

ANÁLISE DE AQUISIÇÃO E CONTROLE DE ATITUDE PARA UM SATÉLITE DA CLASSE CUBESAT



Felipe de Souza N. Coelho¹, Nelson Jorge Schuch¹, Valdemir Carrara²

1. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais – CRS/INPE – MCTI

2. Divisão de Mecânica Orbital e Controle – INPE – MCTI



SICCRS - 2013

SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DO CRS

e-mail: felipesn.coelho@gmail.com



Resumo

Durante uma missão, a orientação de um satélite pode ser perturbada por torques externos de origem gravitacionais, magnéticas ou atmosféricas, logo, é necessário um sistema de determinação e controle de atitude a fim de corrigir os impactos de tais distúrbios, estabilizando a orientação e o comportamento do satélite. Em satélites simples, como o NANOSACT-BR, a atitude pode ser determinada via métodos estimadores clássicos TRIAD e QUEST. Entretanto, a determinação de atitude está sujeita a ruídos e imprecisão de medidas porém pode-se contornar este problema por meio de um processo de filtragem junto aos estimadores de atitude. Devido a sua larga aplicação no campo da engenharia aeroespacial e robustez, opta-se pelo Filtro de Kalman, formulado no espaço de estados. Esta filtragem visa aproximar a atitude determinada da real e manter a integridade da estimativa da atitude contornando os distúrbios. Para isso o filtro deve ter conhecimento sobre o modelo da dinâmica do sistema, bem como uma descrição estatística sobre ruídos e erros presentes no sistema e nas medidas.

Espaço de Estados

Representar um sistema dinâmico no espaço de estados é muito conveniente para análise e projeto de sistemas de controle complexos, pois correlaciona-se múltiplas entradas e saídas na forma matricial como segue:

$$\dot{x}(t) = A_{7 \times 7} \cdot \begin{bmatrix} \vec{q}_{4 \times 1} \\ \vec{\omega}_{3 \times 1} \end{bmatrix} + B_{7 \times 3} \cdot \begin{bmatrix} \vec{t}_{x1 \times 3} \\ \vec{t}_{y1 \times 3} \\ \vec{t}_{z1 \times 3} \end{bmatrix} \quad \therefore \quad y(t) = C_{4 \times 7} \cdot \begin{bmatrix} \vec{q}_{4 \times 1} \\ \vec{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix}$$

$$x(t) = \begin{bmatrix} \vec{q}_{4 \times 1} \\ \vec{\omega}_{3 \times 1} \end{bmatrix} \quad \therefore \quad u(t) = \begin{bmatrix} \vec{t}_{x1 \times 3} \\ \vec{t}_{y1 \times 3} \\ \vec{t}_{z1 \times 3} \end{bmatrix}$$

onde $\dot{x}(t)$ é a taxa de variação do vetor estado, $x(t)$, $u(t)$ corresponde ao vetor de controle e $y(t)$ refere-se ao vetor de saída do sistema. As matrizes A, B e C relacionam os vetores de estado, controle e saída conforme a dinâmica do sistema.

Filtro de Kalman

O Filtro de Kalman trata-se de um método recursivo o qual estima o estado de um sistema dinâmico com base em uma série de mediadas, e divide-se basicamente em duas etapas:

- Fase de predição ou propagação: utiliza-se o estado previsto para fazer uma próxima estimativa.
- Fase de atualização: uma nova série de medidas é usada para melhorar a predição corrente e, então, criar uma estimativa de estado mais preciso.

Resultados

Até o presente momento do andamento do projeto, tem-se apenas resultados de simulação TRIAD e QUEST (figuras 1 e 2 respectivamente) sendo possível concluir que o método QUEST apresenta melhor desempenho em comparação ao método TRIAD. Nas figuras 1 e 2, o sinal lógico em azul indica quando o sistema de controle está ligado (nível baixo) ou desligado (nível alto).

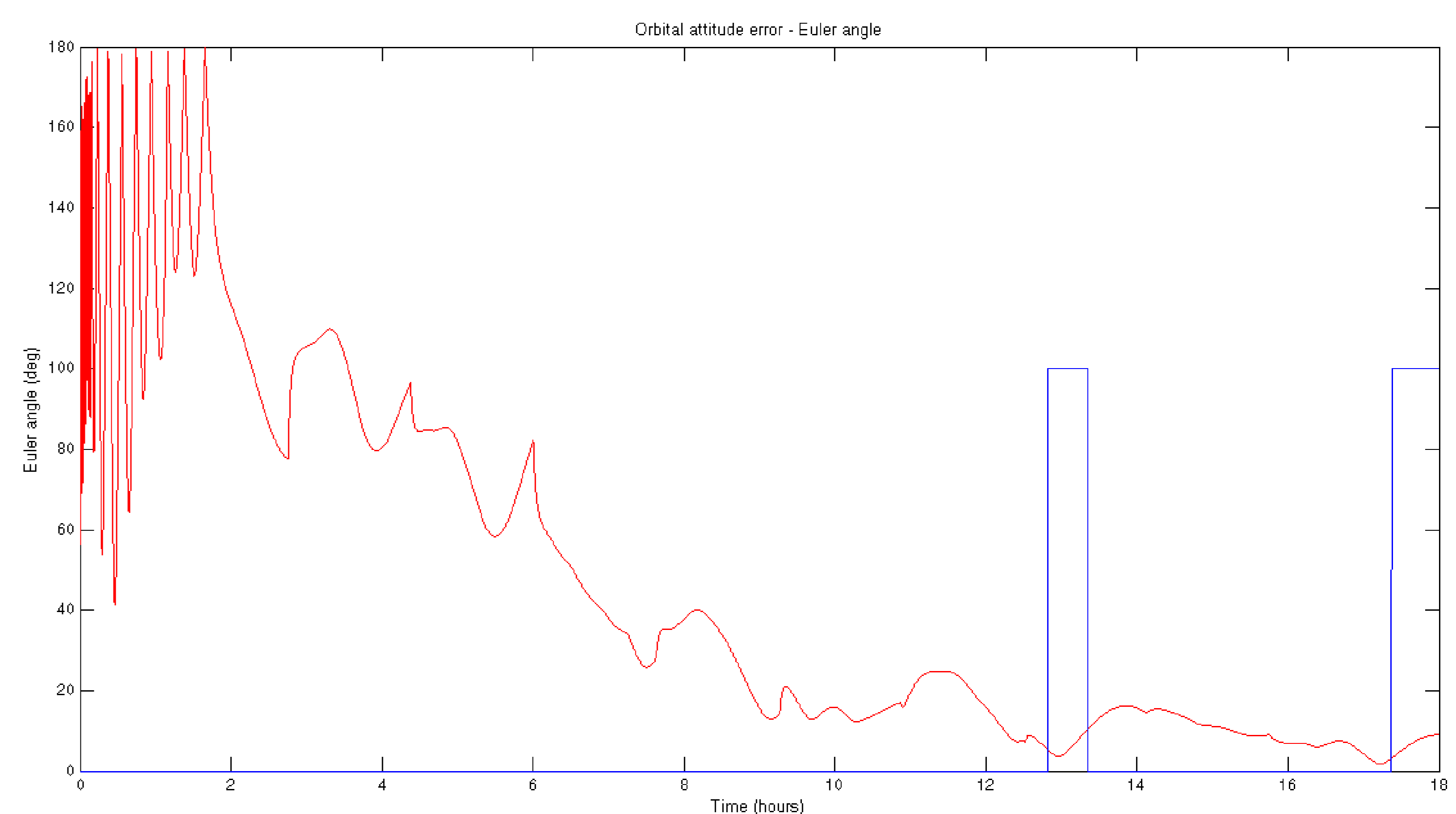


Figura 1 – Resposta via TRIAD.

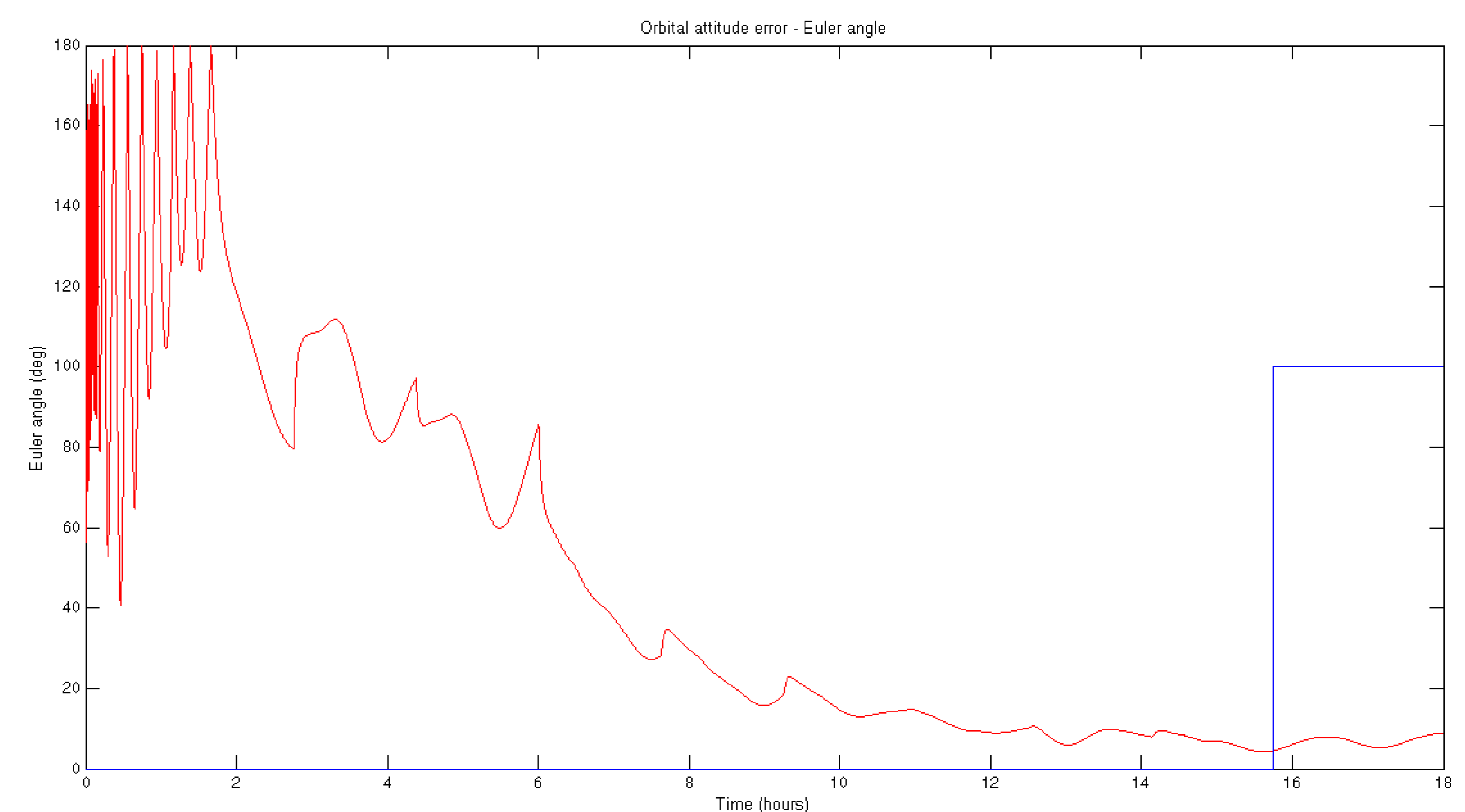


Figura 2 – Resposta via QUEST.

Considerações finais

Devido ao fato de a dinâmica do satélite não se tratar de um sistema linear, tornou-se complexa a implementação do Filtro de Kalman. Entretanto, a solução a este problema é conhecida: o Filtro Estendido de Kalman, o qual incorpora um processo de linearização do sistema. Quando implementado o Filtro de Kalman, espera-se determinar a atitude do satélite com maior precisão otimizando o desempenho de estabilização e manutenção da atitude.