

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

ATUALIZAÇÃO DO PROPAGADOR ANALÍTICO DE ATITUDE DE SATÉLITES ESTABILIZADOS POR ROTAÇÃO COM MODELO DE QUADRIPOLO PARA O CAMPO GEOMAGNETICO.

Maria Cecília Zanardi, mcecilianzanardi@gmail.com¹
Eduardo Machado de França, edu_mf8@msn.com¹
Cláudia Celeste Celestino, claudia.celestino@ufabc.edu.br¹

¹Universidade Federal do ABC – UFABC, Av. dos Estados, 5001. Bairro Bangú, Santo André – SP, Brasil, CEP 09.210-580

Resumo: O objetivo deste trabalho é atualizar e validar um propagador analítico de atitude de satélites estabilizados por rotação já desenvolvido, o qual inclui a influencia dos torques magnéticos, torque de radiação solar, torque aerodinâmico e torque de gradiente de gravidade, mas utilizando o modelo de vetor de dipolo para descrever o campo geomagnético. Os torques a serem atualizados neste trabalho são o torque magnético residual (que contribui para a precessão e deriva do eixo de rotação) e o torque devido as correntes de Foucault (cujo principal efeito é o decaimento exponencial da velocidade de rotação), através da utilização do modelo de quadripolo para o campo geomagnético. A solução analítica das equações do movimento mostra a evolução temporal da velocidade de rotação e dos ângulos de atitude. Um sistema de coordenadas esféricas que acompanha a rotação do satélite é utilizado para posicionar o eixo de rotação em relação ao sistema equatorial terrestre, descrito pelos ângulos de ascensão reta e declinação. Aplicações são desenvolvidas considerando o Satélite Brasileiro de Coleta de Dados SCD1, o qual é apropriado para a verificação e comparação da teoria com os dados reais gerados e processados pelo Centro de Rastreo e Controle do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (CINPE).

Na implementação numérica da solução no propagador já existente por um período de 40 dias, os desvios médios da ascensão reta e da velocidade de rotação ultrapassaram a precisão desejada do CINPE. Na presente abordagem, com a substituição do campo magnético pelo modelo de quadripolo, o desvio médio da velocidade de rotação permaneceu dentro da precisão desejada para a missão do SCD1. Os resultados da presente abordagem, da abordagem anterior com modelo de vetor de dipolo e os dados reais são comparados, assim como são avaliados os ângulos de aspecto solar e o erro de apontamento. A presente abordagem pode ser útil para as missões do programa espacial brasileiro.

Palavras-chave: Satélites artificiais, solução analítica, torques magnéticos, velocidade de rotação, ângulos de atitude.

1. INTRODUÇÃO

Os satélites artificiais que orbitam ao redor da Terra possuem diversas aplicações, como transmissão de dados, imagem e mapeamento, monitoramento climático, entre outros. Para isso eles precisam manter sua atitude (orientação do veículo espacial no espaço) durante sua vida útil no espaço. Nessas aplicações, geralmente as antenas de recepção e transmissão desses satélites precisam estar apontadas para a Terra constantemente.

Uma vez no espaço, estes satélites estão expostos a diversas perturbações. Para mantê-los operando de forma adequada e manter sua atitude de acordo com sua missão, tem-se a necessidade de se fazer correções de atitude. Existem diversos dispositivos a bordo do satélite que podem atuar na correção da atitude, como rodas de reação, propulsores, entre outros. Além disso, para diminuir o número dessas correções, pode ser utilizada a estabilização por rotação, na qual o eixo de rotação se alinha com o eixo de maior momento principal de inércia do satélite (Zanardi, 2005). Os Satélites Brasileiros de Coleta de Dados SCD1 e SCD2 se enquadram nesta categoria e serão utilizados nas aplicações da teoria a ser aqui desenvolvida.

Os torques externos mais influentes que atuam em satélite artificial orbitando a Terra são o torque aerodinâmico, o torque de gradiente de gravidade, o torque magnético residual, o torque devido as correntes de Foucault e o torque de pressão de radiação solar (Zanardi, 2005, Zanardi et al., 2014).

Com o intuito de avaliar a influência do torque magnético no movimento rotacional de satélites artificiais estabilizados por rotação será utilizado o modelo de quadripolo para descrever o campo geomagnético. Uma análise comparativa deverá ser realizada entre os resultados a serem obtidos e os resultados anteriores obtidos em Motta (2014) no qual o vetor de dipolo foi utilizado para descrever o campo geomagnético, e Pereira (2011), que utilizou o modelo de quadripolo mas atualizando os torques magnéticos apenas a cada 24 horas e não incluiu o torque de radiação solar.

2. TORQUES EXTERNOS

O sistema de equações que descreve o movimento rotacional dos satélites estabilizados por rotação depende das componentes de torques externos. Neste trabalho são incluídos os *Torque de Gradiente de Gravidade* (TGG), o *Torque de Radiação Solar Direta* (TRS), o *Torque Aerodinâmico* (TA), *Torque magnético residual* (TMR) e o *Torque Magnético devido as correntes de Foucault* (TMF). Estes dois últimos torque utilizarão do modelo de quadripolo para descrever o campo geomagnético, diferente das abordagens realizadas em Motta (2014) e Zanardi et. al. (2014).

O Torque de Gradiente de Gravidade ocorre devido ao gradiente de força gravitacional existente entre diferentes partes do satélite, dependendo da distribuição de sua massa e da forma (através dos momentos principais de inércia). Este torque é inversamente proporcional ao cubo do raio vetor que liga o centro de massa do satélite ao centro de massa da Terra (Zanardi, 2005), com sua magnitude decrescendo com o aumento da altitude. Este torque é importante quando o corpo não possui simetria esférica na distribuição de sua massa ou quando o eixo de rotação do satélite não se alinha na direção do vetor posição do centro de massa do satélite com relação a Terra.

O Torque de Radiação Solar é gerado pela troca de quantidade de movimento que ocorre no choque dos fótons provenientes do Sol com a superfície do satélite. Este torque depende da constante solar (que é função da atividade solar e da distância do satélite ao Sol), da velocidade da luz, dos coeficientes de reflexão e absorção da superfície do satélite e sua dimensão e forma. Neste trabalho enfoca-se o Torque de Radiação Solar Direta, devido à sua predominância sobre outros torques da mesma natureza. Pelo fato da distância entre o Sol e o satélite ser muito grande, este torque é praticamente independente da altitude, para satélites de pequena altitude geocêntrica (Wertz, 1978).

O Torque Aerodinâmico é gerado pelo choque das partículas de ar rarefeito com a superfície do satélite. Ele depende da altitude através da densidade atmosférica, cujo modelamento matemático é muito complexo.

O Torque de origem magnética atuante em um satélite artificial resulta da interação entre o campo magnético do satélite e o campo geomagnético. As principais fontes causadoras do torque magnético são o momento magnético residual no satélite, as correntes induzidas de Foucault e a histerese. O enfoque principal deste trabalho são os torques magnéticos residual e devido às correntes de Foucault, aplicados à satélites estabilizados por rotação. Admite-se que é selecionado um material adequado no projeto do satélite, de modo que as demais fontes resultem em torques magnéticos negligenciáveis (Wertz, 1978; Zanardi e Real, 2003).

O Torque Magnético Residual (TMR) acontece principalmente devido ao momento magnético ao longo do eixo de rotação (Wertz, 1978) e contribui para uma lenta precessão do eixo de rotação.

O Torque Magnético devido às correntes de Foucault (TMF) ocorre por causa da rotação do satélite e depende, além da velocidade de rotação e das componentes do campo magnético terrestre, de um coeficiente constante 'p', denominado Parâmetro de Foucault, o qual, por sua vez, depende da geometria do satélite e da condutividade do material (Wertz, 1978). O principal efeito deste torque é o decaimento exponencial da velocidade de rotação.

De um modo geral, os torques magnéticos são equiparáveis com os gravitacionais, os quais prevalecem para altitudes acima de quinhentos quilômetros (Zanardi e Real, 2003). Porém, podem assumir grandes magnitudes, se o satélite carrega ímãs permanentes fortes. Para altitudes abaixo de quatrocentos quilômetros, os torques aerodinâmicos predominam.

Os modelos matemáticos aqui utilizados foram apresentados em Zanardi (2005), Pereira (2011) e Motta (2014).

2.1. Campo Magnético da Terra

O campo magnético terrestre pode ser definido como o gradiente de um potencial escalar V , através de:

$$\vec{B} = -\nabla V, \quad (1)$$

na qual o potencial geomagnético V pode ser dado por (Wertz, 1978):

$$V(r, \phi, \theta) = r_T \sum_{n=1}^k \left(\frac{r_T}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\theta + h_n^m \sin m\theta) P_n^m(\phi) \quad (2)$$

em que r_T é o raio equatorial da Terra, g_n^m, h_n^m são os coeficientes Gaussianos, $P_n^m(\phi)$ são os polinômios associados de Legendre, r, ϕ, θ representam a distância geocêntrica, a co-latitute e a longitude de um ponto no espaço respectivamente.

Pelo truncamento do desenvolvimento da série de harmônicos esféricos da equação (2), é estabelecido o modelo a ser considerado para o campo geomagnético: se n vale 1, o potencial é chamado de Modelo de Dipolo; se n vale 2 então é chamado de Modelo de Quadripolo; a partir de n igual a 3, o potencial é chamado de Múltiplos Polos. Neste trabalho utilizamos o modelo de quadripolo.

Em termos de coordenadas esféricas (r, ϕ, θ) , as componentes do campo geomagnético $\vec{B}$ no sistema horizontal local são dadas por:

$$\vec{B} = B_r \hat{r} + B_\phi \hat{\phi} + B_\theta \hat{\theta}, \quad (3)$$

na qual $\hat{r}, \hat{\phi}, \hat{\theta}$ são os versores do sistema horizontal local, com

$$B_r = -\frac{\partial V}{\partial r}, \quad B_\phi = -\frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \phi}, \quad B_\theta = -\frac{1}{r \sin \phi} \frac{\partial V}{\partial \theta}. \quad (4)$$

Substituindo o potencial (V) dado por (2) nas equações (5) e evoluindo os cálculos, obtém-se (Wertz, 1978):

$$B_r = 2 \left(\frac{r_T}{r} \right)^3 \{ g_1^0 \cos(\phi) + [g_1^1 \cos(\theta) + h_1^1 \sin(\theta)] \sin(\phi) \} + 3 \left(\frac{r_T}{r} \right)^4 \{ 1.5 g_2^0 * (\cos^2(\phi) - 1/3) + [\sqrt{3} g_2^1 \cos(\theta) + \sqrt{3} h_2^1 \sin(\theta)] \cos(\phi) \sin(\phi) + \sqrt{3/4} [g_2^2 * \cos(2\theta) + h_2^2 \sin(2\theta)] \sin^2(\phi) \}, \quad (5)$$

$$B_\phi = - \left(\frac{r_T}{r} \right)^3 \{ -g_1^0 \sin(\phi) + [g_1^1 \cos(\theta) + h_1^1 \sin(\theta)] \cos(\phi) \} - \left(\frac{r_T}{r} \right)^4 \{ [-3 g_2^0 * \cos(\phi) \sin(\phi)] + [\sqrt{3} g_2^1 \cos(\theta) + \sqrt{3} h_2^1 \sin(\theta)] \cos 2\phi + \left[\sqrt{3/4} g_2^2 \cos(2\theta) + \sqrt{3/4} h_2^2 \sin(2\theta) \right] \sin(2\phi) \} \quad (6)$$

$$B_\theta = -\frac{1}{\sin \phi} \left\{ \left(\frac{r_T}{r} \right)^3 [-g_1^1 \sin(\theta) + h_1^1 \cos(\theta)] \sin(\phi) + \left(\frac{r_T}{r} \right)^4 \sqrt{3} \sin(\phi) * \cos(\phi) [-g_2^1 \sin(\theta) + h_2^1 \cos(\theta)] + 2 \left(\frac{r_T}{r} \right)^4 \left[-\sqrt{3/4} g_2^2 \sin(2\theta) + \sqrt{3/4} h_2^2 * \cos(2\theta) \right] \sin^2 \phi \right\} \quad (7)$$

Sendo os coeficientes Gaussianos g_n^m, h_n^m , $n=1,2$, $m=0,1,2$, podem ser obtidos em Wertz (1978).

2.2. Torque Magnético Residual

O Torque Magnético Residual (TMR) ocorre devido ao momento magnético ao longo do eixo de rotação do satélite. Este torque contribui para uma lenta precessão do eixo de rotação, e pode ser obtido por (Wertz, 1978):

$$\vec{N}_r = \vec{m} \times \vec{B} \quad (8)$$

em que $\vec{B}$ é campo magnético terrestre local e $\vec{m}$ é a soma dos momentos magnéticos individuais do satélite, chamado de momento residual.

Para o satélite estabilizado por rotação pode ser assumido que o momento residual alinha se ao longo do eixo de rotação. Se o eixo de rotação se alinha ao longo do eixo z de um sistema de referencia $Oxyz$ (no qual o plano xy é perpendicular ao eixo de rotação), então o TMR instantâneo é dado por:

$$\vec{N}_r = N_{rx} \hat{i} + N_{ry} \hat{j} \quad (9)$$

com:

$$N_{rx} = -B_y m, \quad N_{ry} = -B_x m, \quad (10)$$

em que B_x e B_y são as componentes do campo geomagnético no sistema $Oxyz$.

Nas equações do movimento aqui analisadas serão considerados apenas os torques médios em um período orbital, de modo a simplificar o processo analítico de integração. As componentes médias do TMR foram obtidos por Garcia m(2007) e dados por:

$$\vec{N}_r = N_{rxm}\hat{i} + N_{rym}\hat{j}, \quad (11)$$

Com

$$N_{rxm} = \frac{M_z}{2\pi} (A \sin(\delta) \cos(\alpha) + B \sin(\delta) \sin(\alpha) + C \cos(\delta)), \quad (12)$$

$$N_{rym} = \frac{M_z}{2\pi} (-D \sin(\alpha) + E \cos(\alpha)), \quad (13)$$

sendo que os coeficientes A, B, C, D, E podem ser obtidos em Garcia (2007) e França (2016).

2.3. Torque Magnético devido as Correntes de Foucault

O Torque Magnético devido às Correntes de Foucault (TMF) ocorre em consequência do movimento de rotação do satélite e às correntes induzidas de Foucault que circulam pelas superfícies metálicas do satélite, causando um decaimento de perfil exponencial na velocidade de rotação. Este torque é descrito por (Wertz, 1978):

$$\vec{N}_f = p \vec{B} (\vec{B} \times \vec{W}) \quad (14)$$

sendo $\vec{W}$ a velocidade angular de rotação, $\vec{B}$ o campo geomagnético local, e p um coeficiente que depende da geometria do satélite e da condutividade do material, chamado de coeficiente de Foucault.

No sistema de referência $Oxyz$, a velocidade de rotação é dada por:

$$\vec{W} = W \hat{k} \quad (15)$$

Assim o TMF é dado por:

$$\vec{N}_f = p(N_{fx}\hat{i} + N_{fy}\hat{j} + N_{fz}\hat{k}), \quad (16)$$

com

$$N_{fx} = -B_x B_z W, \quad (17)$$

$$N_{fy} = -B_y B_z W, \quad (18)$$

$$N_{fz} = (B_y^2 + B_x^2) W. \quad (19)$$

As componentes médias do TMF em um período orbital foram calculadas por Toledo (2005) e França (2005) e dadas por:

$$\vec{N}_{fm} = N_{fxm}\hat{i} + N_{fym}\hat{j} + N_{fzm}\hat{k}, \quad (20)$$

com

$$N_{fxm} = \sum_{i=1}^{14712} \text{trx}(i) + \sum_{i=1}^{18426} N_x(i), \quad (21)$$

$$N_{fym} = \sum_{i=1}^{14712} \text{try}(i) + \sum_{i=1}^{53765} N_y(i), \quad (22)$$

$$N_{fzm} = \sum_{i=1}^{7350} trz(i) + \sum_{i=1}^{21435} N_z(i), \quad (23)$$

sendo que as todas estas funções trz , try , trz , N_x , N_y , N_z podem ser encontradas em Pereira (2011) e França (2016).

3. EQUAÇÕES DO MOVIMENTO E SOLUÇÃO ANALÍTICA COM TORQUES MAGNÉTICOS

Para descrever o movimento rotacional de satélites artificiais estabilizados por rotação são utilizadas as coordenadas esféricas (α, δ) que descrevem o posicionamento do eixo de rotação em relação ao sistema inercial, como ilustrado na Fig. 1, em termos dos ângulos de declinação δ e ascensão reta α do eixo de rotação. Na Fig. 1 estão representados o sistema inercial $OXYZ$ e o sistema do satélite $Oxyz$, cujo eixo Oz está na direção do eixo de rotação, o plano Oxy perpendicular a Oz , com o eixo Ox na direção de intersecção do plano Oxy com o plano equatorial OXY .

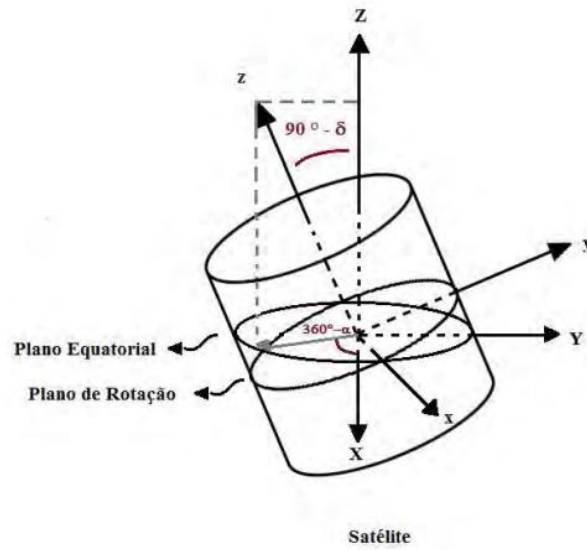


Figura 1 – Posicionamento do eixo de rotação com Oz com relação ao sistema inercial $OXYZ$.

Deste modo, as equações do movimento são dadas por (Kuga et al., 1986):

$$\frac{dW}{dt} = \frac{N_{fzm} W}{I_z}, \quad (24)$$

$$\frac{d\delta}{dt} = \frac{N_{rym}}{I_z W} + \frac{N_{fym}}{I_z}, \quad (25)$$

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{N_{rxm}}{I_z W \cos \delta} + \frac{N_{fxm}}{I_z \cos \delta}, \quad (26)$$

sendo I_z o momento de inércia ao longo do eixo de rotação, W a velocidade de rotação do satélite, N_{rxm} e N_{rym} são as componentes médias do torque residual no sistema do satélite, dadas pelas Eqs. (12) e (13) respectivamente, N_{fxm} , N_{fym} , N_{fzm} são as componentes médias do torque de Foucault no sistema do satélite, dadas pelas Eq. (21), (22) e (23), respectivamente.

As equações do movimento (24) – (26) são integradas pelo método de aproximações sucessivas, considerando as componentes médias dos torques constantes e calculadas com os valores iniciais das variáveis envolvidas no início de cada órbita. Inicialmente é integrada a equação diferencial da velocidade de rotação, Eq. (24), seguindo a equação da declinação, Eq. (25) e da ascensão reta, Eq. (26), substituindo a solução analítica obtida para W . Com esse processo de integração, as soluções são dadas por:

$$W = W_0 e^{\frac{N_{fzm} t}{I_z}}, \quad (27)$$

$$\delta = \frac{(N_{rym} + N_{fym})}{W_0 N_{fzm}} \left(1 - e^{\frac{N_{fzm} t}{I_z}} \right) + \delta_0, \quad (28)$$

$$\alpha = \frac{(N_{rxm} + N_{fxm})}{W_0 N_{fzm} \cos \delta} \left(1 - e^{\frac{N_{fzm} t}{I_z}} \right) + \alpha_0, \quad (29)$$

com W_0 , δ_0 , α_0 sendo os valores iniciais da velocidade de rotação, declinação e ascensão reta do eixo de rotação e δ representa o valor médio da declinação do eixo de rotação em um período orbital.

As soluções apresentadas nas Eqs (27) – (29) são válidas para um período orbital, devido aos valores médios calculados para as componentes médias dos torques magnéticos. Assim na implementação numérica destas soluções, os valores iniciais e os torques médios devem ser recalculados. Por essas soluções verifica-se que o torque magnético de Foucault causa uma variação exponencial na velocidade de rotação, sendo que o sinal de N_{fzm} definirá se é um crescimento ou um decaimento, e tanto o torque residual quanto o de Foucault contribuem para precessão e deriva do eixo de rotação, através das variações temporais dos ângulos de declinação e de aspecto solar, respectivamente.

4. APLICAÇÕES AO SATÉLITE SCD1

As soluções analíticas apresentadas nas Eqs (27) – (29) são agora implementadas numericamente para um período de 40 dias, utilizando os dados fornecidos para o SCD1 pelo Centro de Controle de Satélites do INPE e software MATLAB. Na implementação os dados são atualizados a cada 24 horas, o que corresponde a aproximadamente 14 órbitas do SCD1, com as soluções analíticas utilizadas para a propagação da atitude por 24 horas. Os resultados simulados são armazenados e comparados com os dados reais de cada satélite, no início de cada dia. Comparações também são realizadas com os resultados obtidos anteriormente por outros propagadores analíticos de atitude. São apresentados os comportamentos temporais dos parâmetros avaliados (ascensão reta, declinação e velocidade de rotação) durante os 40 dias.

A data inicial para as simulações é 24 de julho de 1993, correspondendo aos seguintes dados iniciais de atitude e órbita:

Semieixo maior = 7139615,83m, Excentricidade = 0.00454, Inclinação = 25°,
 Longitude do nodo ascendente = 260,43°, Argumento do perigeu = 260,23°, Anomalia média = 102,89°,
 $p = 311,35 \text{ N m s/T}^2 \text{ rad}$, $m = 0,809 \text{ Am}^2$, $I_z = 13,00 \text{ kgm}^2$,
 $W = 90,81 \text{ rpm}$, $\alpha = 234,1^\circ$, $\delta = 77,33^\circ$

As Figs. 1 - 3 representam o comportamento da velocidade de rotação, da declinação e da ascensão reta do eixo de rotação para os dados reais fornecidos pelo CRC/INPE e pelos propagadores **MAGQ** e **GSAM**. O propagador **MAGQ** inclui as soluções analíticas dadas pelas Eqs. (27) – (29), incluindo apenas os torques magnéticos TMR e TME. O propagador **GSAM** utiliza a solução analítica apresentada em Motta (2014) e Zanardi et al (2016), a qual considera a influência dos torques TGG, TA, TRS e os torques magnéticos mas com o modelo de dipolo para o campo geomagnético, com todos os torques avaliados a cada órbita.

Pela Fig. 2 observa-se uma boa melhora no comportamento da velocidade de rotação com o propagador **MAGQ** em relação ao propagador **GSAM**. Pela Fig. 3 observa-se que o comportamento temporal da declinação do eixo de rotação do propagador **MAGQ** é melhor do que o propagador **GSAM** apenas em alguns trechos, principalmente nos últimos dias de simulação. No entanto, observando o comportamento temporal da ascensão reta do eixo de rotação da Fig. 3, os dois propagadores não apresentam divergências significativas.

Pode-se avaliar melhor os propagadores analisando os desvios médios em relação aos dados reais de cada propagador. A Tabela 1 apresenta, para o satélite SCD1, os desvios médios para ascensão reta e declinação do eixo de rotação, para a velocidade de rotação, e também para o ângulo de aspecto solar (ângulo entre o eixo de rotação e a direção do Sol) e o erro de apontamento (desvio angular entre a direção real e calculada do eixo de rotação). São apontados os resultados de 5 propagadores, o **MAGQ** e **GSAM** já introduzidos e os propagadores **GSAMQ** (França, 2016) e **SAM** (Pereira, 2011). No propagador **GSAMQ** é utilizada a solução analítica apresentada em Motta (2014), mas utilizando o torque magnético fornecido pelo propagador **MAGQ** (de modo que nos torques magnéticos, os valores dos ângulos de atitude e da velocidade de rotação não incluam a influência dos demais torques). No propagador **SAM** é utilizada a solução de Pereira (2011), na qual é incluído o TGG, TA e os torques magnéticos com modelo de quadripolo, mas com todos os torques avaliados apenas a cada 24 horas.

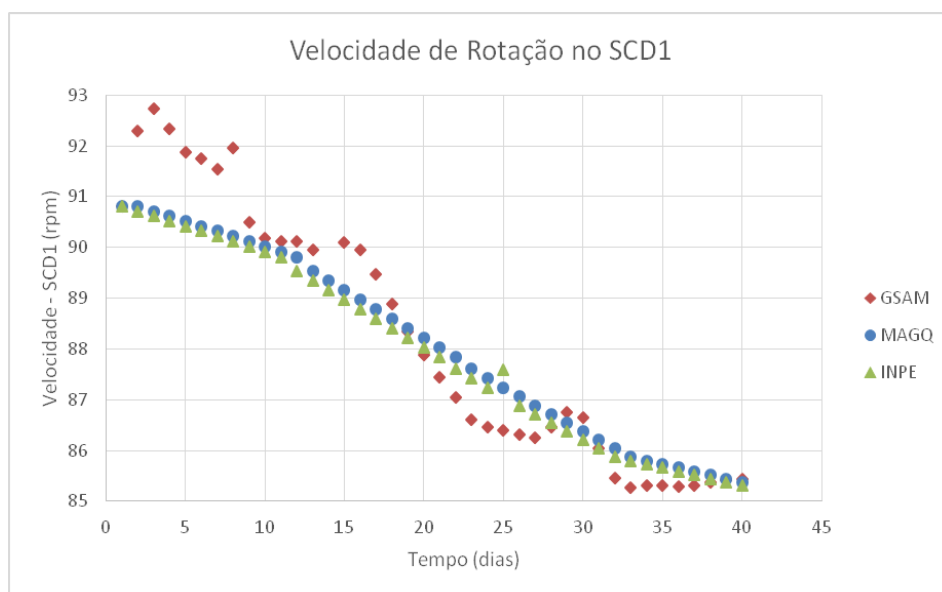


Figura 2 – Comportamento temporal da velocidade de rotação.

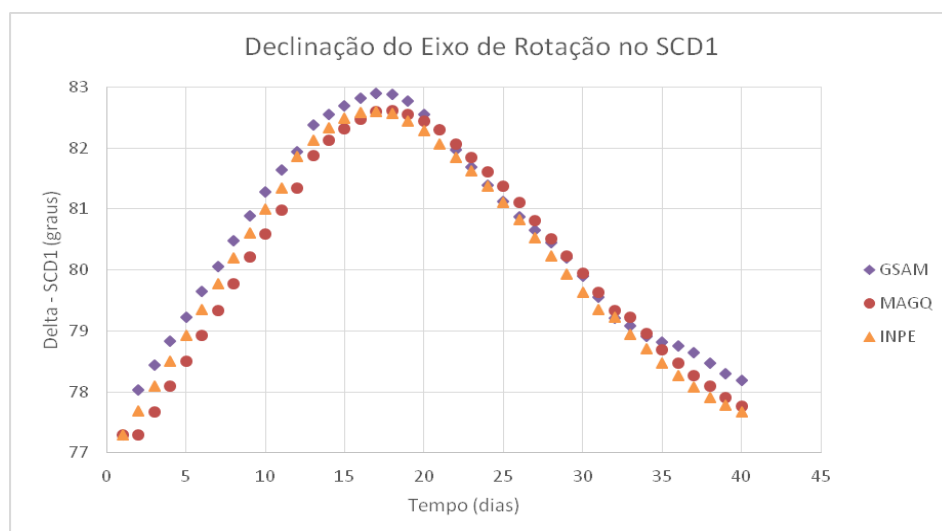


Figura 3 -Comportamento temporal da declinação do eixo de rotação.

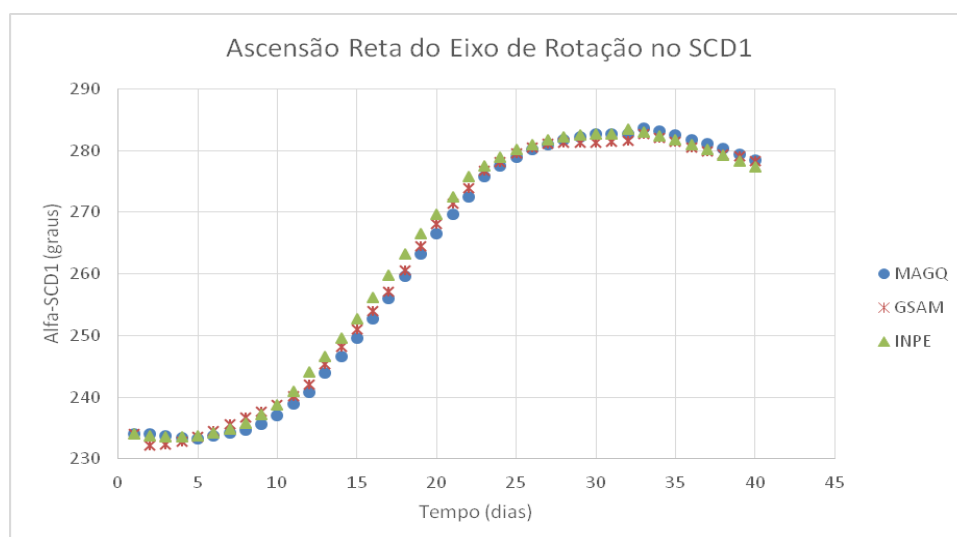


Figura 4 - Comportamento temporal da ascensão do eixo de rotação.

Tabela 1 – Comparação dos erros médios nos propagadores.

Propagador	$\Delta\alpha$ (°)	$\Delta\delta$ (°)	W (rpm)	ângulo aspecto solar (°)	erro de apontamento (°)
GAM	1,1935	0,4009	0,3163	0,3547	0,8132
GSAM	1,0653	0,2606	0,6180	0,2313	0,3156
MAGQ	1,0931	0,0102	-0,1240	0,1619	0,3652
GSAMQ	1,5755	0,0052	-0,1240	0,2018	0,4192

Pelos valores dos desvios médios apresentados na Tabela 1 observa-se:

- que o propagador **GSAM** apresenta resultados melhores do que **GAM**, por atualizar os torques a cada órbita, além de também incluir o TRS, com exceção da velocidade de rotação (o que se justifica pelo fato de utilizar o modelo de dipolo);
- que o propagador **MAGQ**, apresenta melhores resultados do que o propagador **GAM**, pois avalia os torques magnéticos a cada órbita, enquanto **GAM** avalia a cada 24 horas;
- que o propagador **MAGQ**, apresenta melhores resultados do que o propagador **GSAM** para declinação, velocidade de rotação e ângulo de aspecto solar, pois apesar de só incluir os TMR e TMF (de maior es magnitudes para SCD1) utiliza o modelo de quadripolo. Melhora significativa na velocidade de rotação. Para a ascensão reta e erro de apontamento as diferenças não são tão grandes;
- que os resultados do propagador **GSAMQ** se aproxima do **MAGQ**, principalmente para velocidade de rotação, pois ambos consideram o mesmo modelo do TMR e TMF, que assumem as maiores magnitudes para o SCD1;
- que o propagador **GSAMQ** apresenta melhores resultados que os demais para todos os parâmetros, com exceção da ascensão reta.

5. COMENTARIOS FINAIS

Este trabalho apresentou os resultados obtidos com a atualização do propagador de atitude para os satélites artificiais estabilizados por rotação, com o campo magnético descrito pelo modelo de quadripolo.

As soluções analíticas apresentadas mostram o decaimento exponencial na velocidade de rotação devido ao torque magnético de Foucault (TMF), a deriva e a precessão do eixo de rotação devido a ação conjunta do torque residual (TMR) e torque de Foucault.

A comparação dos resultados obtidos com os dados reais e com os resultados de outros propagadores mostram um melhor comportamento para a velocidade de rotação, declinação do eixo de rotação, ângulo de aspecto solar e erro de apontamento. Isso se deve a utilização do modelo de quadripolo para os torques magnéticos e para a atualização destes torques a cada período orbital.

No entanto, o comportamento do angulo de ascensão reta não se manteve dentro da precisão necessária pelo CCR/INPE. Deste modo ainda é necessário um aprimoramento na implementação da solução analítica, no que se refere ao cálculo dos torques magnéticos, nos quais devem ser considerados as variações temporais da velocidade de rotação e dos ângulos de atitude com a influência conjunta dos torques externos a cada órbita. Saliente-se que em todos os propagadores, o comportamento deste ângulo não é o mais adequado, devendo ser também reavaliada a determinação de sua solução analítica.

De modo geral pode-se dizer que o propagador **GSAMQ** é o mais completo de todos, por incluir a influência de todos os torques (TGG, TA, TRS, TMR, TMF) e utilizar o modelo de quadripolo para descrever o campo geomagnético, sendo adequado para a predição da atitude de satélites estabilizados por rotação.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o apoio da CAPES através do programa PVNS.

7. REFERÊNCIAS

- França, L. V. G., 2005, "Propagação Analítica da Orientação Espacial de Satélites Estabilizados por Rotação com Torque Induzido", Trabalho de Conclusão de Curso, Licenciatura em Matemática, Faculdade de Engenharia, UNESP, Guaratinguetá - SP.
- França, E. M., 2016, "Influência dos Torques Magnéticos no Movimento Rotacional de Satélites Artificiais Estabilizados por Rotação", Trabalho de graduação, UFABC, Santo André-SP.
- Garcia, R. V., 2007, "Satélites Estabilizados por Rotação e o Torque Magnético Residual", Dissertação de Mestrado, Faculdade de Engenharia, UNESP, Guaratinguetá - SP.

- Kuga, H. K., Silva, W. C. C. and Guedes, U. T. V. , 1987, “Attitude Dynamic of the Spin Stabilized satellite”, São José dos Campos – SP, Relatório Técnico, INPE-4403-NTE/275.
- Motta, G. B., 2014, “Predição Analítica do Movimento Rotacional de Satélites Estabilizados por Rotação”. Dissertação de Mestrado. UNESP – Campus de Guaratinguetá - SP.
- Motta, G. B., Zanardi, M.C., 2012, “Environmental Torques and the Solar Aspect Angle”. In: 24th International Symposium on Space Flight Dynamics, pp. 1-16., Laurel - Maryland.
- Pereira, A., 2011, “Satélites Estabilizados por Rotação: Torques Externos e Ângulo de Aspecto Solar”, Dissertação de Mestrado. UNESP – Campus de Guaratinguetá - SP.
- Toledo, F. A. , 2005, “Propagação Analítica da velocidade de rotação de satélites artificiais estabilizados por rotação com torque induzido”, Trabalho de Conclusão de Curso, Licenciatura em Matemática, Faculdade de Engenharia, UNESP, Guaratinguetá - SP.
- Wertz, J. R. , 1978, Spacecraft Attitude Determination and Control, D. Reidel, Dordrecht, Holanda.
- Zanardi, M. C. F. P. S. , 2005, “Dinâmica da Atitude de Satélites Artificiais”, Tese de Livre Docência, Faculdade de Engenharia , UNESP, Guaratinguetá – SP.
- Zanardi, M. C.; Real, F. F., 2003, “Environmental Torques Acting on a Low earth Orbiter Cylindrical Spacecraft”, Adv. Spa. Res., Vol. 31, pp. 1981-1986.
- Zanardi, M. C., Orlando, V., Motta, G. B., Pelosi, T., Silva, W. R., 2016, “Numerical and Analytical Approach for Spin Stabilized Satellite Attitude Propagation”, Comp. Applied Math., published on line March, 2016.

8. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

UPDATE ANALYTICAL ATTITUDE PROPAGATOR OF THE SPIN STABILIZED SATELLITES WITH QUADRUPOLE MODEL FOR GEOMAGNETIC FIELD

Maria Cecília Zanardi, mceciliazanardi@gmail.com¹
Eduardo Machado de França, edu_mf8@msn.com¹
Cláudia Celeste Celestino, claudia.celeste@ufabc.br¹

¹Universidade Federal do ABC – UFABC, Av. dos Estados, 5001. Bairro Bangú, Santo André – SP, Brazil, CEP 09.210-580

Abstract. *The objective of this study is to update and validate an analytical attitude propagator of the spin stabilized satellite already developed, which includes the influence of the magnetic torques, solar radiation torque, aerodynamic torque and gravity gradient torque, but using the vector model dipole to describe the geomagnetic field. The torques to be updated in this work are the residual magnetic torque (which contributes to the precessing and derives of the spin axis) and the torque due to the currents of Foucault (which causes the exponential decay of the spin velocity), using the quadrupole model for the geomagnetic field. The analytical solution of the equations of motion shows the time evolution of the spin velocity and the attitude angles. A spherical coordinate system that accompanies rotation of the satellite is used to position the axis of rotation relative to the equatorial terrestrial system described by right ascension and declination angles. Applications are developed considering the Data Collection Brazilian satellite SCD1, which is suitable for checking and comparison of the theory with the actual data generated and processed by the Tracking and Control Center of the National Institute for Space Research (CRC / INPE). In the numerical implementation of the solution in the propagator existing for a period of 40 days, the average deviation of the right ascension and the spin velocity exceeded the desired accuracy of the INPE. In this approach, replacing the quadrupole magnetic field model, the average deviation of the spin velocity remained within the desired accuracy for the mission of SCD1. The results of this approach, the previous approach with dipole vector model and the actual data are compared and angles solar aspect and the pointing error are also evaluate are. This approach may be useful for the missions of the Brazilian space program.*

Keywords: artificial satellite, analytical solution, external torques, spin velocity, attitude angles.