

Controle de Atitude Convencional Aplicado a Espaçonaves Propulsadas por Velas Solares

SOUZA, T. C. F.¹, RICCI, M. C.²

¹Faculdade de Tecnologia São Francisco, Jacareí, SP, Brasil
Aluna de Iniciação Científica do curso de Engenharia de Controle e Automação.

²Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil

tcfdesouza@hotmail.com

Resumo. *O trabalho mostra que em espaçonaves propulsadas por velas solares é necessária a utilização de manobras para minimizar ou maximizar a pressão de radiação solar a fim de obter o controle; por isso é realizada a modelagem do subsistema de controle de atitude convencional utilizando rodas de reação e bobinas magnéticas. Por fim são apresentados os resultados das simulações para realização do controle de atitude da nave à vela desde a abertura das velas até configuração de máximo empuxo da pressão de radiação solar.*

Palavras-chave: Vela; Solar; Controle; Atitude; Dinâmica.

1. Introdução

Uma órbita Sol-síncrona de um satélite em torno da Terra não muda em relação ao Sol. É possível posicionar o plano orbital de forma que a linha solar seja sempre perpendicular à linha dos nodos e em duas ocasiões por ano a órbita é normal à linha solar. Nesse caso o satélite não passa pela sombra e tal órbita foi proposta para a missão de validação de voo à vela solar NMP ST9 [Murphy and Wie, 2004; Wie and Murphy, 2007]. Foi mostrado por Wie [2008] que uma pequena roda de reação pode não ser adequada para o controle de atitude de uma vela solar de 40 m, a ser utilizada potencialmente em tal missão de validação de voo, porque uma roda típica de 2 kg com um pico de torque de 0,01 Nm tem menos que 2 Nms de capacidade de armazenamento de momento angular. No entanto, torques magnéticos podem ser utilizados para a descarga de momento angular das rodas de reação, sem afetar o movimento orbital, como verificado por Lappas [2006]. Nesse trabalho é re-examinada a combinação convencional de rodas de reação (RRs) e bobinas magnéticas (BMs) de pequenos satélites, embora não seja adequado tal Subsistema de Controle de Atitude (SCA) convencional, baseado em RRs/BMs, para missões à vela solar interplanetárias.

2. Modelo do Sistema

Após a inserção em órbita a primeira tarefa importante é concluir satisfatoriamente a abertura da vela solar. Grandes velas levam um tempo considerável para serem desdobradas e se o procedimento do desdobramento não é sincronizado, a pressão de radiação solar exercerá um grande torque sobre a nave à vela e acelerará rapidamente qualquer seção livre. Para minimizar as consequências de tais eventos, seria prudente orientar inicialmente a borda da vela para o Sol. Alinhando-se outra borda da vela continuamente com a linha de nadir, a nave à vela, agora, além de estar sendo submetida

à mínima perturbação de radiação solar, seria estabilizada por gradiente de gravidade em arfagem com torque de gradiente de gravidade insignificante em rolamento. De fato, os eixos de rolamento, arfagem e guinada da nave à vela neste modo de empuxo zero devem ser alinhados com o referencial VLHL (vertical local horizontal local). Portanto, para esta nave à vela, totalmente desdobrada, um subsistema de controle de atitude convencional pode ser empregado somente durante a operação do modo de empuxo zero, sem a presença de torques de perturbação significativos de pressão de radiação solar. Durante este modo de operação de segurança, de empuxo zero, podem ser conduzidos com segurança vários testes iniciais e verificações da nave à vela totalmente desdobrada.

Após o desdobramento bem sucedido da vela e a conclusão das atividades de verificação no modo de empuxo zero, será necessária uma manobra de guinada de -90° para alcançar a orientação adequada da vela do modo de espera de empuxo total, em que a vela no final estará numa órbita síncrona com o Sol quase normal à linha solar se o lançamento for programado para o ângulo mínimo solar β , que varia com a estação.

Para uma manobra de grande ângulo de reorientação de guinada (mas com erros de atitude de rolamento/arfagem pequenos), as equações do movimento de atitude de uma nave espacial à vela solar, empregando RRs e BMs em uma órbita Sol-síncrona do amanhecer ao crepúsculo, são dadas por [Wie, 2008]

$$J_x \ddot{\phi} + n^2(J_y - J_z)(3 + \cos^2 \psi)\phi - n^2(J_y - J_z)(\cos \psi \sin \psi)\theta - n(J_x - J_y + J_z)(\cos \psi)\dot{\psi} = T_x + N_x + D_x, \quad (2.1)$$

$$J_y \ddot{\theta} + n^2(J_x - J_z)(3 + \sin^2 \psi)\theta - n^2(J_x - J_z)(\cos \psi \sin \psi)\phi - n(J_x - J_y - J_z)(\sin \psi)\dot{\psi} = T_y + N_y + D_y, \quad (2.2)$$

$$J_z \ddot{\psi} + n^2(J_y - J_x) \sin \psi \cos \psi + n(J_x - J_y + J_z)(\cos \psi)\dot{\phi} + n(J_x - J_y - J_z)(\sin \psi)\dot{\theta} = T_z + N_z + D_z, \quad (2.3)$$

em que (ϕ, θ, ψ) são os ângulos de atitude de rolamento, arfagem e guinada em relação ao referencial orbital VLHL, (T_x, T_y, T_z) são os componentes de torque das rodas de reação, (N_x, N_y, N_z) são os componentes de controle do torque magnético e (D_x, D_y, D_z) são os componentes de torque de perturbação de radiação solar. Supõe-se que $D_x = 0,5\epsilon F$ e $D_y = D_z = \epsilon F$, onde $F = F_s \cos^2 \alpha$, ϵ é a incerteza deslocamento CM/CP e α o ângulo entre a normal à vela e a linha solar. Considera-se também que o ângulo solar $\beta \approx 0$ e $\alpha = \pi/2 + \psi$. Note que o modo de empuxo zero tem um ângulo de guinada zero e que o modo de espera de empuxo total tem um ângulo de guinada de -90° .

A dinâmica da roda de reação de três eixos são simplesmente modeladas como

$$\dot{H}_x = -T_x; \quad \dot{H}_y = -T_y; \quad \dot{H}_z = -T_z, \quad (2.4)$$

onde (H_x, H_y, H_z) são os componentes do momento da roda de reação nos eixos do corpo.

Lógica de controle de atitude empregando RRs é escolhida como

$$T_x = -\text{sat}_{T_{\max}} \left\{ K_x \text{sat}_L \phi + C_x \dot{\phi} \right\}, \quad (2.5a)$$

$$T_y = -\text{sat}_{T_{\max}} \left\{ K_y \text{sat}_L \theta + C_y \dot{\theta} \right\}, \quad (2.5b)$$

$$T_z = -\text{sat}_{T_{\max}} \left\{ K_z \text{sat}_L (\psi - \psi_c) + C_z \dot{\psi} \right\}, \quad (2.5c)$$

onde T_{\max} é o pico de torque disponíveis a partir de uma RR e assume-se como $T_{\max} = 0,02$ Nm para uma RR de 3 kg com um pico de capacidade de armazenamento de momento de $H_{\max} = 5$ Nms.

Bobinas magnéticas, também conhecidas como magneto-torques ou barras de torque, têm sido empregadas extensivamente no controle de atitude de naves espaciais, bem como para a descarga de momento angular de rodas de reação.

Quando a bobina magnética é energizada eletricamente, gera um momento do dipolo magnético. A interação entre o momento do dipolo magnético, \vec{M} em unidades de Am^2 , com vetor de campo magnético da Terra, \vec{B} em unidades de Wb/m^2 , produz um vetor torque de controle, \vec{N} em unidades de Nm, agindo sobre a nave espacial como

$$\vec{N} = \vec{M} \times \vec{B}, \quad (2.6)$$

que pode ser reescrito em forma de componente como

$$N_x = M_y B_z - M_z B_y, \quad (2.7a)$$

$$N_y = M_z B_x - M_x B_z, \quad (2.7b)$$

$$N_z = M_x B_y - M_y B_x. \quad (2.7c)$$

Componentes do vetor campo magnético da Terra (B_x, B_y, B_z) medido ao longo dos eixos do corpo da nave espacial (x, y, z) estão relacionados com os componentes de \vec{B} representados ao longo do referencial orbital VLHL da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \\ B_3 \end{bmatrix}, \quad (2.8)$$

onde (B_1, B_2, B_3) são os componentes de \vec{B} representados ao longo do referencial VLHL. Para os pequenos θ e ϕ , tem-se

$$B_x = \cos \psi B_1 + \sin \psi B_2, \quad (2.9a)$$

$$B_y = -\sin \psi B_1 + \cos \psi B_2, \quad (2.9b)$$

$$B_z = B_3. \quad (2.9c)$$

Um modelo simplificado do campo magnético da Terra é expresso como

$$B_1 = \frac{\mu_m}{r^3} \sin i \cos nt, \quad (2.10a)$$

$$B_2 = -\frac{\mu_m}{r^3} \cos i, \quad (2.10b)$$

$$B_3 = 2 \frac{\mu_m}{r^3} \sin i \sin nt, \quad (2.10c)$$

onde $\mu_m = 7,96 \times 10^{15}$ (em unidades de Wbm) é a força de dipolo magnético da Terra, r é a posição orbital geocêntrica e i é o ângulo de inclinação orbital em relação ao equador magnético. Supõe-se que $r = R_{\oplus} + h = 7,978 \times 10^3$ m, $i = 102^\circ$ e $n = 8,8589 \times 10^{-4}$ rd/s para a órbita sol-síncrona do amanhecer ao crepúsculo de 1600 km proposta.

Uma lógica de controle BM heurística simples, para a descarga de momento é dada por

$$N_{xc} = -k\Delta H_x = -k(H_x - H_{x0}), \quad (2.11a)$$

$$N_{yc} = -k\Delta H_y = -k(H_y - H_{y0}), \quad (2.11b)$$

$$N_{zc} = -k\Delta H_z = -k(H_z - H_{z0}), \quad (2.11c)$$

onde (N_{xc}, N_{yc}, N_{zc}) são o comando torque de controle magnético, (H_x, H_y, H_z) são as componentes de momento da roda de reação nos eixos do corpo, e $(k, H_{x0}, H_{y0}, H_{z0})$ são os parâmetros de controle BM para ser devidamente determinada principalmente por uma abordagem de tentativa e erro típico usando simulações.

Utilizando uma lógica de controle BM produto cruzado da forma

$$\vec{M} = \frac{\vec{B} \times \vec{N}_c}{B^2}, \quad (2.12)$$

onde \vec{N}_c é o vetor comando de torque de controle magnético e $B = \sqrt{(B_x^2 + B_y^2 + B_z^2)}$ em unidades de Wb/m^2 , obtém-se a seguinte lógica de controle BM:

$$M_x = \text{sat}_{M_{\max}} \left\{ \frac{B_y N_{zc} - B_z N_{yc}}{B^2} \right\}, \quad (2.13a)$$

$$M_y = \text{sat}_{M_{\max}} \left\{ \frac{B_z N_{xc} - B_x N_{zc}}{B^2} \right\}, \quad (2.13b)$$

$$M_z = \text{sat}_{M_{\max}} \left\{ \frac{B_x N_{yc} - B_y N_{xc}}{B^2} \right\}, \quad (2.13c)$$

onde M_{\max} é o momento de pico dipolo escolhido como $M_{\max} = 100 \text{ Am}^2$ para, um uma bobina magnética de 4 kg de médio porte. Nota-se que as componentes do vetor campo magnético da Terra (B_x, B_y, B_z) são diretamente medidas por magnetômetros de três eixos.

Para um caso ideal, sem o limite de saturação do momento de dipolo BM, o torque de controle magnético real atuando na nave espacial, em seguida, torna-se

$$\vec{N} = \vec{M} \times \vec{B} = \frac{(\vec{B} \times \vec{N}_c)}{B^2} \times \vec{B} = \vec{N}_c - \frac{(\vec{N}_c \cdot \vec{B})}{B^2} \vec{B}, \quad (2.14)$$

o que indica que $\vec{N} \neq \vec{N}_c$ a menos $\vec{N}_c \cdot \vec{B} = 0$. Assim, a eficácia geral deste sistema de controle BM simples baseia-se na remoção da órbita média do momento da roda utilizando a natureza cíclica do campo magnético da Terra \vec{B} .

3. Resultados e Discussão

Os resultados das simulações são apresentados nas Figuras 1-3 para uma manobra de guinada de 90° de uma vela solar de 40 m (com $\epsilon = 0,1 \text{ m}$ e $F_s = 0,01 \text{ Nm}$) para uma transição a partir do modo de empuxo zero para o modo de espera empuxo total. Os erros atitude de rolamento e arfagem são mantidos dentro de $\pm 1^\circ$. Os parâmetros de controle BM foram assumidos como $k = 0,01$, $H_{x0} = H_{y0} = 0$, e $H_{z0} = -5 \text{ Nms}$. O momento angular das rodas de reação é adequadamente gerenciado pelo sistema de controle de BM simples na presença dos três eixos, torque de perturbação de pressão solar secular durante a operação em modo de espera empuxo total ($\psi = -90^\circ$).

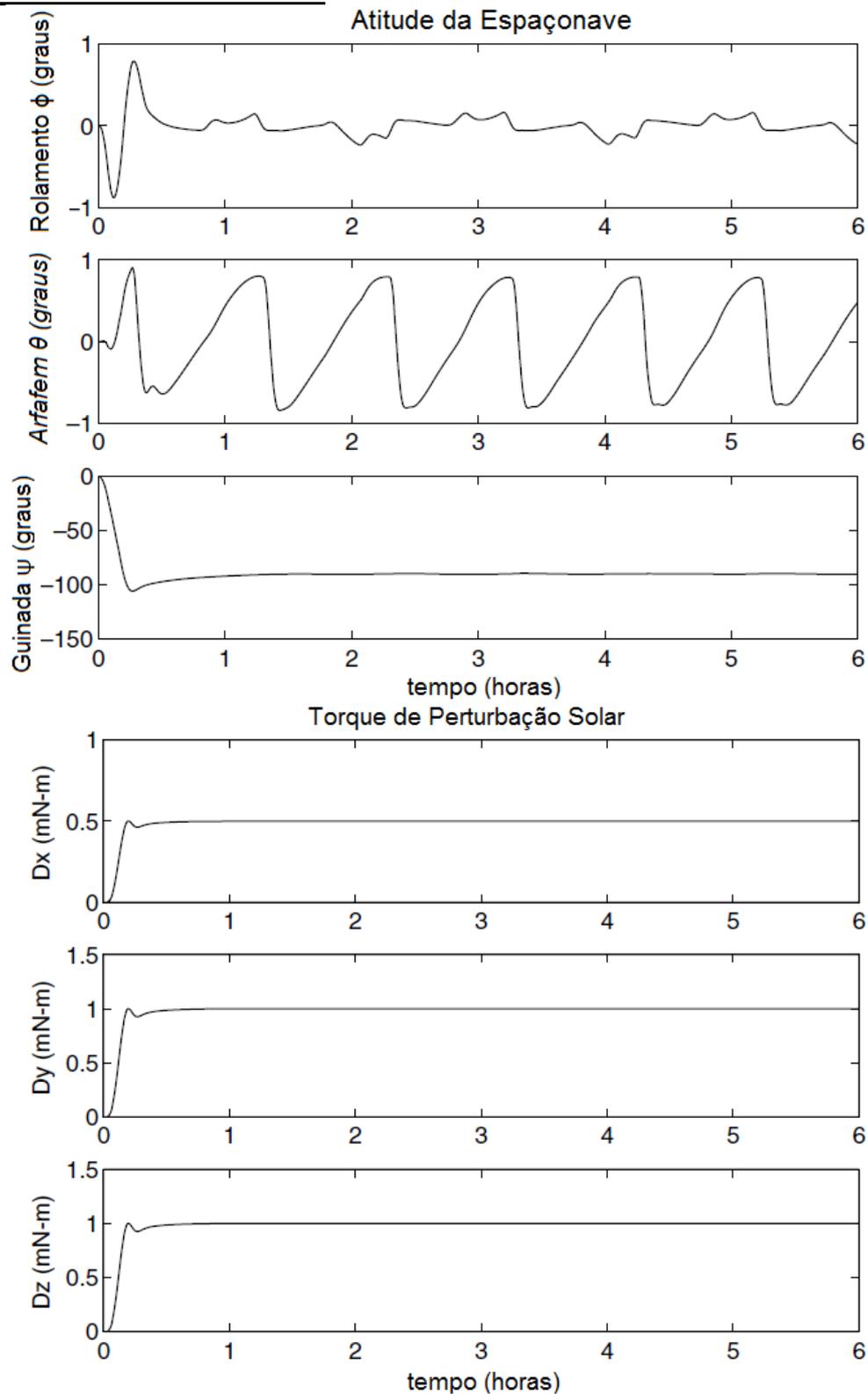


Figura 1. Uma manobra de 90° de guinada de uma vela solar de 40 m (com $\epsilon = 0,1$ m), utilizando RRs e TMs para uma transição do modo de empuxo zero para o modo de espera empuxo total. [Fonte: Wie, 2008]

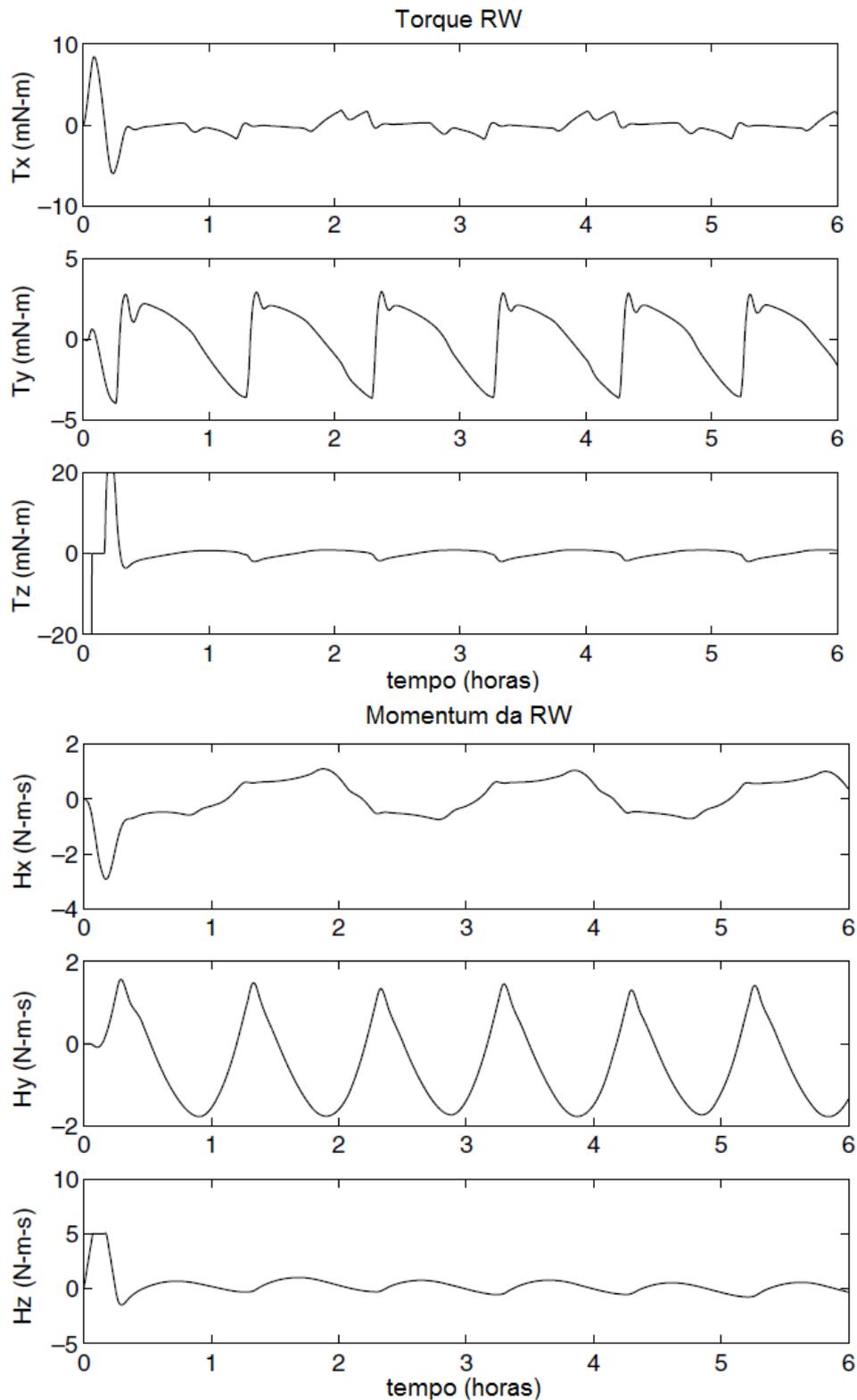


Figura 2. Uma manobra de 90° de guinada de uma vela solar de 40 m (com $\epsilon = 0,1$ m), utilizando RRs e TMs para uma transição do modo de empuxo zero para o modo de espera empuxo total. [Fonte: Wie, 2008]

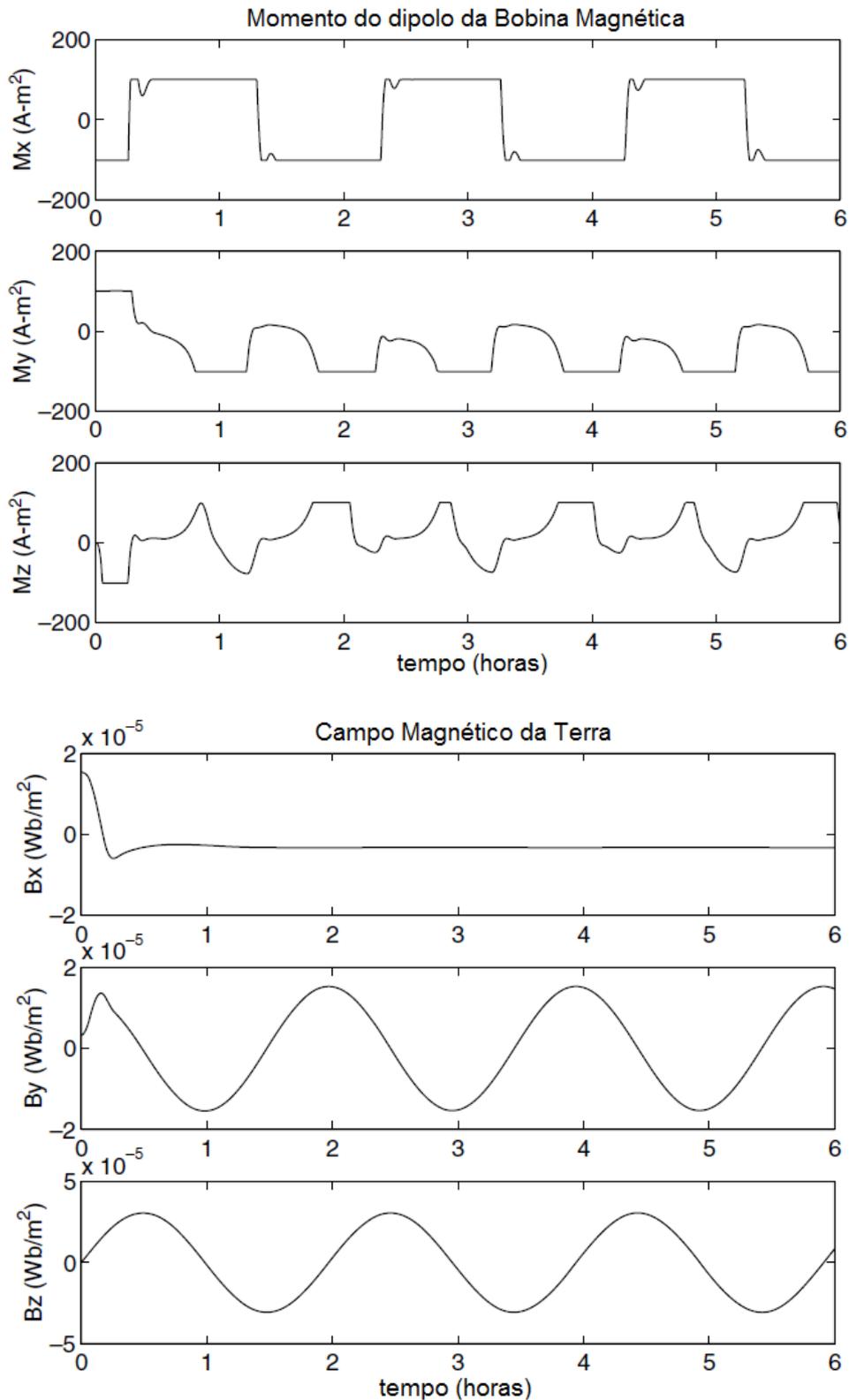


Figura 3. Uma manobra de 90° de guinada de uma vela solar de 40 m (com $\epsilon = 0,1$ m), utilizando RRs e TMs para uma transição do modo de empuxo zero para o modo de espera empuxo total. [Fonte: Wie, 2008]

Novamente ressalta-se que uma combinação convencional de pequenas rodas de reação e bobinas magnéticas de médio porte de pequenos satélites podem ser utilizados para a missão de validação de voo de vela solar proposta em uma órbita sol-síncrona do amanhecer ao crepúsculo, enquanto uma tal RR/BM convencional baseada em SCA não será adequada para missões de vela solar interplanetárias.

4. Conclusão

O trabalho apresentou uma introdução sobre modelagem dinâmica e problemas de controle de naves espaciais propulsadas por velas solares, em seguida a modelagem do subsistema de controle de atitude convencional utilizando rodas de reação e bobinas magnéticas, e os resultados das simulações em 6 horas.

Agradecimentos: Ao orientador, Dr. Mário César Ricci, pela atenção, dedicação, orientação, apoio e pelas inúmeras revisões feitas neste trabalho no qual sem dúvidas contribuiu na qualidade do texto e das equações. Ao Conselho Nacional de Pesquisa e Desenvolvimento (CNPq) pelo apoio financeiro recebido através da bolsa de Iniciação Científica junto ao Programa PIBIC do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

Referências

- LAPPAS, V.; WIE, B. **Advanced Small Satellite Bus Technology for Near-Term Solar-Sail Missions**. AIAA Paper 2006-6179, Aug. 2006.
- MURPHY, D.; WIE, B., **Robust Thrust Control Authority for a Scalable Sailcraft**, American Astronomical Society, AAS 04-285, Feb. 2004.
- WIE, B. **Space Vehicle Dynamics and Control**. 2. ed. Ames, Iowa: AIAA Education Series, AIAA, 2008. 934p.
- WIE, B.; MURPHY, D., **Solar-Sail Attitude Control System Design for a Flight Validation Mission in Sun-Synchronous Orbit**, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No. 4, 2007, pp. 809–821.