

# Avaliação dos Desvios na Trajetória Originados pelo Acoplamento entre o Controle de Atitude e de Órbita em Manobras Orbitais com Propulsão Contínua

**Evandro Marconi Rocco,      Aguinaldo Cardozo da Costa Filho**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, INPE

12227-010, São José dos Campos, SP

E-mail: evandro.rocco@inpe.br, aguinaldoccf@gmail.com

**Resumo:** *Existem basicamente dois tipos de manobras orbitais: as que proporcionam a correção de órbita e as de transferência de órbita. Essas manobras exigem um sistema de controle que deverá ser constituído, dentre outras coisas, por subsistemas que atuem na órbita e atitude. O controle de atitude e órbita são subsistemas que podem interagir. Todavia, considerando um caso ideal, pode-se afirmar que não existe um acoplamento matemático entre atitude e órbita. Porém, na prática, o acoplamento ocorre quando o controle de órbita depende do apontamento de um propulsor fixo no veículo, que por sua vez depende da atitude. Assim, o controle de atitude deve seguir uma direção de referência fornecida pelo subsistema de controle de órbita. Mas os erros no controle de atitude, ou até mesmo o tempo de resposta do sistema, afetarão o controle de órbita. Portanto, o estudo da interação entre os sistemas de controle de atitude e de órbita faz-se necessário.*

## 1. Introdução

Esse trabalho considera o problema do acoplamento entre o controle de trajetória e controle de atitude em manobras de transferência orbital utilizando um sistema propulsivo capaz de aplicar empuxo contínuo por um longo período de tempo. Os estados de atitude e órbita são propagados utilizando as equações da dinâmica do movimento. São analisados efeitos no sistema de controle que surgem durante a transferência orbital. É considerado um sistema de controle em malha fechada e propulsão de baixo empuxo com alto impulso específico. Não se está buscando neste trabalho especificar as causas das falhas e/ou perturbações, bem como especificar qual tipo de propulsão contínua deve ser utilizada. Com auxílio de simulações foi possível analisar o desvio na trajetória e avaliar o sistema de controle. O sistema precisa ser modular para poder permitir testes das estratégias de controle de forma separadas e posteriormente acopladas adequadamente.

Para manobras de correção e transferência de órbita, normalmente utiliza-se um controle em malha aberta comandado por terra. Entretanto, em algumas missões, como por exemplo do tipo *drag-free*, Rocco (2012), o controle orbital em malha fechada é necessário. Estas missões geralmente utilizam micro-propulsores como atuadores para o subsistema de controle de órbita. O sistema de controle deverá ser constituído, dentre outras coisas, por subsistemas que atuem na órbita e na atitude. Entretanto, considerando um caso ideal, pode-se afirmar que não existe um acoplamento matemático entre atitude e órbita. O controle de atitude e da trajetória de um veículo espacial são problemas que comumente são tratados de formas separadas. Em particular, assume-se frequentemente que a dinâmica da órbita e a dinâmica da atitude são independentes. Porém, o acoplamento ocorre quando o controle da órbita depende do apontamento de um propulsor fixo no veículo, que por sua vez depende da atitude. Assim, o controle de atitude deve seguir uma direção de referência fornecida pelo subsistema de controle de órbita. Mas os erros no controle de atitude, ou até mesmo o tempo de resposta do sistema, afetarão o controle de órbita. Por outro lado, o controle orbital pode interferir na atitude do veículo se durante uma manobra surgirem torques devido a erros na direção do empuxo de forma a aplicá-lo fora do centro de massa do veículo. Portanto, o estudo da interação entre os sistemas de controle de atitude e de órbita faz-se necessário. Chodas (1982) afirma que é particularmente apropriado combinar a órbita e a determinação da atitude. A abordagem

proposta por Chodas (1982) considera o acoplamento órbita/atitude por um modelo explícito que contempla torques externos e perturbações de forças perturbadoras. Neste trabalho utiliza-se abordagem semelhante com o objetivo de estudar o acoplamento, ou interação, entre o controle de atitude e de trajetória durante manobras orbitais de empuxo contínuo para satélites artificiais, utilizando para isto o ambiente de simulação *Spacecraft Trajectory and Attitude Simulator* (STAS) (Rocco, 2008, Costa Filho, 2010 e Rocco et al. 2011).

## 2. Acoplamento entre o controle de atitude e de órbita

De acordo com Lennox (2004), o acoplamento dos sistemas de controle de órbita e atitude é um conceito relativamente novo e existem poucas publicações disponíveis. A negligência deste acoplamento, no que se refere ao controle de órbita, usualmente é justificada pelo fato de que a simulação da dinâmica de atitude utiliza uma taxa de amostragem maior do que a simulação da dinâmica orbital. Dessa forma, a atitude poderia ser ajustada adequadamente antes do acionamento dos propulsores de manobra orbital de maneira que não houvessem erros no apontamento dos propulsores. Entretanto nem sempre isso é possível. Existem atrasos e não linearidades, que são características inerentes de todos os sistemas de controle, que podem impedir o correto apontamento dos propulsores devido ao erro no controle de atitude.

Neste trabalho considerou-se o controle em malha fechada tanto para o controle da atitude quanto para o controle da trajetória, Figuras 1, 2 e 3.

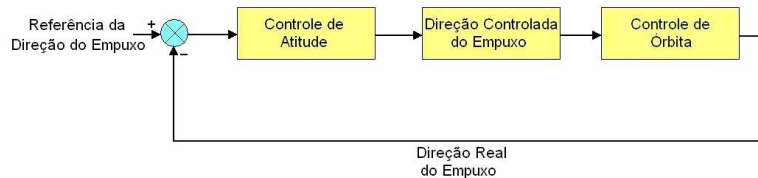


Figura 1: Controle de atitude e órbita.

O acoplamento entre os subsistemas de controle de atitude e órbita ocorre por meio dos requisitos de apontamento do propulsor, definidos pela dinâmica do movimento orbital que, por sua vez, define a atitude necessária para que o empuxo seja aplicado corretamente de maneira a controlar a trajetória do veículo. Portanto o erro de apontamento do propulsor é função do erro gerado pelo controle de atitude, e assim, o controle orbital depende diretamente do controle de atitude, como ilustrado nas Figuras 2 e 3.

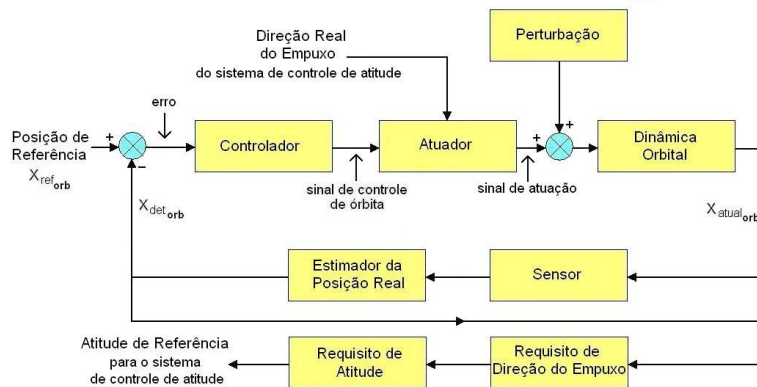


Figura 2: Subsistema de controle de órbita.

O subsistema de controle de órbita considera a direção real de apontamento do propulsor de acordo com a atitude do veículo. Com essa informação a direção do empuxo necessária para a manobra orbital é calculada e os requisitos de apontamento são determinados, esses requisitos são então fornecidos ao controle de atitude e passam a ser considerados como a atitude de referência a ser perseguida pelo subsistema de controle de atitude. Em seguida, a direção de

impulso efetiva é fornecida para o subsistema de controle de órbita fechando o ciclo de controle.

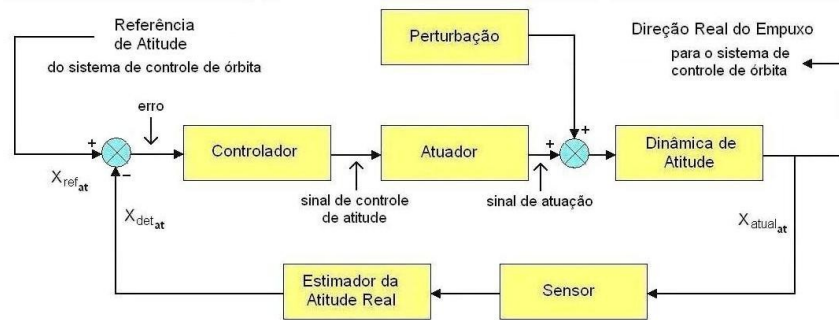


Figura 3: Subsistema de controle de atitude.

### 3. Referencial adotado

Para a órbita, o vetor de estado (posição e velocidade) é calculado considerando-se o referencial inercial geocêntrico (ECI) referente ao equinócio vernal J2000. Para a atitude do veículo espacial são utilizados os ângulos de Euler que definem as rotações em torno dos eixos de rolamento (*roll*), arfagem (*pitch*) e guinada (*yaw*). Adotou-se o eixo de guinada voltado para o nadir, o eixo de arfagem na direção normal ao plano da órbita e o eixo de rolamento perpendicular aos outros dois, conforme a Figura 4.

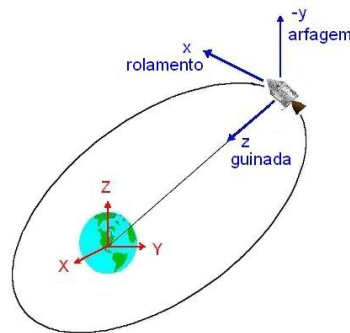


Figura 4: Referencial.

### 4. Modelagem matemática

#### 4.1 Órbita

O movimento orbital pode ser simulado por meio da solução da equação de Kepler para cada passo da simulação. Portanto, dado um estado inicial e um intervalo de tempo (passo de simulação), o estado pode ser convertido para elementos keplerianos, e usando a equação de Kepler, os elementos são propagados, considerando o intervalo de tempo dado. Em seguida, os novos elementos keplerianos podem ser convertidos para o novo estado. O processo repete-se para o passo seguinte propagando a trajetória ao longo do tempo. Como mostram as Equações 1 a 12 (Bate et al.,1971) em que  $\mu$  é a constante gravitacional,  $a$  é o semi-eixo maior,  $e$  é a excentricidade da órbita,  $\Omega$  é a ascensão reta do nodo ascendente,  $i$  é a inclinação,  $\omega$  é o argumento do perigeu e  $f$  é a anomalia verdadeira.

$$M = u - e \sin u = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}(t - T) \tag{1}$$

$$r = (X^2 + Y^2 + Z^2)^{1/2}; \quad r = a(1 - e \cos u) \tag{2}$$

$$v = (\dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2)^{1/2}; \quad v^2 = \mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \tag{3}$$

$$X_i = A_i(\cos u - e) + B_i \sin u; \quad \dot{X}_i = \frac{a_n}{r}(-A_i \sin u + B_i \cos u) \tag{4}$$

$$A_x = aR_{11}; B_x = a\sqrt{1-e^2}R_{12}; A_y = aR_{21}; B_y = a\sqrt{1-e^2}R_{22}; A_z = aR_{31}; B_z = a\sqrt{1-e^2}R_{32} \tag{5}$$

$$\mathbf{R}(\Omega, i, \omega) = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix}; \quad \begin{cases} R_{11} = \cos \omega \cos \Omega - \sin \omega \sin \Omega \cos i \\ R_{12} = -\sin \omega \cos \Omega - \cos \omega \sin \Omega \cos i \\ R_{13} = \sin \Omega \sin i \\ R_{21} = \cos \omega \sin \Omega + \sin \omega \cos \Omega \cos i \\ R_{22} = -\sin \omega \sin \Omega + \cos \omega \cos \Omega \cos i \\ R_{23} = -\sin i \cos \Omega \\ R_{31} = \sin \omega \sin i \\ R_{32} = \cos \omega \sin i \\ R_{33} = \cos i \end{cases} \tag{6}$$

$$\vec{h} = \vec{r} \times \vec{v} = (YZ - \dot{Y}Z)\hat{i} + (ZX - \dot{Z}X)\hat{j} + (XY - \dot{X}Y)\hat{k}; \quad r\dot{r} = X\dot{X} + Y\dot{Y} + Z\dot{Z} \tag{7}$$

$$e = \left[ \left( \frac{r\dot{r}}{na^2} \right)^2 + \left( 1 - \frac{r}{a} \right)^2 \right]^{1/2}; \quad i = \arctan \left[ \frac{(h_x^2 + h_y^2)^{1/2}}{h_z} \right] \tag{8}$$

$$\Omega = \arctan \left( \frac{h_x}{-h_y} \right); \quad f = \arcsin \left( \frac{(1-e^2)^{1/2} \sin u}{1-e \cos u} \right) = \arccos \left( \frac{\cos u - e}{1-e \cos u} \right) \tag{10}$$

$$\tan \theta = \frac{-\cos i \sin \Omega X + \cos i \cos \Omega Y + \sin i Z}{\cos \Omega X + \sin \Omega Y}; \quad \theta = \omega + f \tag{12}$$

#### 4.2 Atitude

Considerando-se o veículo como um corpo rígido, o movimento de atitude pode ser simulado de maneira simplificada usando as equações de Euler. Neste estudo, foram adotados os eixos x, y e z de maneira a coincidir com os eixos principais de inércia. Dados os momentos de inércia principais, as velocidades angulares iniciais e os torques aplicados, as acelerações angulares são obtidas. Com as posições iniciais (ângulos de Euler) e o passo da simulação as novas posições angulares são calculadas. Como mostram as Equações 13 a 16 (Hughes, 2004), em que  $\bar{I}_x$ ,  $\bar{I}_y$  e  $\bar{I}_z$  são os momentos de inércia,  $M_x$ ,  $M_y$  e  $M_z$  são os torques aplicados,  $\dot{\omega}_x$ ,  $\dot{\omega}_y$  e  $\dot{\omega}_z$  as acelerações angulares,  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  e  $\omega_z$  as velocidades angulares e  $\alpha_x$ ,  $\alpha_y$  e  $\alpha_z$  os ângulos de Euler (ângulos de rolamento, arfagem e guinada).

$$\begin{aligned} \sum M_x &= \bar{I}_x \dot{\omega}_x - (\bar{I}_y - \bar{I}_z) \omega_y \omega_z \\ \sum M_y &= \bar{I}_y \dot{\omega}_y - (\bar{I}_z - \bar{I}_x) \omega_z \omega_x \\ \sum M_z &= \bar{I}_z \dot{\omega}_z + (\bar{I}_x - \bar{I}_y) \omega_x \omega_y \end{aligned} \tag{13}$$

$$\dot{\omega}_x = \frac{M_x + (\bar{I}_y - \bar{I}_z) \omega_{y0} \omega_{z0}}{\bar{I}_x}; \quad \dot{\omega}_y = \frac{M_y + (\bar{I}_z - \bar{I}_x) \omega_{y0} \omega_{x0}}{\bar{I}_y}; \quad \dot{\omega}_z = \frac{M_z + (\bar{I}_x - \bar{I}_y) \omega_{x0} \omega_{y0}}{\bar{I}_z} \tag{14}$$

$$\alpha_x = \alpha_{x0} + \omega_x t + \frac{1}{2} \dot{\omega}_x t^2; \quad \alpha_y = \alpha_{y0} + \omega_y t + \frac{1}{2} \dot{\omega}_y t^2; \quad \alpha_z = \alpha_{z0} + \omega_z t + \frac{1}{2} \dot{\omega}_z t^2 \tag{15}$$

$$\omega_x = \omega_{x0} + \dot{\omega}_x t; \quad \omega_y = \omega_{y0} + \dot{\omega}_y t; \quad \omega_z = \omega_{z0} + \dot{\omega}_z t \tag{16}$$

### 5. Simulação e resultados

A simulação tem como objetivo avaliar a dinâmica do movimento orbital levando em conta a dinâmica de atitude para o apontamento do vetor de empuxo. Considerou-se que o empuxo utilizado na manobra orbital foi aplicado na direção tangencial à trajetória, a fim de alterar o semi-eixo maior da órbita. Para testar o subsistema de controle de órbita foram considerados perturbações exageradas (pequenos pulsos) e erros aleatórios de variância 0,00001 e viés de 0,005 m/s para os propulsores e variância 0,0001 e viés de 0,0001 m/s para os sensores. Os elementos keplerianos da órbita inicial são dados por:  $a = 9000$  km,  $e = 0,01$ ,  $\Omega = 15^\circ$ ,  $i = 45^\circ$ ,  $\omega = 5^\circ$  e anomalia média  $M = 0$ . Partindo da órbita inicial o empuxo aplicado foi de 2 N durante o período simulado de 10800 s. Os pulsos perturbadores foram aplicados, nos três eixos, nos instantes 250 s, 500 s e 750 s.

Devido aos pulsos perturbadores o subsistema de controle de atitude deve reagir girando o veículo de maneira a ajustar o apontamento do vetor de empuxo para que os erros inseridos pela perturbação sejam mitigados. Entretanto, para testar o subsistema de controle de atitude, também foram consideradas incertezas nos sensores e atuadores deste subsistema: erros aleatórios de variância 0,1 e viés de 0,05 m/s mais sinal senoidal de amplitude 0,0001 m/s e frequência 0,0001 rad/s para os sensores; e para os atuadores além da incerteza devido ao erro aleatório de variância 0,00001 e viés de 0,05 m/s considerou-se uma zona morta de +/- 0,005° e um limite máximo para a taxa de variação do sinal de atuação de 20°/s.

Portanto, durante a manobra orbital a atitude deve ser controlada para manter a orientação correta dos propulsores. Assim, a atitude deve mudar ao longo da órbita. Os resultados da simulação são apresentados nas Figuras 5 a 11.

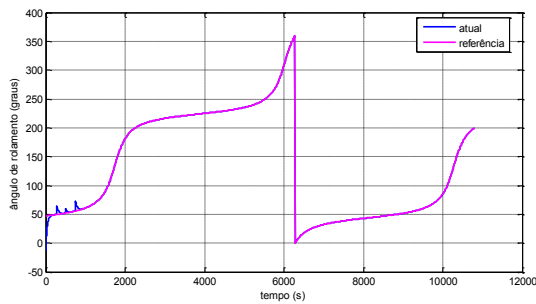


Figura 5: Posição angular atual e de referência para o eixo de rolamento (graus).

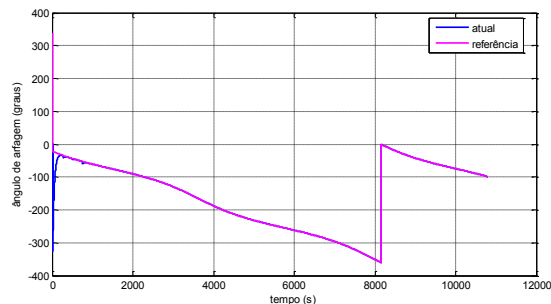


Figura 6: Posição angular atual e de referência para o eixo de arfagem (graus).

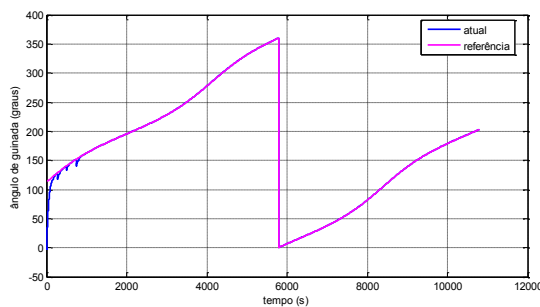


Figura 7: Posição angular atual e de referência para o eixo de guinada (graus).

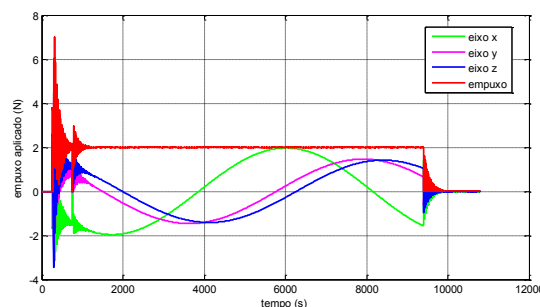


Figura 8: Empuxo aplicado durante a manobra orbital (N).

Durante a manobra de órbita, os desvios na velocidade orbital ocorrem devido aos pulsos perturbadoras e aos erros nos sensores e atuadores dos subsistemas de órbita e atitude. A Figura 8 ilustra esse desvio onde nota-se o regime transitório gerado pela aplicação dos pulsos perturbadores. No entanto, com a atuação do sistema de controle o desvio tende a zero ao final do transitório demonstrando a eficácia do sistema de controle.

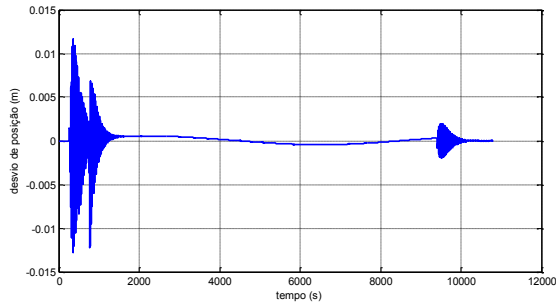


Figura 9: Desvio na posição orbital (m).

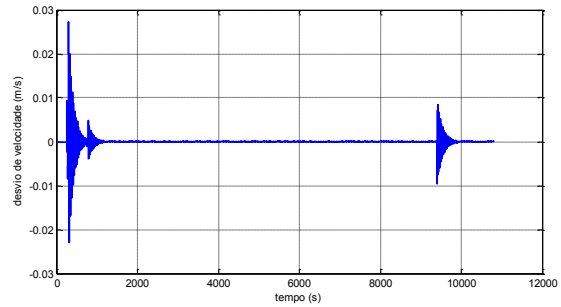


Figura 10: Desvio na velocidade orbital (m/s).

Devido aos erros na atitude, ocorrem desvios nos elementos keplerianos, que são mostrados na Figura 11. No entanto ao final da manobra, mesmo considerando esses desvios na atitude e os erros nos sensores e atuadores de ambos os subsistema, os desvios na órbita foram reduzidos para níveis aceitáveis.

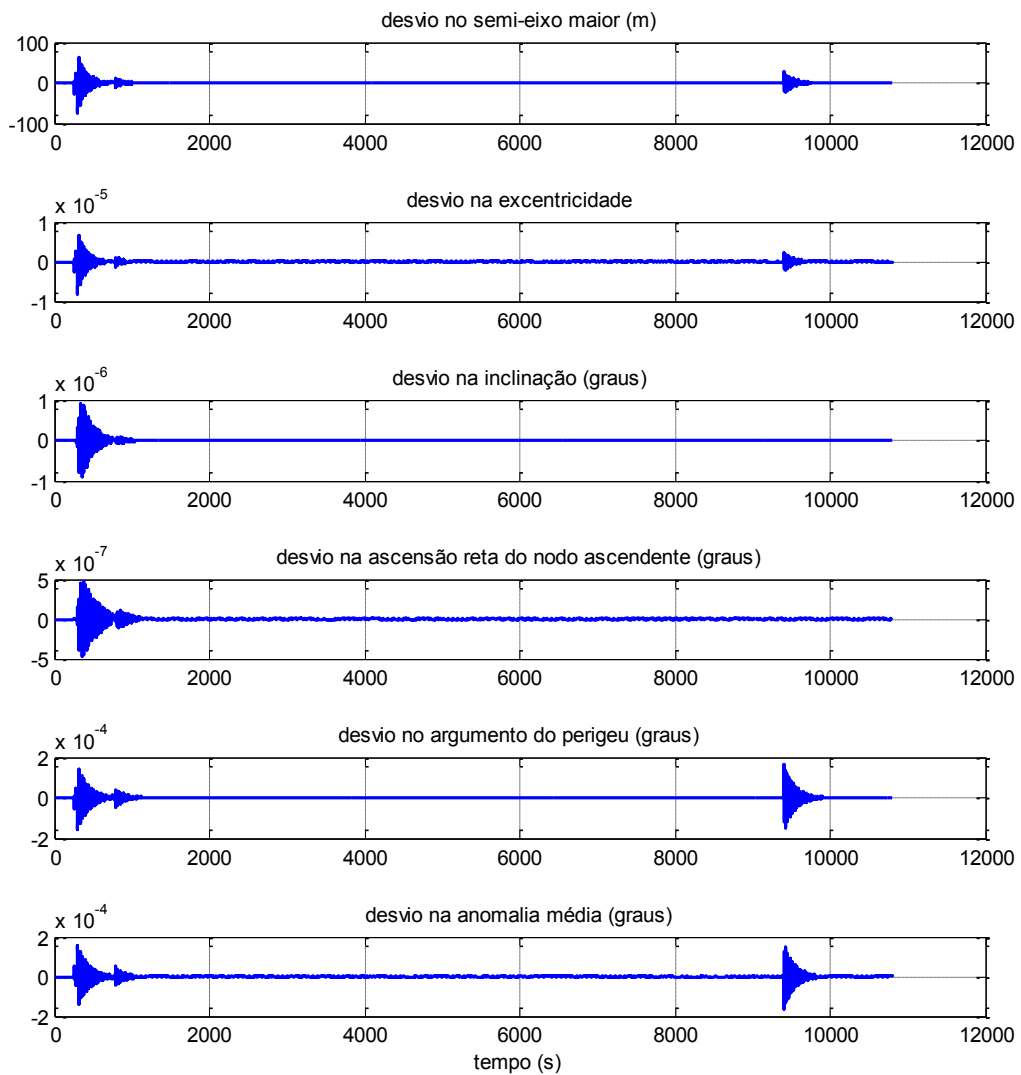


Figura 11: Desvio nos elementos keplerianos.

## 6. Conclusão

Um modelo capaz de considerar o efeito dos erros na atitude e na trajetória durante manobras orbitais foi implementado e testado com sucesso. Os resultados mostram que o modelo é capaz de determinar os desvios nos elementos keplerianos e no estado de um veículo espacial sujeito a erros no controle de atitude. O erro na trajetória devido aos erros na atitude deve ser considerado na análise de missão de um veículo espacial. O desvio na atitude provoca um desvio na direção do empuxo aplicado. Portanto, a trajetória deve ser corrigida continuamente, o que provoca um aumento do consumo de combustível. Em uma missão real é de fundamental importância avaliar o gasto de combustível e/ou energia para mitigar todos os possíveis desvios tanto na trajetória quanto na atitude. Assim, este trabalho apresenta uma ferramenta que pode ser útil na análise e desenvolvimento de futuras missões espaciais.

## Referências

- [1] Rocco, E. M. Controle de trajetória com propulsão contínua para missões do tipo drag-free. In: Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, 7, 2012, São Luís, Brasil, 2012.
- [2] Chondas, P. W. Combined satellite attitude and orbit determination with dynamic coupling. In: American Institute of Aeronautics and Astronautics and American Astronautical society. Astrodynamics Conference. San Diego, CA, Aug. 9-11, 1982. AIAA Paper 82-1419.
- [3] Rocco, E. M. Perturbed orbital motion with a PID control system for the trajectory. In: Colóquio Brasileiro de Dinâmica Orbital, 14, Águas de Lindóia, 2008. Resumos. 2008b
- [4] Costa Filho, A.C. Análise de Acoplamento entre o Controle de Atitude e de Trajetória durante Manobras Orbitais de Empuxo Contínuo, INPE, São José dos Campos, 113p. Dissertação de mestrado, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2010.
- [5] Rocco, E. M.; Costa Filho, A.C; Carrara, V., 2011, Effect the coupling between attitude and orbital control in maneuvers using continuous thrust. Minissimpósio: Aerospace Engineering. In: 10ª. Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações.
- [6] Lennox, S. E., Coupled Attitude and Orbital Control System Using Spacecraft Simulators. Master Thesis in Aerospace Engineering, Virnia Polytechnic Institute and State University, Virginia-USA, 2004.
- [7] Bate, R. R.; Mueller, D. D.; White, J. E. Fundamentals of Astrodynamics. Dover Publications, Inc., New York, 1971.
- [8] Hughes, P. C. Spacecraft Attitude Dynamics. Dover Publications, Inc., New York, 2004.