

AQUISIÇÃO INICIAL E ESTABILIZAÇÃO DE ATITUDE EM 3 EIXOS DE UM SATÉLITE UNIVERSITÁRIO DE BAIXO CUSTO POR VIÉS EM RODA DE MOMENTUM E CONTROLE MAGNÉTICO

Wilder da Vera Cruz Viegas, viegas_wilder@yahoo.com.br¹
Jacques Waldmann, jacques@ita.br¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias
CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil

Resumo: A concepção de projeto de um satélite universitário de baixo custo é tal que sua configuração deve atender as restrições de lançamento como carga secundária, prevendo-se a possibilidade de ocorrer a pior condição inicial possível na separação entre o satélite e seu lançador. Esse trabalho apresenta uma abordagem para a aquisição inicial e estabilização da atitude do satélite universitário ITASAT para o pior caso de erro de apontamento inicial e com o acionamento da roda de momentum ocorrendo após a separação. O satélite ITASAT é estabilizado em três eixos com uma única face voltada para o Sol e possui uma roda de momentum para, em conjunto com três magnetotorqueadores, prover rigidez giroscópica e gerar torques para estabilização da atitude em torno no eixo de rotação. O Sistema de Controle de Atitude (ACS) em malha fechada é realimentado por estimativas da atitude em três eixos e da velocidade angular do satélite, que são fornecidas por um filtro de Kalman estendido que processa os vetores de medidas da direção do Sol e do campo geomagnético. O desempenho do ACS é investigado via simulação. O controle de atitude em malha fechada com o filtro de Kalman é interrompido durante os instantes de eclipses, nos quais o erro de estimação diverge devido à perda de informação do sensor solar. Os resultados mostram a eficácia do ACS no apontamento do satélite, que requer aproximadamente 1,5 dia para prover um erro de apontamento abaixo de 10 graus, partindo de um erro de apontamento inicial de 180 graus (pior caso) e menos de 2 dias para manter esse erro de apontamento abaixo de 0,1 grau. A atitude em torno do eixo de rotação da roda de momentum oscila dentro de uma margem aceitável em torno da referência adotada devido a erros de estimação relevantes que perduram após o término do eclipse.

Palavras-chave: Satélite, controle de atitude, filtro de Kalman estendido, magnetômetro, roda de momentum.

1. INTRODUÇÃO

O projeto ITASAT, atualmente em desenvolvimento, trata de um satélite universitário de baixo custo cuja carga útil principal consiste num sistema de coleta de dados ambientais. Seu propósito principal é a continuidade do Sistema de Coleta de Dados Ambientais Brasileiro, que consiste em retransmitir dados meteorológicos a partir das estações meteorológicas em solo, espalhadas pelo território Brasileiro, para antenas terrestres específicas, para posterior processamento e previsão do tempo. Esse sistema de coleta é hoje realizado pelos satélites SCD1 e SCD2 (Carrara e Guedes, 1994; Kuga *et al.* 1999).

Tendo em vista a necessidade de se gerar a máxima potência pelo painel solar, foi estudada uma configuração de atitude de referência e órbita para o projeto do ITASAT (Gentina *et al.*, 2009) tal que o satélite é estabilizado em 3 eixos, tem a forma de um paralelepípedo e possui painel solar em apenas uma face, a de maior área, sempre voltada para o Sol. Possui uma roda de *momentum* para, em conjunto com três magnetotorqueadores (MTQ's), prover rigidez giroscópica e gerar torques para estabilização da atitude em torno no eixo de rotação. Possui a massa de 85 kilogramas e dimensões 700x600x400 mm. A órbita é circular, polar – com inclinação de 98° em relação ao plano equatorial –, Sol-síncrona – 10:30h AM e tendo 780-km de altitude.

O Sistema de Controle de Atitude (ACS) em malha fechada aqui estudado é realimentado por um Sistema de Determinação de Atitude (SDA), que fornece estimativas da atitude em três eixos e da velocidade angular do satélite, as quais são geradas por um Filtro de Kalman Estendido (EKF). Esse filtro de Kalman processa os vetores de medidas da direção do Sol e do campo geomagnético para a geração das estimativas. O SDA implementado nesse trabalho é baseado no SDA proposto por Santos e Waldmann (2009) para um satélite de baixo custo estabilizado por rotação

rígida que opera em órbita de baixa inclinação – 25° – em relação ao plano equatorial, sendo o atual SDA resultado de modificações para se adaptar à configuração aqui investigada. Adicionalmente, estima-se a velocidade angular da roda de *momentum* com o objetivo de se incluir seu efeito na dinâmica do satélite e filtrar as medidas do tacômetro que fornece a velocidade angular da roda. Para melhoria de desempenho, essas estimativas de atitude e vetor velocidade angular do satélite e da velocidade da roda precisam ser precedidas pela estimação em vôo do *bias* residual do magnetômetro.

O projeto ITASAT não contempla um lançamento dedicado para seu satélite. No lançamento é previsto o satélite como carga útil secundária em um lançador ainda a ser definido. Portanto, sua concepção de projeto é tal que sua configuração deve atender as restrições de lançamento como carga secundária, prevendo-se a possibilidade de ocorrer a pior condição inicial na separação do satélite. Estudos em andamento mostraram que, em sendo a roda de *momentum* ativada ainda quando o satélite está posicionado no último estágio do lançador, ou seja, o satélite sendo injetado em órbita com a roda já com sua velocidade nominal em relação ao satélite, e para um erro inicial de apontamento de 15 graus, o sistema de controle requer pouco mais de 3 horas para prover um erro de apontamento abaixo de 10 graus e aproximadamente 17 horas para manter esse erro abaixo de 0,05 grau. Tendo-se então em vista as restrições de lançamento como carga útil secundária, nesse trabalho o ACS será avaliado quando sujeito à pior condição inicial de separação. O satélite é injetado em órbita com a roda inicialmente travada em relação ao corpo do satélite e, além disso, com um erro de apontamento de 180 graus, ou seja, apontando para uma direção oposta àquela que seria sua direção de referência de apontamento. Dessa forma, o controle de atitude prevê três fases de operação. A primeira consiste em ativar a roda de *momentum* e prover sua rotação nominal em relação ao corpo do satélite; a segunda consiste em, simultaneamente, eliminar o erro de apontamento, o movimento de nutação e os componentes da velocidade angular do corpo do satélite; e a terceira, finalmente, consiste em realizar a estabilização da atitude do satélite em torno do eixo de rotação da roda nele embarcada.

2. MODELOS DA DINÂMICA DA ATITUDE E DA ÓRBITA DO SATÉLITE

Aqui, o ITASAT é modelado segundo o conceito de estabilização *dual-spin* ou girostato (Hughes, 1986; Sidi, 1997). Baseia-se no princípio de que uma parte do satélite (a roda de *momentum*) possui rotação elevada e fornece rigidez giroscópica (estabilização por *momentum* angular), enquanto a outra parte (o corpo do satélite) encontra-se estacionária ou com movimento mínimo; uma revolução por órbita no caso de satélites geo-apontados. O eixo de rotação da roda é perpendicular ao painel solar e está alinhado com eixo principal de maior inércia do satélite, de maneira que, em caso de falha da roda, o satélite girará em torno desse eixo, mas manterá seu apontamento. Nessa configuração, a face voltada para o Sol deverá girar em torno de um eixo perpendicular ao plano da eclíptica apenas para acompanhar a translação da Terra em torno do Sol, a uma taxa de aproximadamente um grau por dia, e dessa forma manter o painel solar sempre voltado para Sol. Para isso, é usado o controle magnético por meio dos MTQ's que são instalados no corpo do satélite e que não precisarão ser chaveados com elevada frequência para amortecer a nutação ou redirecionar o apontamento – como nos satélites estabilizados por *spin* (Shigehara, 1972) –, o que torna a atuação magnética muito mais eficaz nessa configuração. A roda de *momentum* deverá gerar torques para reorientar a antena em torno do eixo dessa, quando necessário, e prover a estabilização da atitude em torno desse eixo. Portanto, a restrição de atitude é que o eixo de rotação da roda esteja o mais próximo possível alinhado com a direção de Sol para que maximize a irradiação sobre o painel solar e a rotação estabilizada em torno desse eixo.

Os sistemas de coordenadas cartesianas que descrevem a atitude do satélite e seu movimento ao longo da órbita estão mostrados na Fig. (1). \mathbf{R}_s é o vetor posição do centro do satélite em relação ao centro da Terra; η é a posição angular do satélite ao longo da sua órbita com relação ao nodo ascendente; ζ é a ascensão reta do nodo ascendente; e i a inclinação da órbita. O eixo inercial \mathbf{i}_1 aponta para o equinócio vernal enquanto \mathbf{k}_1 é ortogonal ao plano equatorial. O eixo orbital \mathbf{i}_0 aponta para o nodo ascendente e \mathbf{k}_0 é perpendicular ao plano da órbita. Os ângulos de atitude de Euler usados na formulação do problema são definidos pela seqüência de rotações: ψ (azimute) em torno de \mathbf{k}_0 , θ (elevação) em torno de \mathbf{j}'_b e ϕ (rotação) em torno de \mathbf{k}_b .

O modelo da dinâmica do satélite em órbita, possuindo uma roda de *momentum* operando em configuração *dual-spin* e sujeito a torques externos, é dado pela Eq. (1) e Eq. (2).

$$\mathbf{\omega}^b = \mathbf{I}_A^{-1} [(\mathbf{I}_s \mathbf{\omega}) \times \mathbf{\omega} + (\mathbf{I}_w \mathbf{\Omega}_w) \times \mathbf{\omega} + \mathbf{T} - \mathbf{u}_w] \quad (1)$$

$$\mathbf{\Omega}_w^b = \mathbf{I}_w^{-1} \left[-\mathbf{I}_{wB} \mathbf{\omega} + \mathbf{u}_w \right] \quad (2)$$

sendo que \mathbf{I}_w é a matriz de inércia da roda; $\mathbf{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ e $\mathbf{\Omega}_w = [0 \ 0 \ \Omega_w]^T$ são, respectivamente, o vetor velocidade angular do satélite com relação ao sistema de referência inercial \mathbf{S}_1 , não girante e centrado na Terra, e o vetor velocidade angular da roda de *momentum* com relação ao satélite, ambos esses vetores representados no sistema de referência do corpo; $\mathbf{\omega}^b$ e $\mathbf{\Omega}_w^b$ são, respectivamente, as derivadas temporais do vetor velocidade angular do corpo do

satélite e do da roda, ambas vistas por um observador fixo ao corpo; \mathbf{T} é somatório de torques externos agindo sobre o sistema; \mathbf{u}_w é o torque do motor, fixo ao corpo do satélite, sobre a roda de momentum; e, além disso:

$$\mathbf{I}_w = \mathbf{I}_{wA} + \mathbf{I}_{wB}; \mathbf{I}_{wA} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{w1} & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{I}_{w2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{I}_{wB} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{I}_{w3} \end{bmatrix}; \mathbf{I}_A = \mathbf{I} + \mathbf{I}_{wA}; \mathbf{I}_s = \mathbf{I} + \mathbf{I}_w. \quad (3)$$

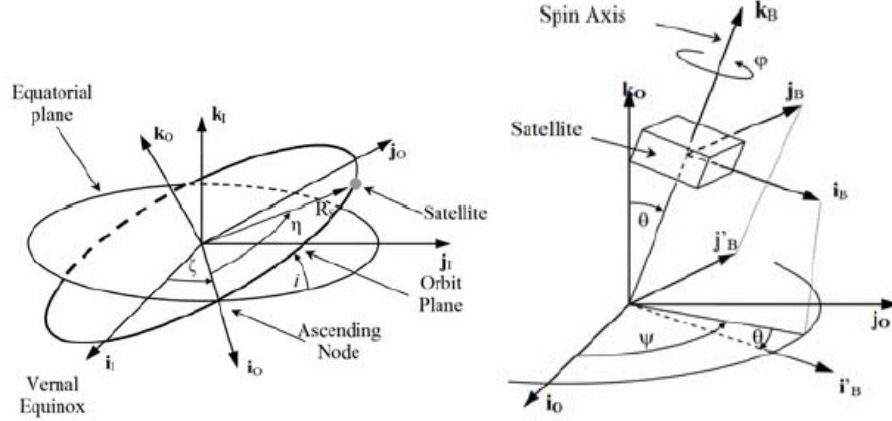


Figura 1. Sistemas de coordenadas cartesianas inercial S_I , orbital S_o e do corpo S_b (Washburger *et al.*, 2009; Shigehara, 1972).

No projeto, adota-se o quatérnio como parâmetro de representação da atitude para evitar singularidades e obter melhor desempenho numérico. A cinemática da atitude do satélite é descrita, usando-se quatérnio, pela Eq. (4).

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \dot{\lambda} \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (4)$$

em que $\mathbf{q} = [\lambda \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ é o quatérnio que representa a orientação do sistema de referência do corpo com relação ao sistema inercial. O torque de controle magnético \mathbf{T}_M resulta da interação entre o dipolo magnético do MTQ, \mathbf{M} , e o campo geomagnético \mathbf{B} , conforme a Eq. (5).

$$\mathbf{T}_M = \mathbf{M} \times \mathbf{B} \quad (5)$$

O torque causado por correntes induzidas, \mathbf{T}_{Eddy} , devido ao magnetismo residual no corpo do satélite e às variações do campo geomagnético sofridas pelo satélite quando gira dentro desse campo, é modelado pela Eq. (6).

$$\mathbf{T}_{Eddy} = k_e (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B} \quad (6)$$

O coeficiente k_e depende da geometria e da condutividade do satélite (Kuga *et al.*, 1987). O torque de perturbação causado pelo gradiente de gravidade, \mathbf{T}_{GG} , causado pela variação da atração gravitacional sobre o corpo do satélite é modelado pela Eq. (7),

$$\mathbf{T}_{GG} = (3\mu / \|\mathbf{R}_s\|^3) \cdot [\hat{\mathbf{R}}_s \times (\mathbf{J} \cdot \hat{\mathbf{R}}_s)] \quad (7)$$

em que \mathbf{J} é o tensor de inércia, μ é a constante gravitacional da Terra e $\hat{\mathbf{R}}_s$ é o vetor unitário ao longo de \mathbf{R}_s .

Três MTQ's são posicionados ao longo dos eixos principais \mathbf{i}_b , \mathbf{j}_b e \mathbf{k}_b e são chaveados de tal forma que apenas um único MTQ é acionado por vez. Uma descrição mais detalhada sobre o funcionamento dos MTQ's é encontrada em Washburger *et al.* (2009).

3. SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE (ACS)

Esse estudo avalia o desempenho do ACS para o pior caso da condição inicial de separação, em que o satélite possui um erro de apontamento inicial de 180 graus em relação à direção de referência de apontamento e a roda sendo ativada somente após o lançamento do satélite. Para isso, o controle de atitude prevê três fases de operação que serão descritas nas subseções a seguir.

3.1. Fase I:

Consiste em ativar a roda de *momentum* e prover sua rotação nominal em relação ao corpo do satélite. Acontece imediatamente após a separação e injeção do satélite em órbita. A velocidade de rotação da roda é, então, aumentada a uma taxa constante a partir de zero, alimentada pelo torque constante do motor acionador operando em malha aberta, até que atinja sua velocidade nominal de operação de 450 RPM em relação ao corpo do satélite. Nessa fase, a ação dos magnetotorqueadores (MTQ's) encontra-se desabilitada. O torque constante do motor usado nessa fase foi de 0,02 N.m. Nessa fase, existe um torque de reação que produz rotação inversa do corpo do satélite. Devido a torques externos de perturbação de pequena monta causados pelo ambiente orbital, a variação do *momentum* angular total do sistema composto pelo corpo do satélite mais a roda é praticamente nula.

3.2. Fase II:

Consiste em, simultaneamente, eliminar o erro de apontamento, o movimento de nutação e os componentes do vetor velocidade angular do corpo do satélite. Após atingida a velocidade nominal de operação da roda na Fase I, a ação do motor da roda é desabilitada e imediatamente acionada a ação de controle dos MTQ's. Nessa fase, com a presença de torques externos, acontece a geração do *momentum* angular sobre o sistema.

O controle do apontamento realizado pelos MTQ's, cuja viabilidade é baseada na prova de estabilidade assintótica relatada em Shigehara (1972), foi usado na investigação da configuração estabilizada por *spin* para o ITASAT (Washburger *et al*, 2009) e aqui foi adaptado para a configuração *dual-spin* usada nesse trabalho. A atuação dos MTQ's é no sentido de se reduzir a norma do vetor erro de *momentum* angular

$$\mathbf{E} = E\hat{\mathbf{E}} = \mathbf{H}_{s_ref} - \mathbf{H}_s \quad (8)$$

entre o vetor *momentum* angular de referência e o vetor *momentum* angular do sistema satélite mais a roda de *momentum*. O controle de apontamento deve selecionar o MTQ que maximiza a taxa de decaimento da norma do vetor erro de *momentum* angular.

O vetor *momentum* angular de referência é adotado aqui como sendo 10 N.m.s na direção do Sol, isto é:

$$\mathbf{H}_{s_ref} = 10\hat{\mathbf{S}}_{dir} \quad (9)$$

em que $\hat{\mathbf{S}}_{dir}$ é o vetor unitário na direção do Sol a partir do satélite. Esse valor baseia-se nos resultados obtidos da configuração anteriormente investigada, a estabilizada por *spin* do ITASAT para rigidez giroscópica, sendo o valor na Eq. 9 a metade do anteriormente utilizado para aumentar a manobrabilidade do ACS.

Na configuração atual, o vetor \mathbf{H}_{s_ref} não é constante, pois precisa variar conforme a Terra se movimenta ao redor do Sol a uma taxa de aproximadamente 1 grau por dia. Para se contornar esse problema e ainda assim poder usar os resultados de estabilidade assintótica investigados por Shigehara (1972), assume-se que, entre as amostras dos sensores, o vetor \mathbf{H}_{s_ref} permanece constante. Para os resultados apresentados nesse trabalho, os dados da direção do Sol foram atualizados a cada 5 segundos.

3.3. Fase III:

Consiste em realizar a estabilização da atitude em torno do eixo de rotação. Essa fase acontece após a finalização da Fase II. Para a estabilização da atitude em torno do eixo de rotação da roda, foi usado o controlador PD a seguir:

$$u_{w_c} = -K_p(\varphi_{ref} - \varphi) - K_d(\omega_{3_ref} - \omega_3), \quad K_p, K_d > 0 \quad (10)$$

em que K_p e K_d são ganhos constantes de controle, u_{w_c} é torque de controle computado da roda, φ corresponde a terceira rotação da seqüência de rotações dos ângulos de atitude de Euler, em torno do eixo de rotação da roda – i.e., o eixo \mathbf{k}_b do satélite visto na Fig.1–, e ω_3 é a velocidade angular do satélite em torno do mesmo eixo. φ_{ref} e ω_{3_ref} são

os valores estabelecidos como referência para atitude e velocidade angular do satélite em torno do eixo de rotação. Estabeleceu-se uma atitude de referência em torno desse eixo, tal que o eixo i_b permanecesse sempre no plano da órbita como requisito para melhor desempenho da transmissão de dados do satélite. Essa atitude corresponde a $\varphi_{ref} = +/- 90$ graus. Para que se tenha o satélite estabilizado em três eixos, a velocidade angular de referência deve ser $\omega_{3_ref} = 0$.

4. SIMULAÇÃO E RESULTADOS

Na Tab. (2) são descritos os parâmetros do ITASAT e da órbita. O ACS foi avaliado durante as manobras iniciais de aquisição de atitude e durante estado estacionário em termos do erro de apontamento do momentum angular, E_{ap} , erro dos ângulos solares s_φ e s_θ , e da atitude φ em torno do eixo de rotação. Os ângulos solares são respectivamente a elevação e o azimute da direção do Sol em relação ao eixo sensível do sensor solar, que devem ser mantidos em zero para o que se tenha o correto apontamento do satélite. A atitude de referência em torno do eixo de rotação é tal que o eixo i_b deve permanecer sempre no plano da órbita, como requisito de desempenho para transmissão de dados do satélite. Essa atitude corresponde a ter como referência para a terceira rotação na sequência dos ângulos de Euler, φ_{ref} , igual +/- 90 graus.

O erro de apontamento do momentum angular é dado por:

$$E_{ap} = \cos^{-1} \left(\frac{\langle \mathbf{H}_{ref}, \mathbf{H} \rangle}{\|\mathbf{H}_{ref}\| \cdot \|\mathbf{H}\|} \right) \quad (11)$$

Tabela 1. Parâmetros de Simulação (Waschburger *et al.*, 2009)

Matriz de Inércia modelo:	
$\begin{bmatrix} 6.5 & 0 & 0 \\ 0 & 6.5 & 0 \\ 0 & 0 & 8 \end{bmatrix} \text{ [Kg.m}^2\text{]}$	(1)
Matriz de Inércia verdadeira:	
$\begin{bmatrix} 6.5080 & -0.0080 & -0.0080 \\ -0.0080 & 6.4920 & 0.0080 \\ -0.0080 & 0.0080 & 8.0080 \end{bmatrix} \text{ [Kg.m}^2\text{]}$	(2)
Atitude de referência em torno do eixo de rotação:	
$\varphi_{ref} = -90^\circ; \omega_{3_ref} = 0^\circ / s; \Omega_{w_ref} = 450RPM$	
Dipolos magnéticos dos MTQ's:	
Modelo: $M=10 \text{ [A.m}^2\text{]}$ (Constante)	(1)
Verdadeiro: $M=10 +/- 1 \text{ [A.m}^2\text{]}$	(2)
Coefficiente de torque devido à corrente induzida:	
$K_e = 500 \text{ [}\Omega\text{/m}^4\text{]}$ (Wertz, 1978)	
Inclinação da órbita: $i = 98^\circ$	
Altitude da órbita: $h = 780 \text{ [Km]}$	
Anomalia verdadeira inicial medida a partir do nodo ascendente: $\eta_0 = 0^\circ$	
Ascensão direita do nodo ascendente inicial:	
$\zeta_0 = 320^\circ$	
Excentricidade da órbita:	
Modelo: $e = 0$	(1)
Verdadeira: $e = 0,001$	(2)
Erro de apontamento inicial: $E_{ap}=180^\circ; s_\varphi = -15^\circ; s_\theta = 180^\circ$	
Data de lançamento: 01/01/2009; 00h:00min:00s	
Covariâncias dos erro de medidas:	
$\mathbf{R}_m = 4.10^{-14} \cdot \mathbf{I}_3 \text{ [T]}^2$;	
$\mathbf{R}_s = \mathbf{D}_b^s [(0,5\pi/180)^2 \cdot \Pi \cdot \mathbf{I}_3 \cdot \Pi^T + 10^{-6} \cdot \mathbf{I}_3] \cdot \mathbf{D}_b^{sT} \text{ [rad]}^2$;	(3)
$R_{\Omega_w} = (0,5\pi/180)^2 \text{ [rad/s]}^2$	

Densidade espectral da potência erro de modelagem:

$$Q = \begin{bmatrix} 8\mathbf{I}_4[1/s] & \mathbf{0}_{4 \times 3} & \mathbf{0}_{4 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 4} & 2 \cdot 10^3 \mathbf{I}_3[\text{rad}^2/s^3] & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{1 \times 4} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & 2 \cdot 10^5[\text{rad}^2/s^3] \end{bmatrix}$$

Estado inicial do filtro de Kalman:

$$\hat{\mathbf{x}}_{0|0}^* = [0.3970 \quad 0.6931 \quad 0.5001 \quad -0.3345 \quad 0.5 \cdot \pi/180 \quad 0.5 \cdot \pi/180 \quad 0.5 \cdot \pi/180 \quad 0 \cdot 2 \cdot \pi/60 \text{ [rad/s]}]$$

Velocidade angular inicial do satélite:

$$[0.5 \cdot \pi/180 \quad 0.5 \cdot \pi/180 \quad 0.5 \cdot \pi/180] \text{ [rad/s]}$$

Roda de *momentum* em forma de anel:

Diâmetro médio (D): 0,35 [m]

Altura: 0,12 [m]

Massa (M): 7 [kg]

Momentos de Inércia: $I_{w1} = I_{w2} = 1/8MD^2$; $I_{w3} = 1/4MD^2$

Torque máximo do motor da roda: 0,2 [N.m]

$K_p = 0,01$ e $K_d = 0,15$

* A presente tabela foi adaptada de Waschburger *et al.*, (2009)

(1) Parâmetros usados a bordo para modelos simplificados no SDA.

(2) parâmetros verdadeiros para modelos mais elaborados que melhor representam a dinâmica do satélite e perturbações.

$$(3) \Pi = \begin{bmatrix} -\sin(s_\varphi) \sin(s_\theta) & \cos(s_\varphi) \cos(s_\theta) \\ -\sin(s_\varphi) \cos(s_\theta) & -\cos(s_\varphi) \sin(s_\theta) \\ \cos(s_\varphi) & 0 \end{bmatrix}$$

As Fig. (2) e Fig. (3) mostram respectivamente a velocidade angular da roda de momentum e o componente da velocidade angular do satélite em torno do eixo da roda na Fase I, que tem duração aproximada de 500 segundos.

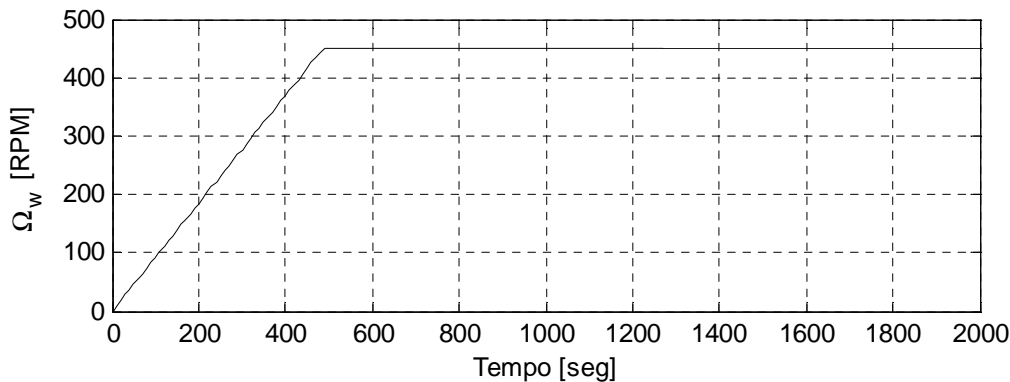


Figura 2. Velocidade angular da roda de momentum na Fase I.

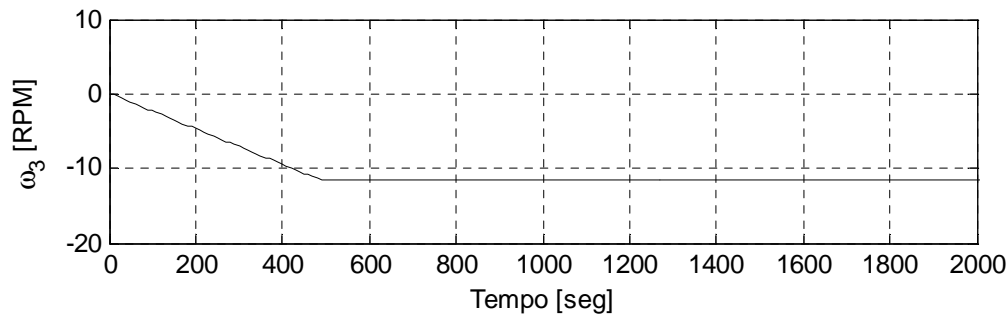


Figura 3. Componente da velocidade angular do satélite em torno do eixo de rotação na Fase I.

A Fig. (4) mostra a ação de controle dos MTQ na aquisição e manutenção da atitude do apontamento. Em aproximadamente 1,5 dia o erro de apontamento é reduzido a 10 graus (requisito de projeto limitando a magnitude aceitável para o erro de apontamento) partindo de um erro inicial de 180 graus. Em menos de 2 dias o erro de apontamento é praticamente eliminado, permanecendo abaixo de 0,1 grau de magnitude em estado estacionário. Os ângulos solares, mostrados na Fig. (5), são eliminados em menos de 2 dias e mantidos abaixo de 0,05 grau em estado estacionário.

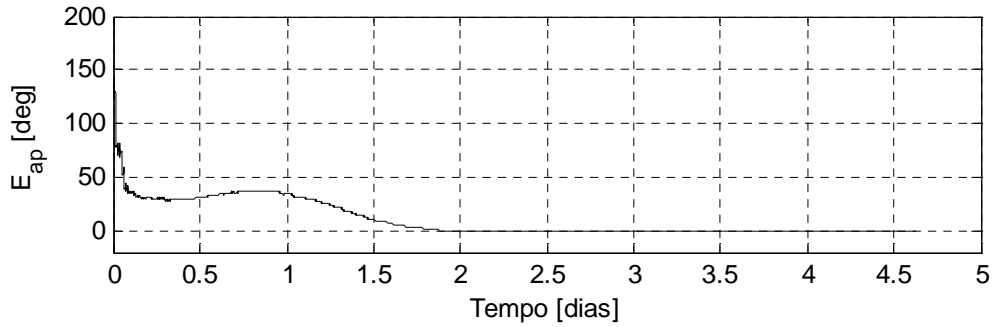


Figura 4. Erro de apontamento

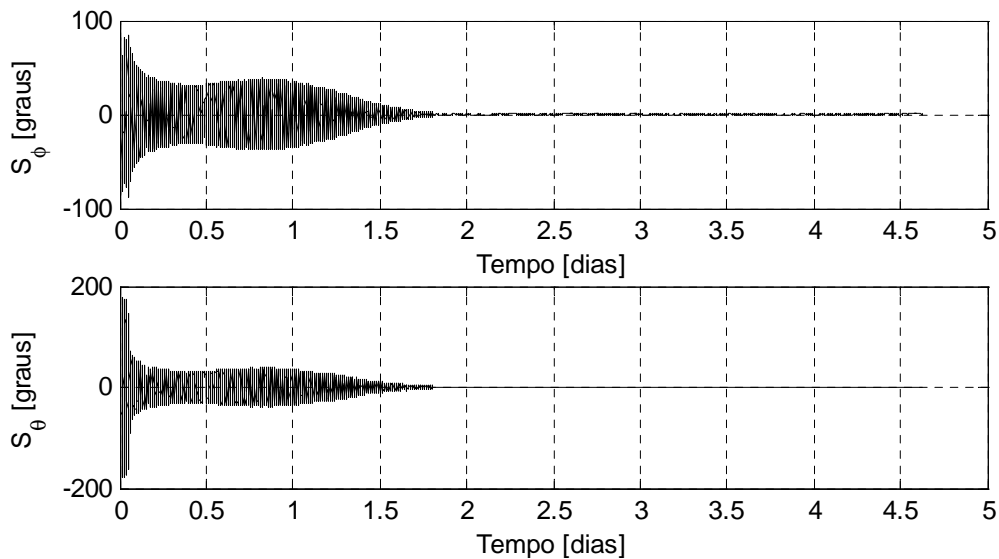


Figura 5. Ângulos Solares.

A Fig. (6) mostra a convergência assintótica para zero do ângulo de nutação:

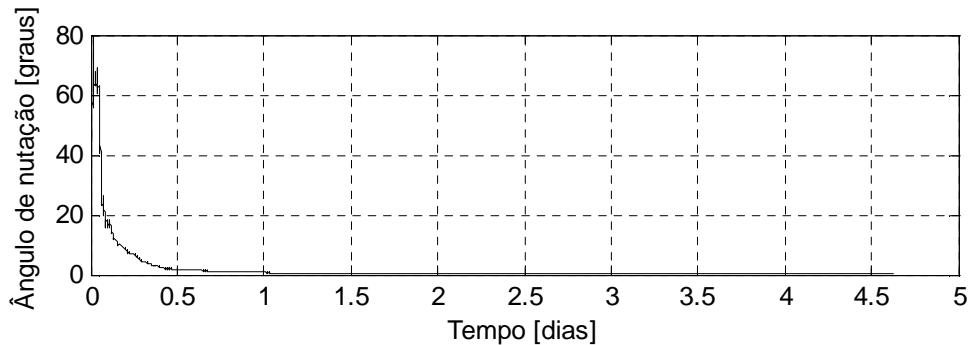


Figura 6. Ângulo de Nutação.

A Fig. (7) ilustra o controle e manutenção em 3 eixos da velocidade angular do satélite, realizada nos eixos i_b e j_b e k_b pelos MTQ's.

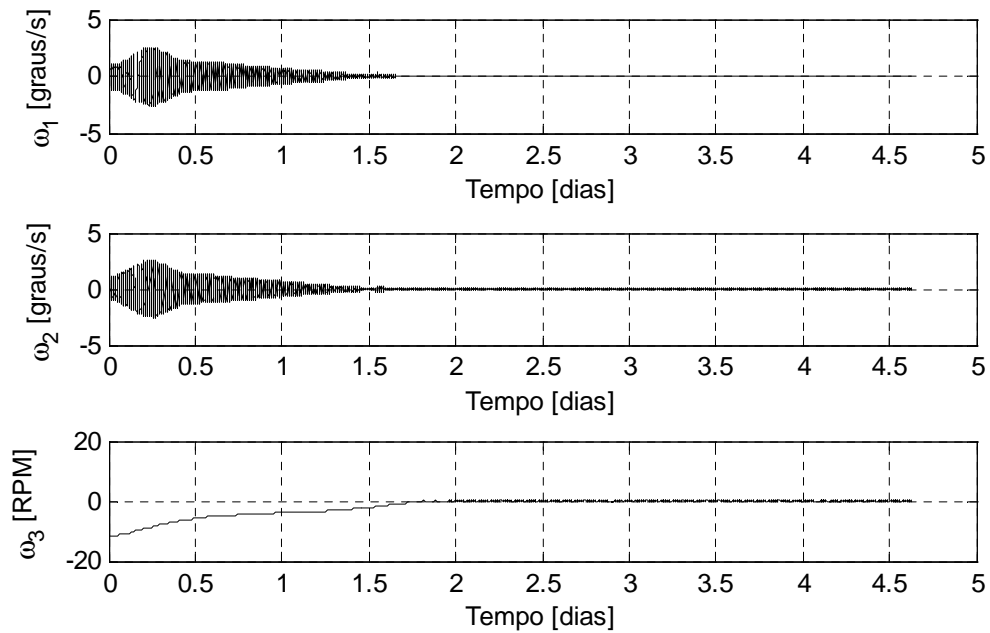


Figura 7. Velocidade Angular do satélite.

O momentum angular criado no sistema (corpo do satélite + roda de momentum) pelos MTQ's, ao eliminar os componentes da velocidade angular do satélite gerados pela ativação da roda, pode ser observado na Fig. (8), que mostra a redução da norma do erro entre o vetor *momentum* angular do sistema e o vetor *momentum* angular de referência.

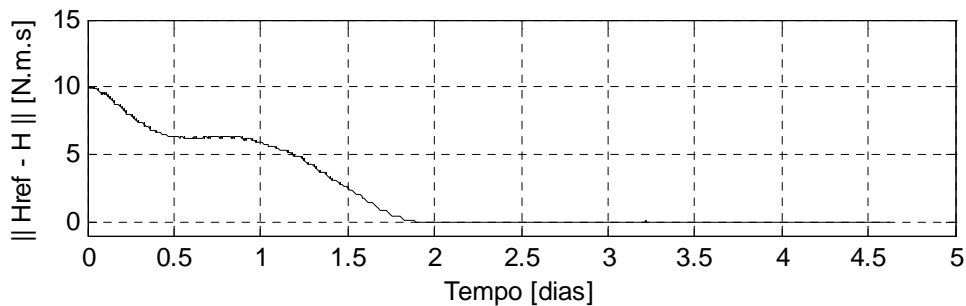


Figura 8. Erro de Momentum angular.

O controle da atitude em torno da direção do Sol, na Fase III, realizado pelo torqueamento da roda de *momentum*, é ilustrado na Fig. (9). O filtro de Kalman aqui implementado conta com medidas do sensor solar. Portanto, em eclipse essas informações são interrompidas, causando erros de estimação de magnitude elevada. Por esse motivo, as ações de controle são desligadas nos eclipses. As oscilações de atitude em torno do eixo de rotação, mostradas na Figura 10, perduram ainda por alguns instantes após o término do eclipse. Porém, os resultados são aceitáveis, mostrando no pior caso picos de erro de 30 graus, não prejudicando, portanto, a missão do ITASAT na coleta de dados meteorológicos.

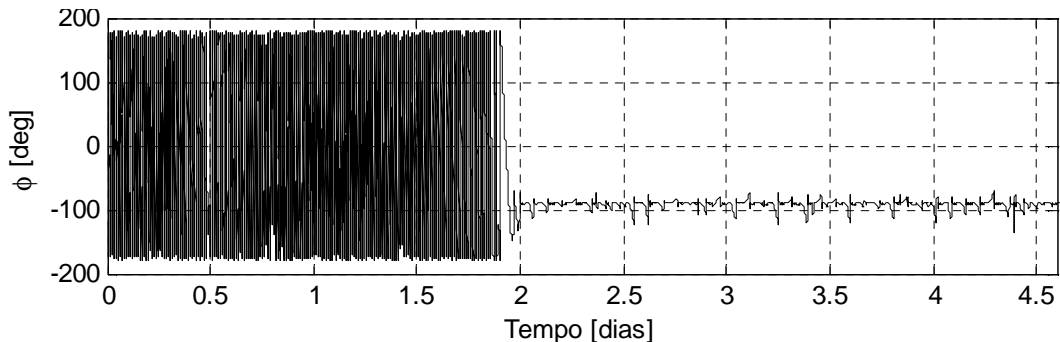


Figura 9. Atitude em torno do eixo de rotação.

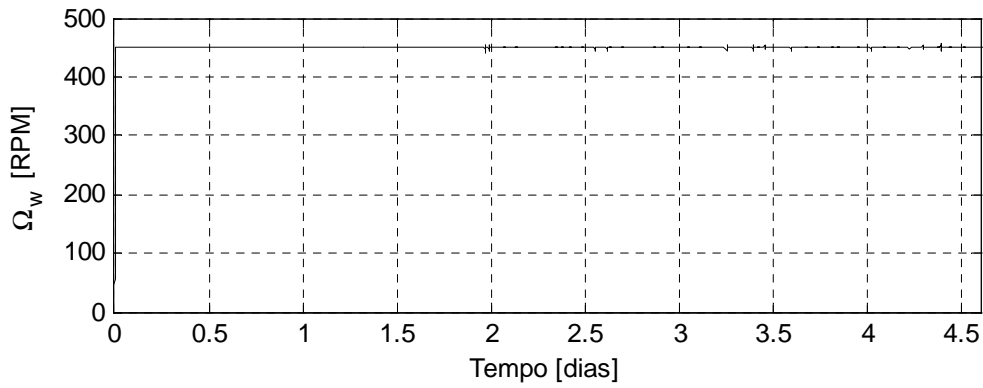


Figura 10. Velocidade angular da roda de momentum.

A velocidade angular da roda em torno de seu eixo, que aponta para o Sol, é mostrada na Fig. (10). Verifica-se que ela se mantém sempre num valor muito próximo de 450 RPM, sendo que a sua velocidade máxima é de 955 RPM (Sidi, 1997). Na Fig. (11), é mostrado o torque do motor da roda, que atinge no máximo 0,02 N.m de magnitude na fase inicial de aquisição de atitude e permanece abaixo de 0,005 N.m em estado estacionário, sendo que o torque máximo do motor é de 0,2 N.m.

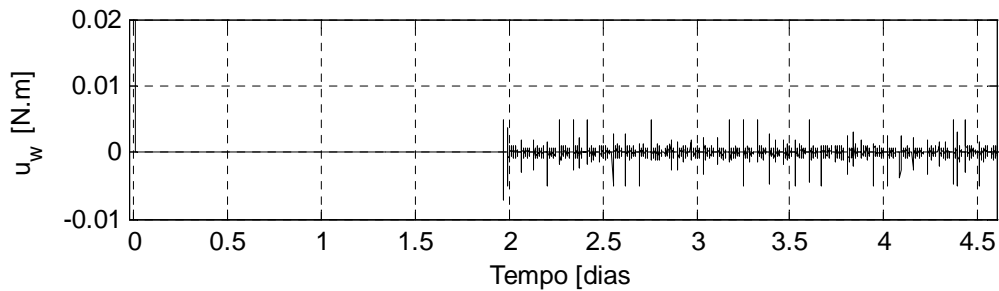


Figura 11. Torque do motor da roda de momentum.

A demanda por carga elétrica pelos MTQ's é mostrada na Fig. (12). Observa-se uma demanda em torno de 20A.h após 1,5 dia, o que é perfeitamente suprível por baterias a bordo do satélite antes de iniciar a recarga pela energia absorvida nos painéis solares.

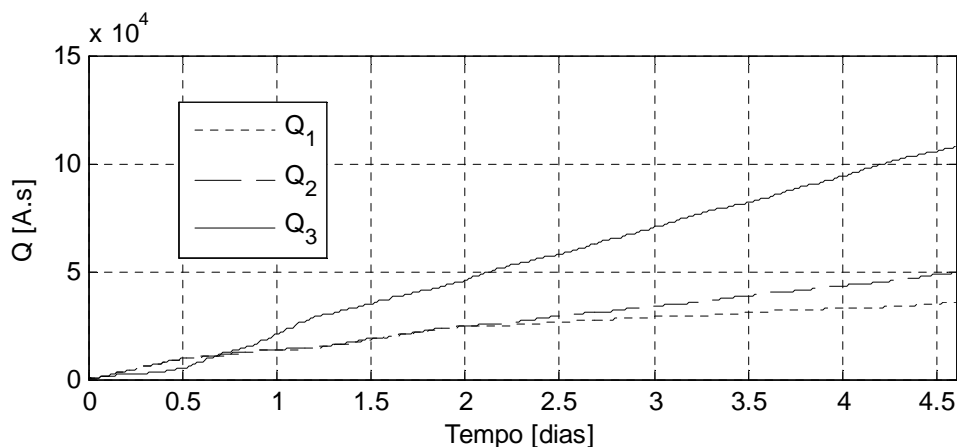


Figura 12. Demanda de carga elétrica pelo MTQ's.

5. CONCLUSÃO

Avaliou-se aqui o controle durante a aquisição inicial e estabilização da atitude do satélite universitário ITASAT para o pior caso de erro de apontamento inicial e com o acionamento inicial da roda de *momentum* ocorrendo após a separação e injeção do satélite em órbita. Nessa abordagem, o sistema de controle de atitude é realimentado por um

estimador de atitude e de velocidade angular para o satélite universitário ITASAT, o qual é estabilizado em três eixos com uma das faces sempre voltada para o Sol. O satélite possui uma roda de *momentum* para, em conjunto com três MTQ's, prover rigidez giroscópica e gerar torques para estabilização da atitude em torno do eixo de rotação da roda. O controle de apontamento realizado pelos MTQ's mostrou-se eficaz na aquisição e manutenção da atitude. A abordagem proposta provê um erro de apontamento inferior a 10 graus em aproximadamente 1,5 dia e, em menos de 2, mantém esse erro abaixo de 0,1 grau. O controle de atitude foi relativamente prejudicado por erros de estimação relevantes, que perduraram até instantes após o eclipse, durante o qual o filtro de Kalman não dispõe das medidas do sensor solar, tornando assim as estimativas tão degradadas que não podem ter uso no controle de atitude do satélite. Porém, esses erros não prejudicam o desempenho da missão do ITASAT na coleta de dados meteorológicos. Quando há a ocorrência de eclipse, a rigidez giroscópica devido ao *momentum* angular da roda mantém o satélite orientado de forma adequada. A atitude em torno da direção do Sol foi mantida dentro da referência desejada, apresentando, em casos extremos, após o eclipse, picos de erro com, no máximo, 30 graus, o que é aceitável para a missão do ITASAT.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem as valiosas discussões e comunicações pessoais realizadas com os pesquisadores M.C. Davi Antônio dos Santos e M. C. Ronaldo Waschburger, do Depto. de Sistemas e Controle do ITA, assim como, no INPE, Dr. Helio Koiti Kuga, Dr. Valdemir Carrara, Dr. Roberto Vieira da Fonseca Lopes, Dr. Sebastião Varotto Corsatto e Dr. Wilson Yamaguti.

7. REFERÊNCIAS

- Carrara, V. e Guedes, U. T. V., 1994, "Attitude Control Aspects dor SCD1 and SCD2", RBCM – J. of the Brazilian Soc. Mechanical Sciences, vol. 16, pp. 83-87.
- Gentina, J.; Yamaguti, W.; Varotto, S. E. C.; Waldmann, J. and Fernandes, D., 2009, "A Proposal for ITASAT Satellite Configuration And Its Preliminary Mission Analisis", 2009 Brazilian Symposium on Aerospace Eng. & Applications, São José dos Campos – SP, Brasil.
- Hughes, P. C., 1986, *Spacecraft Attitude Dynamics*, John Wiley and Sons.
- Kuga, H. K.; Ferreira, L. D. D. and Guedes, U. T. V., 1987, "Simulação de Atitude e de Manobras para o Satélite Brasileiro Estabilizado por Rotação", Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos – SP, Brasil.
- Kuga, H. K.; Orlando, V. and Lopes, R. V. F., 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.
- McLean, S.; MacMillan, S.; Maus, S.; Lesur, V. and Dater, D., 2004, "US/UK World Magnetic Model for 2005-2010", Technical Report NESDIS/NGDC-1.
- Santos, D. A. and Waldmann, J., 2009, "Attitude and Angular Rate Estimation from Vector Measurements of Magnetometer and Sun Sensors for a Low-Cost Satellite", COBEM, Gramado – RS, Brasil.
- Shigehara, M., 1972, "Geomagnetic Attitude Control of na Axysimmetric Spining satellite", J. Spacecraft, Vol. 9, No. 6.
- Sidi, J. M., 1997, "Spacecraft Dynamincs & Control – A practical Engineering Approach", Cambridge University, Cambridge.
- Vallado, D. A.; Crawford, P.; Hujsak, R. and Kelso, T. S., 2006, "Revisiting Spacecraft Report #3", American Institute of Aeronautics and Astronautics – AIAA, Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Keystone, Colorado.
- Waschburger, R.; Santos, D. A. and Waldmann, J., 2009, "Magnetotorquer-Only Attitude Control System Robust to Wide Range of Initial Conditions for Low-Cost Spin Stabilized ITASAT Satellite", Preceedings of COBEM 2009, Gramado – RS, Brasil.
- Wertz, J. (ed.), 1978, "Spacecraft, Attitude Determination and Control", The Netherlands: Kluwer Academic Publishers.

8. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.