

ESTUDO DE VIABILIDADE DO CONTROLE DE ATITUDE DO SATÉLITE UNIVERSITÁRIO ITASAT EMPREGANDO DUAS RODAS DE REAÇÃO

Wilder da Vera Cruz Viegas, viegas_wilder@yahoo.com.br

Jacques Waldmann, Jacques@ita.br

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – Department of Systems and Control – 12228-900 São José dos Campos - SP

Resumo. A concepção do controle de atitude do satélite universitário ITASAT até recentemente foi baseado em atuação puramente magnética com o objetivo de manter o eixo de rotação spin do satélite apontado numa direção perpendicular ao plano da eclíptica, atenuar o movimento de nutação e manter a velocidade de spin em um valor nominal. Esse requisitos buscam prover insolação adequada aos painéis solares localizados nas laterais externas em torno do satélite, fornecer rigidez giroscópica ao satélite e atender os requisitos de segurança térmica. Tal lei de controle usou um filtro de Kalman estendido para estimar a velocidade angular e o quaternion de atitude. Os resultados então obtidos indicaram uma demanda de tempo considerável dos magnetotorqueadores para levar o satélite à atitude desejada. Esses resultados motivaram a pesquisa em direção a uma atuação mais energética e rápida. Este artigo apresenta uma nova proposta que emprega duas rodas de reação no plano de rotação do satélite para realizar o apontamento do eixo de rotação spin. A lei de controle aqui proposta é baseada em uma abordagem ainda pouco utilizada de parametrização de atitude de um corpo rígido rotacional em que a orientação relativa de dois sistemas de referência é descrita usando duas rotações perpendiculares. A lei de controle aqui avaliada estabiliza global e assintoticamente o satélite, alinhando seu eixo de rotação spin com a direção desejada no espaço inercial. Entretanto, o uso das duas rodas de reação no plano equatorial do satélite não permite o controle do movimento em torno do eixo de rotação spin, que pode inclusive tornar-se nulo dependendo das condições iniciais do satélite. Essa falta de controle sobre o movimento de rotação spin não é compatível com os requisitos da missão do ITASAT. O presente estudo é uma primeira avaliação da viabilidade do uso de dispositivos de troca de momentum angular para o ITASAT. Adicionalmente, se faz necessária, para a implementação real do controle aqui proposto, a estimação de atitude e velocidade angular em 3 eixos para a configuração aqui proposta, a qual é distinta do modelo de corpo rígido que vinha sendo adotado devido ao emprego de dispositivos de troca de momentum angular.

Palavras-chaves: satélite, controle, atitude, estabilidade, roda de reação

1. INTRODUÇÃO

O projeto ITASAT, atualmente em andamento, trata do desenvolvimento de um satélite universitário, com o qual se pretende dar continuidade ao Sistema de Coleta de Dados Brasileiro, hoje realizado pelos satélites SCD1 e SCD2 (Carrara e Guedes, 1994; Kuga *et al.*, 1999). A órbita de operação foi estabelecida como circular baixa, de 750 km de altitude e inclinação de 25° em relação ao plano do equador. Uma proposta de estabilização da atitude do satélite por rotação de corpo rígido foi investigada usando apenas três magnetotorqueadores como atuadores (Waschburger, 2009; Waschburger *et al.*, 2009, Waschburger e Waldmann, 2008). Esses atuadores, apesar de possuírem torques com magnitude relativamente baixa, apresentaram bons resultados para o satélite, quando injetado em órbita com atitude próxima da desejada. Devido à incerteza relativa às condições iniciais do lançamento do ITASAT, foram feitas simulações com erros iniciais de apontamento compatíveis tanto com a possibilidade do satélite separar-se do lançador sendo estabilizado por rotação, quanto estabilizado em 3 eixos. Os resultados então obtidos mostraram uma demanda de tempo considerável dos atuadores para levar o satélite à atitude desejada e assim atender os requisitos de proteção térmica do mesmo. Esses resultados estimularam o estudo de formas de atuação mais eficazes para o ITASAT. O presente trabalho apresenta uma proposta para apontamento do eixo de rotação inicial do satélite usando duas rodas de reação. É usada uma lei de controle que estabiliza assintoticamente o movimento de revolução ao longo do eixo de spin do satélite em uma direção perpendicular ao plano da eclíptica (Kim e Kim, 2001). A seção 2 apresenta a formulação do problema de controle de atitude com uma parametrização de atitude relativamente pouco utilizada (Tsiotras e Longuski, 1995), mas que simplifica as equações de cinemática. Em seguida são apresentados, na seção 3, os resultados das simulações, seguidos de sua análise. Conclusões são finalmente tecidas, indicando a direção dos futuros desenvolvimentos do sistema de controle de atitude do ITASAT.

2. FORMULAÇÃO DO PROBLEMA DE CONTROLE DE ATITUDE

É considerada a dinâmica rotacional de um corpo rígido controlado por duas rodas de reação. Assume-se que o sistema de coordenadas fixo no corpo do satélite coincide com os seus eixos principais, e que os eixos de rotação das rodas de reação coincidem com os eixos principais do plano de rotação do satélite, ou seja, os eixos i e j . O eixo de rotação spin é o eixo k do satélite.

O objetivo é manter o apontamento do eixo \mathbf{k} do satélite numa direção perpendicular à direção do Sol para fins de insolação adequada dos painéis solares localizados nas laterais externas em volta do satélite e proteção térmica dos dispositivos eletrônicos no topo e na base do satélite. Baseando-se na Fig. 1, esse objetivo é alcançado modificando a atitude do satélite de forma que o ângulo S_φ , que consiste no complemento-90° do ângulo solar (Carrara e Guedes, 1994), isto é, trata-se do ângulo entre o plano de rotação do satélite e a direção do Sol, convirja para zero. A direção do Sol é assumida como sendo medida de forma ideal por sensores solares instalados no corpo do satélite. Nesse trabalho é desconsiderado o emprego de estimador de atitude e velocidade angular nos 3 eixos e o controle é, portanto, determinístico.

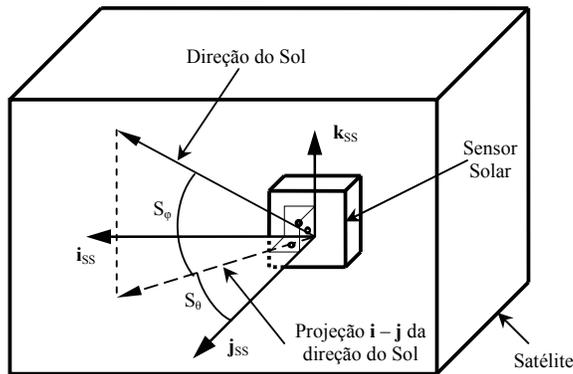


Figura 1: Medidas de direção do Sol (Santos, 2008)

As equações de dinâmica são então dadas por (Kim e Kim, 2001):

$$I_1 \dot{\omega}_1 = (I_2 - I_3) \omega_2 \omega_3 + h_{w2} \omega_3 - u_1 + \tau_1 \quad (1)$$

$$I_2 \dot{\omega}_2 = (I_3 - I_1) \omega_3 \omega_1 - h_{w1} \omega_3 - u_2 + \tau_2 \quad (2)$$

$$I_3 \dot{\omega}_3 = (I_1 - I_2) \omega_1 \omega_2 - h_{w2} \omega_1 + h_{w1} \omega_2 + \tau_2 \quad (3)$$

$$\dot{h}_{w1} = -J_a \dot{\omega}_1 + u_1 \quad (4)$$

$$\dot{h}_{w2} = -J_a \dot{\omega}_2 + u_2 \quad (5)$$

em que I_1 , I_2 e I_3 são os momentos de inércia principais do satélite sem incluir a contribuição dos momentos de inércia das rodas de reação, J_a é o momento de inércia de cada roda de reação sobre o seu eixo de rotação e ω_1 , ω_2 e ω_3 são os componentes da velocidade angular do corpo ao longo dos eixos principais \mathbf{i} , \mathbf{j} , e \mathbf{k} , respectivamente, e τ é torque externo de perturbação. h_{w1} e h_{w2} são as parcelas de *momentum* angular das rodas de reação relativas apenas à rotação em relação ao corpo do satélite, e são dadas por

$$h_{w1} = J_a \Omega_1 \quad (6)$$

$$h_{w2} = J_a \Omega_2 \quad (7)$$

onde Ω_1 e Ω_2 são, respectivamente, as velocidades de rotação de cada roda nos eixos \mathbf{i} e \mathbf{j} em relação ao corpo do satélite. u_1 e u_2 são os torques de controle das rodas de reação, de forma que

$$u_1 = \dot{h}_1 = J_a (\dot{\omega}_1 + \Omega_1) \quad (8)$$

$$u_2 = \dot{h}_2 = J_a (\dot{\omega}_2 + \Omega_2) \quad (9)$$

em que h_1 e h_2 são as magnitudes dos respectivos vetores de *momentum* angular das rodas com relação ao sistema inercial. O sistema inercial considerado nesse projeto é o sistema centrado na Terra, não girante, com o eixo \mathbf{i}' apontando para o equinócio vernal, o eixo \mathbf{k}' perpendicular ao plano do equador e o eixo \mathbf{j}' completando o sistema dextrógiro. A notação (\dot{a}) representa a derivada temporal de uma grandeza a segundo um observador fixo ao corpo.

O projeto ITASAT adotou o quaternion como parâmetro para descrever as equações de cinemática que são dadas por

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (10)$$

onde $[q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ é o quaternion que representa a orientação do corpo em relação ao sistema inercial centrado na Terra.

Tsiotras e Longuski (1995) apresentaram um abordagem distinta para descrever a cinemática de corpos rígidos rotacionais. Essa nova formulação descreve a orientação relativa de dois sistemas de referência usando duas rotações perpendiculares. São usados três parâmetros para descrever o movimento, sendo que dois desses parâmetros podem ser combinados em uma única variável complexa. A variável complexa é usada para designar uma das duas rotações e é derivada usando uma projeção estereográfica; ela descreve a direção do eixo de spin do satélite num sistema de referência inercial especificado. A primeira coordenada, real, descreve a rotação inicial em torno do eixo inercial sobre o qual se deseja alinhar o eixo de spin do satélite. O uso desta rotação inicial tem a vantagem de torná-la uma coordenada desprezível nas equações diferenciais que descrevem a cinemática, o que torna a derivação de uma lei de controle para corpos rígidos rotacionais mais simples. Em termos da dinâmica de corpos rígidos rotacionais, uma vez que o torque de controle da direção do eixo de spin não depende do ângulo da coordenada que descreve a rotação inicial, podemos seguramente desacoplar essa coordenada das equações cinemáticas, reduzindo assim o número de equações diferenciais tornando mais simples a descrição da cinemática. Portanto, em problemas que não envolvem restrição sobre o movimento de revolução em torno do eixo de rotação *spin*, é possível trabalhar com um número reduzido de equações diferenciais. A idéia por trás dessa abordagem é emprestada do campo da análise complexa. É usado o fato de que um vetor unitário (um ponto em uma esfera unitária) pode ser completamente caracterizado por um número escalar (embora complexo), via o uso da *projeção estereográfica* (Conway, 1978). A introdução da coordenada estereográfica simplifica as equações e efetivamente reduz o número de equações diferenciais, escalares, necessárias à representação das relações cinemáticas.

Em resumo, a orientação de um corpo em relação à um sistema inercial pode ser descrita por uma rotação inicial, sobre o um eixo inercial especificado, de magnitude z e então uma segunda rotação perpendicular a esse eixo, cuja magnitude é caracterizada por v . A variável complexa $v = v_1 + iv_2$, a qual caracteriza a segunda rotação, possui a informação necessária sobre a direção do eixo de spin do satélite em relação à direção desejada no sistema inercial especificado. O eixo inercial especificado aponta para a direção desejada do eixo de spin do satélite.

Na aplicação em tela, há a rotação inicial de magnitude z em torno do eixo inercial com o qual se deseja que o eixo de rotação esteja alinhado, nesse caso o eixo k' do sistema heliocêntrico-eclíptico. A segunda rotação, caracterizada por v_1 e v_2 , ocorre em torno de eixo perpendicular intermediário resultante da primeira rotação, de forma a coincidir o eixo k' com o eixo de rotação do satélite. A primeira rotação, z , é dispensável porque se dá em torno do eixo com o qual se deseja alinhar o eixo de rotação do satélite. Usando essa parametrização, as equações de cinemática da atitude são (omitindo a rotação de z) (Tsiotras e Longuski, 1995):

$$\dot{v}_1 = v_2(\omega_2 v_1 + \omega_3) + \frac{1}{2}\omega_1(1 + v_1^2 - v_2^2) \quad (11)$$

$$\dot{v}_2 = v_1(\omega_1 v_2 - \omega_3) + \frac{1}{2}\omega_2(1 - v_1^2 + v_2^2) \quad (12)$$

A relação entre essa parametrização e a parametrização por quaternion é (Tsiotras e Longuski, 1995):

$$v_1 = \frac{q_2 q_3 + q_0 q_1}{q_0^2 + q_3^2}, \quad v_2 = \frac{q_0 q_2 - q_1 q_3}{q_0^2 + q_3^2} \quad (13)$$

onde $[q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ é o quaternion que representa a orientação do sistema do corpo com relação ao heliocêntrico-eclíptico. Esse quaternion é obtido a partir do produto de quaternions, entre o quaternion que leva do sistema heliocêntrico-eclíptico para o sistema inercial centrado na Terra, dado pela inclinação do plano da eclíptica, e o quaternion que leva do sistema inercial centrado na Terra para o do corpo, dado pela solução da equação (10).

Kim e Kim (2001) derivaram uma lei de controle que estabiliza os componentes do vetor de estado ω_1 , ω_2 , v_1 e v_2 . Tal lei de controle é usada para apontar o eixo de rotação do satélite, alinhando-o com um eixo inercial especificado. Essa lei de controle é dada pelas equações a seguir:

$$u_1 = I_2 \omega_2 \omega_3 + h_2 \omega_3 + k_1 v_1 + k_2 \omega_1 \quad (14)$$

$$u_2 = -I_1 \omega_1 \omega_3 - h_1 \omega_3 + k_1 v_2 + k_2 \omega_2 \quad (15)$$

em que k_1 e k_2 são ganhos de controle constantes que satisfazem $k_1 > 0$ e $k_2 > 0$. Essa lei de controle assegura que a trajetória do sistema em malha fechada converge global e assintoticamente para o ponto de equilíbrio dado por (Kim e Kim, 2001):

$$\omega_1 = \omega_2 = \nu_1 = \nu_2 = 0 \quad (16)$$

3. RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES

Imediatamente após o lançamento, o satélite deve ser manobrado até alcançar a atitude nominal e se manter nessa atitude. Para a realização dessa manobra, deve-se eliminar as velocidades angulares indesejáveis ($\omega_1 = \omega_2 = 0$) e apontar o eixo de spin na direção desejada ($\nu_1 = \nu_2 = 0$), perpendicular ao plano da eclíptica ($S_\phi = 0$), conforme visto na Fig. 1. O satélite simulado tem as seguintes características: $(I_1 I_2 I_3) = (6,5 6,5 7,9)\text{kg.m}^2$, coeficiente de perturbação gravitacional $J_2 = 0,00108263$ e coeficiente de decaimento de torque de frenagem eletromagnética $k_e = 500 \text{ Ohm/m}^4$.

As condições iniciais do satélite assumidas foram as seguintes: $\omega_1 = 1,5 \text{ }^\circ/\text{s}$, $\omega_2 = 1,5 \text{ }^\circ/\text{s}$, $\omega_3 = 1,5 \text{ rpm}$, $[q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T = [0,5200 \ 0,1645 \ 0,1305 \ 0,0337]^T$, o qual é equivalente a um desvio de aproximadamente 15° do eixo de spin com relação à atitude desejada. Assumiu-se que as duas rodas de reação tinham o mesmo momento de inércia, $J_a = 0,0077 \text{ kg.m}^2$, e que o *momentum* angular inicial das rodas era zero. Os ganhos de controle escolhidos foram $k_1 = 3$ e $k_2 = 3$.

Os resultados de simulação estão mostrados nas Fig.2 a Fig.5. A Fig. 2 mostra que S_ϕ converge para zero e se mantém nessa atitude dentro do cone aceitável de até 10° especificado para o projeto ITASAT. Isso significa que a direção do Sol se torna paralela ao plano de rotação do satélite e, conseqüentemente, a direção do eixo de rotação do satélite se torna perpendicular à direção do Sol, conforme desejado. A evolução do alinhamento do eixo de rotação com a direção desejada, segundo a parametrização empregada, é mostrada na Fig. 3. O eixo de rotação do satélite foi apontado com sucesso para a direção perpendicular ao plano da eclíptica. A Fig. 4 mostra que ω_1 e ω_2 também convergem para zero e ω_3 converge para um valor constante. Entretanto, um corpo rígido não pode ser estabilizado em um ponto de equilíbrio *qualquer* usando duas rodas de reação; a lei de controle proposta estabiliza assintoticamente o satélite em um movimento de rotação ao longo do eixo inercial especificado. Verificou-se que existe acoplamento da atuação das rodas de reação com o componente de velocidade angular ω_3 , mas sobre o qual não se pode exercer controle. Ou seja, observou-se, durante os testes, que para diferentes condições iniciais, ω_3 convergia para um valor constante diferente sobre o qual não se tinha controle. Para as condições iniciais assumidas para apresentação desse trabalho, ω_3 convergiu para um valor muito próximo de zero. Isso representa um problema para o ITASAT, que requer rotação *spin* para insolação adequada dos painéis solares localizados nas laterais externas à volta do corpo do satélite e segurança térmica de seus subsistemas embarcados. Portanto, a lei de controle proposta não atende totalmente aos requisitos do projeto ITASAT. Mas, para o caso em que a velocidade de rotação *spin* do satélite não está sujeita a restrição nenhuma, essa lei de controle se mostra bastante eficaz no apontamento e sua manutenção. A partir do conteúdo visto da Fig. 1 a Fig. 4, pode-se concluir que o satélite teve seu eixo de rotação alinhado com a perpendicular ao plano da eclíptica e lá estabilizou-se. Os históricos dos sinais de controle são mostrados na Fig. 5. Verifica-se que uma vez que o satélite é estabilizado na direção desejada, os torques de controle u_1 e u_2 oscilam periodicamente para conservar o momento angular total inicial existente no satélite. Devido ao *momentum* angular das rodas ao final da manobra, o modelo de corpo rígido não mais é válido e o emprego da lei de controle com estimador de atitude em 3 eixos e atuação puramente magnética desenvolvido por Waschburger e Waldmann (2008), Waschburger (2009) e dos Santos e Waldmann (2009) não mais pode ser empregado na busca por prover componente de *momentum* angular em torno do eixo de rotação *spin* que foi recém-apontado sem incorrer novamente desvio seu da direção desejada.

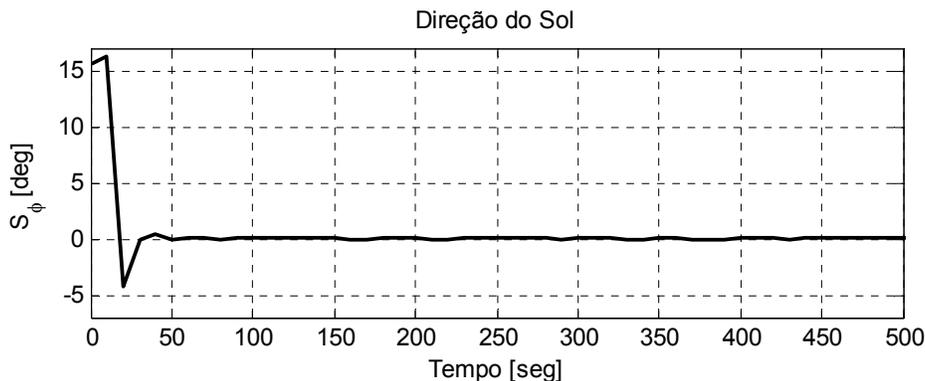


Figura 2a: Direção do Sol em relação ao plano equatorial do satélite.

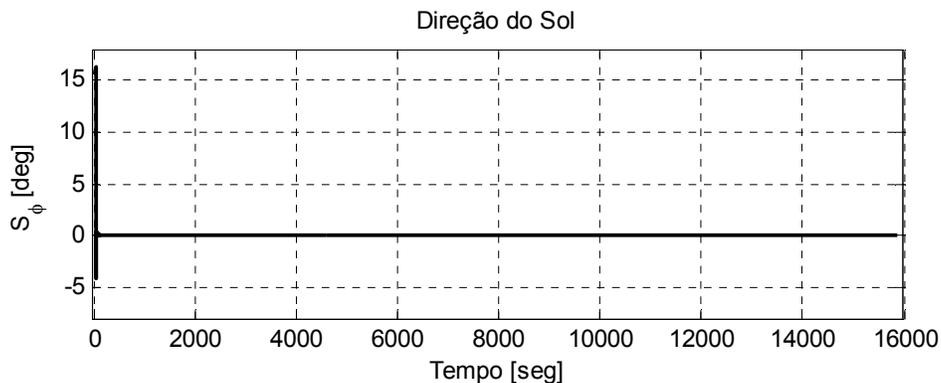


Figura 2b: Direção do Sol em relação ao plano equatorial do satélite em intervalo de tempo maior.

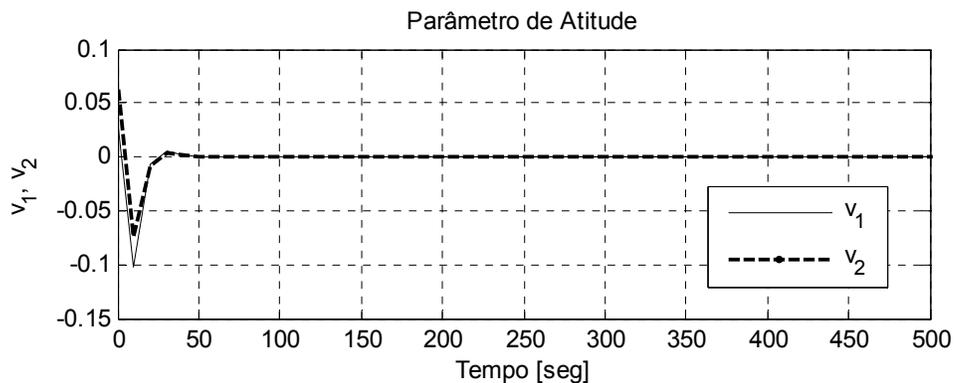


Figura 3a: Parametrização de atitude.

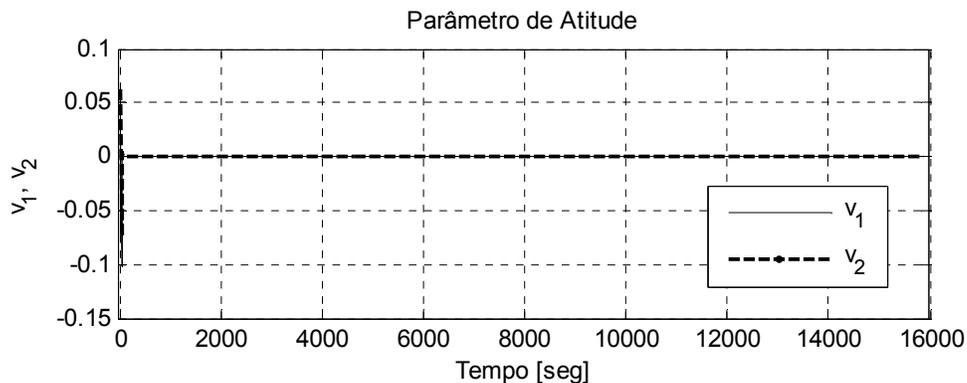


Figura 3b: Parametrização de atitude em intervalo de tempo maior.

4. CONCLUSÕES

Foi avaliada uma lei de controle de atitude para o ITASAT empregando dispositivos de troca de *momentum* angular, especificamente duas rodas de reação ortogonalmente instaladas no plano de rotação *spin*. Obtiveram-se resultados bastante eficazes em termos de tempo para apontamento do eixo de rotação do satélite na direção desejada, bem como de capacidade de manutenção desse apontamento. Por outro lado, sabe-se que um corpo rígido não pode ser estabilizado em um ponto de equilíbrio qualquer usando duas rodas de reação. Nesse trabalho, a lei de controle estabiliza global e assintoticamente o eixo de rotação *spin* do satélite, apontando-o ao longo de um eixo inercial especificado. Não é possível ter controle sobre o movimento de rotação em torno desse eixo, podendo inclusive vir a ser nulo dependendo das condições iniciais do satélite. Essa característica representa uma séria dificuldade, pois os requisitos do projeto demandam uma velocidade de rotação *spin* específica em torno do eixo de maior inércia para manter a distribuição de temperatura adequada à operação dos subsistemas embarcados. Depois que o satélite é estabilizado, os torques comandados para as rodas pela lei de controle oscilam periodicamente para conservar o momento angular do sistema. Dado que as rodas apresentam *momentum* angular em regime, não é possível o emprego da lei de controle com atuação puramente magnética, baseada no modelo de corpo rígido, desenvolvida anteriormente

(Waschburger e Waldmann, 2008; Waschburger, 2009; Waschburger *et al.*, 2009) para prover o corpo do satélite de movimento angular em torno do eixo de rotação de *spin*.

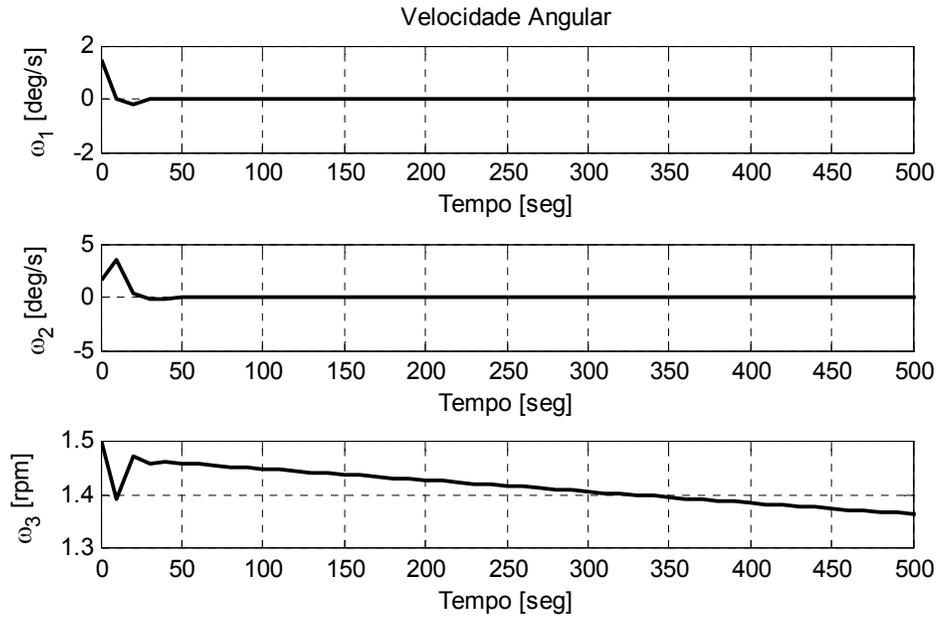


Figura 4a: Componentes da velocidade angular no sistema do corpo.

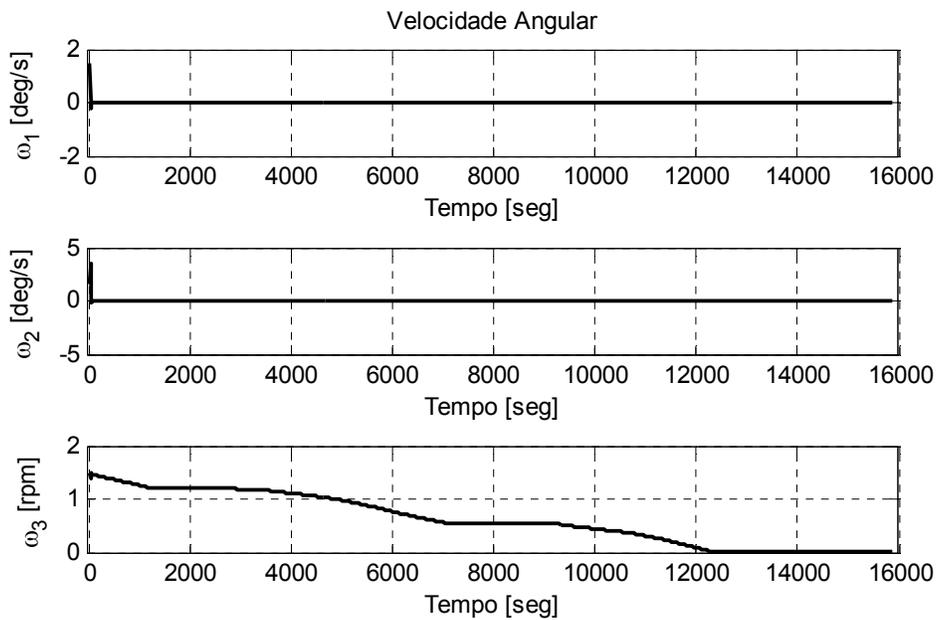


Figura 4b: Componentes da velocidade angular no sistema do corpo em intervalo de tempo maior.

Apesar do emprego de dispositivos para troca de *momentum* angular ter produzido atuação mais eficaz e rápida que a puramente magnética, a configuração aqui proposta precisará ser revista pela equipe de análise da missão ITASAT. Modificações nos parâmetros da missão deverão incluir mudança na órbita de operação – a polar heliossíncrona do satélite sino-brasileiro para observação de recursos terrestres (CBERS-3) –, o tipo de lançamento – estabilizado em 3 eixos –, e o uso de uma roda de *momentum* angular de forma a levar a bom termo a missão prevista para o ITASAT. Consequentemente, o estimador de atitude em 3 eixos requerido para a implementação da lei de controle precisará considerar o efeito da roda de *momentum*, cujo eixo de rotação deverá se alinhar com a direção do

Sol, na dinâmica de atitude estabilizada em 3 eixos do ITASAT. Portanto, o estimador de atitude não poderá assumir – como feito em trabalhos anteriores de estimação de atitude (Santos, 2008; Santos e Waldmann, 2009) – que um modelo de corpo rígido é válido. A nova configuração sendo prevista para o ITASAT, empregando a roda de *momentum* para prover inércia giroscópica a uma plataforma estabilizada, é também conhecida como estabilização por rotação dual.

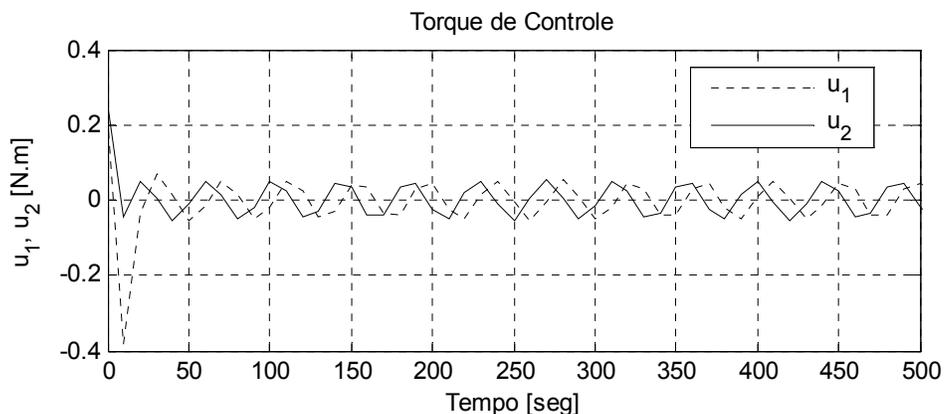


Figura 5a: Torques de controle.

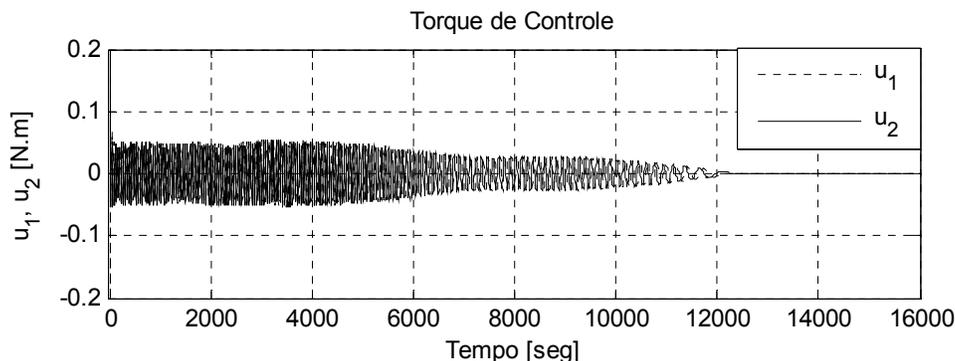


Figura 5b: Torques de controle em intervalo de tempo maior.

3. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem as valiosas discussões e comunicações pessoais realizadas com os pesquisadores M.C. Davi Antonio dos Santos e Eng. Ronaldo Waschburger, do Depto. de Sistemas e Controle do ITA, Dr. Hélio Koiti Kuga, Dr. Ijar Milagre da Fonseca, Dr. Roberto Vieira da Fonseca Lopes, Dr. Wilson Yamaguti, Dr. Sebastião Varotto, e Dr. Valcir Orlando, do INPE.

4. REFERÊNCIAS

- Carrara, V. e Guedes, U. T. V., 1994, "Attitude Control Aspects for SCD1 and SCD2", RBCM- J. of the Brazilian Soc. Mechanical Sciences, vol. 16, pp. 83-87.
- Conway, J. B., 1978, "Functions of One Complex Variable", Springer Verlag, New York.
- Kim, S. and Kim, Y., 2001, "Spin-Axis Stabilization of a Rigid Spacecraft Using Two Reaction Wheels", Journal of Guidance, Vol. 24, No. 5, 2001, pp. 1046-1049.
- Kuga, H. K., Orlando, V.e R. V. F. Lopes, 1999, "Flight Dynamics Operations During LEOP for INPE's Second Environmental Data Collecting Satellite SCD2", RBCM- J. of the Brazilian Soc. Mechanical Sciences, vol. 21, Special Issue, pp.339-344.
- Santos, D. A., 2008, "Estimação de Atitude e Velocidade Angular de Satélites Utilizando Medidas de Campo Geomagnético e Direção do Sol", tese de mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP.
- Santos, D. A. e Waldmann, J., 2009, "Attitude and Angular Rate Estimation from Vector Measurements from Magnetometer and Sun Sensor for a Low-Cost Satellite", aceito para publicação no Anais do XXth International Congress of Mechanical Engineering COBEM 2009.

- Tsiotras, P. e Longuski, J. M., 1995, "A New Parametrization of Attitude Kinematics", *Journal of Astronautical Science*, Vol. 18, No. 3, pp. 243-262.
- Waschburger, R. e Waldmann, J., 2008, "Critérios para Ativação dos Magnetotorqueadores em Sistema de Controle de Atitude com Atuação Puramente Magnética do Satélite Universitário ITASAT", *Anais do Congresso Brasileiro de Automática*, Juiz de Fora, MG.
- Waschburger, R., 2009, "Sistema de Controle de Atitude para Satélites Estabilizados por Rotação Utilizando Atuadores Magnéticos", tese de mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP.
- Waschburger, R., Santos, D. A. e Waldmann, J., 2009, "Magnetotorquer-Only Attitude Control System Robust to Wide Range of Initial Conditions for Low-Cost Spin-Stabilized ITASAT Satellite", aceito para publicação nos *Anais do XXth International Congress of Mechanical Engineering COBEM 2009*.

5. TERMO DE RESPONSABILIDADE

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo incluído neste artigo.