial } \bar{x}_{k-1} = \hat{x}_{k-1}$$

$$\bar{P}_k = \Phi_{k,k-1} \hat{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q_k$$

A fase de atualização corrige o estado e a covariância para o instante t_k devido à medida y_k através das seguintes equações:

$$K_k = \bar{P}_k H_k^T (H_k \bar{P}_k H_k^T + R_k)^{-1}$$

$$\hat{P}_k = (I - K_k H_k) \bar{P}_k$$

$$\hat{x}_k = \bar{x}_k + K_k [y_k - h_k(\bar{x}_k)]$$

onde \bar{x} e \bar{P} são o estado e a covariância propagados respectivamente, $\Phi_{k,k-1}$ é a matriz de transição do estado, K_k é o ganho de Kalman, H_k é a matriz de observação, \hat{x} e \hat{P} são respectivamente o estado e a covariância atualizados para o instante k .

Os benefícios esperados por este tipo de procedimento são o de realizar uma estimativa da atitude por meio de um algoritmo recursivo e de fácil implementação, sem haver a necessidade do modelo da dinâmica ser considerado muito preciso e a condição inicial muito próxima dos valores verdadeiros. Estes resultados serão úteis para futuras comparações da atitude estimada por uma nova abordagem do filtro de Kalman para sistemas não-lineares. Este novo estimador é chamado de Filtro de Kalman Sigma-Ponto, o qual permite um desempenho equivalente ao do Filtro de Kalman para sistemas não-lineares, porém sem a necessidade de linearizar o sistema dinâmico, eliminando assim o cálculo da matriz jacobiana.

Palavras-chave: *Filtro de Kalman Estendido, Estimação de atitude, Satélites Artificiais*

Referências

- [1] S. J. Julier, J. K. Uhlmann, A new Extension of the Kalman Filter for Nonlinear Systems, Proceeding of the 1995 American Control Conference, 1628-1632, 1995.
- [2] E. J. Lefferts, F. L. Markey, M. D. Shuster, Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation, Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 5, pp. 417-429, (1982).
- [3] V. L. Pisacane, R. C. Moore, "Fundamentals of Space Systems", Oxford University Press, New York, 1994.
- [4] J. R. Wertz, "Spacecraft Attitude Determination and Control", D. Reidel, Dordrecht, Holanda, 1978.