

PREDIÇÃO DA ORIENTAÇÃO ESPACIAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS COM QUATÉRNIONS E TORQUES EXTERNOS

M. C. Zanardi, cecilia@feg.unesp.br¹

P. R. SP Bento, rapha_1k@yahoo.com.br¹

V. Orlando, valcir@ccs.inpe.br²

¹ Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá - UNESP – Univ. Estadual Paulista - Campus de Guaratinguetá
Av. Dr. Ariberto Pereira da Cunha, 333, 12516-410, Guaratinguetá, SP.

²INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Av. dos Astronautas – 1758, 12227-010, São José dos Campos, SP.

Resumo: *O objetivo deste trabalho é analisar o comportamento temporal da orientação espacial de um satélite artificial em relação a um sistema de coordenadas de referência. A orientação espacial do satélite é denominada de atitude e pode ser determinada a partir do posicionamento de um sistema fixo no satélite (sistema de eixos principais), que acompanha a rotação do satélite, em relação a um sistema de referência (sistema equatorial). Para obter a orientação espacial são utilizadas as equações dinâmicas de Euler, e as equações cinemáticas dos quatérnions de atitude. Os quatérnions de atitude são definidos em termos do eixo de rotação e do ângulo de rotação. Modelos matemáticos são apresentados para os torques ambientais atuantes no movimento do satélite: torques de gradiente de gravidade, aerodinâmico, magnético residual e devido as correntes de Foucault. Componentes dos torques ambientais considerados são introduzidas nas equações do movimento, as quais são integradas numericamente, sendo que os resultados obtidos salientam a influência individual e conjunta dos torques. Aplicações são realizadas para os Satélites de Coleta de Dados Brasileiros, SCD1 e SCD2, mostrando o comportamento temporal do erro de apontamento (desvio angular entre o eixo de rotação real e o eixo de rotação propagado pela teoria desenvolvida). Os resultados são importantes para auxiliar na predição dos instantes em que seria necessária a atuação do controle de atitude do satélite de modo a mantê-lo dentro das precisões requeridas na missão.*

Palavras-chave: *satélites artificiais, orientação espacial, quaternions, torques externos, satélites estabilizados por rotação.*

satélites artificiais, orientação espacial, quaternions, torques externos, satélites estabilizados por rotação.

1. INTRODUÇÃO

Neste trabalho é analisada a influência conjunta de torques externos atuantes em um satélite artificial estabilizado por rotação através da análise do comportamento do erro de apontamento, definido como sendo o desvio angular entre o eixo de rotação calculado pela teoria e o eixo real de rotação. A orientação espacial do satélite é descrita pelos quatérnions de atitude.

Os torques externos considerados são os torques magnéticos residual e devido às correntes de Foucault, os torques de gradiente de gravidade e aerodinâmico. O campo magnético da Terra, necessário para definir os torques magnéticos, é descrito pelo modelo de vetor de dipolo, enquanto no modelo matemático do torque aerodinâmico é utilizado o modelo TD-88 para descrever a densidade atmosférica. As componentes de cada torque são determinadas no sistema principal de inércia do satélite (aqui denominado de sistema principal, através da matriz de rotação em termos do quatérnion de atitude e dos elementos orbitais. A magnitude de cada torque é avaliada em função da altitude do satélite em relação à superfície da Terra.

As equações do movimento são descritas pelas equações cinemáticas dos quatérnions e pelas equações de Euler, que descrevem a variação temporal das componentes da velocidade de rotação e nas quais estão incluídas as componentes dos torques. A solução numérica das equações é fornecida pelo método de Runge - Kutta, com aplicações para os Satélites Brasileiros de Coleta de Dados, SCD1 e SCD2. Estes satélites são estabilizados por rotação, e as variações temporais na velocidade de rotação do satélite, na ascensão reta e declinação do eixo de rotação são obtidas através dos valores numéricos dos quatérnions e das componentes da velocidade de rotação obtidos pela integração numérica.

A direção do eixo de rotação real é determinada utilizando os dados fornecidos pelo Centro de Rastreamento e Controle de Satélites do INPE (CRC/INPE) para a velocidade de rotação do satélite, na ascensão reta e declinação do eixo de rotação. A direção do eixo de rotação calculado pela teoria utiliza os resultados numéricos obtidos para estas mesmas 3 variáveis. A análise do erro de apontamento verifica se o desvio entre estes dois eixos encontra-se de acordo com as precisões requeridas para os satélites SCD1 e SCD2, limitado em 0,5°.

2. REPRESENTAÇÃO DA ATITUDE VIA QUATÉRNIONS

A atitude de um satélite artificial está diretamente relacionada à sua orientação no espaço. Através da atitude pode-se conhecer a orientação espacial do satélite, uma vez que ele pode ser considerado como um corpo rígido e a atitude ser expressa pela relação entre dois sistemas de coordenadas, um deles fixo no satélite e outro associado a um sistema de referência, o qual está usualmente relacionado com a Terra (sistema equatorial) ou a alguma outra referência. Neste trabalho o sistema fixo no satélite (Oxyz) está associado ao seu sistema de eixos principais com origem no seu centro de massa (CM), que acompanha movimento de rotação do satélite, sendo denominado de sistema principal (com vetores unitários $\hat{i}, \hat{j}, \hat{k}$), enquanto o sistema de referência (OXYZ) possui origem no CM do satélite mas com eixos paralelos ao sistema Equatorial da Terra e aqui denominado de sistema do satélite (com vetores unitários $\hat{I}, \hat{J}, \hat{K}$).

Existem diferentes tipos de representações para descrever a atitude de um veículo espacial., dentre elas destacando-se a matriz de rotação, os ângulos de Euler, o vetor de rotação (fórmula de Euler), os quatérnions, as variáveis de Andoyer e as variáveis canônicas não singulares. Estas representações de atitude foram discutidas em Zanardi (2005) e cada uma delas possuem vantagens e desvantagens que devem ser analisadas para cada aplicação a ser realizada.

Neste trabalho é utilizado o quatérnion de atitude para descrever a orientação espacial do satélite. O quatérnion é útil na navegação inercial a bordo do satélite, não apresenta singularidades nas equações cinemáticas, apresenta um regra de produtos conveniente para rotações sucessivas e a matriz de rotação em termos do quatérnion não depende de funções trigonométricas. No entanto o quatérnion possui uma componente a mais em relação aos ângulos de Euler e não possui uma interpretação física.

O quatérnion de atitude q_a é um vetor (4x1), sendo que as três primeiras componentes compõem a parte vetorial do quatérnion e a quarta componente é a parte escalar do quatérnion (Shuster,1993):

$$q_a = \begin{pmatrix} \vec{q} \\ q_4 \end{pmatrix}. \quad (1)$$

A componente vetorial \vec{q} e a componente escalar q_4 podem ser expressas em função do ângulo de rotação ϕ e do eixo de rotação \hat{n} :

$$\vec{q} = \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} = \text{sen}\left(\frac{\phi}{2}\right)\hat{n} \quad \text{e} \quad q_4 = \cos\frac{\phi}{2}. \quad (2)$$

A matriz de rotação que relaciona o sistema principal e o sistema do satélite, em termos dos quatérnions, é representada por (Zanardi,2009):

$$A = \left(q_4^2 - |\vec{q}|^2 \right) I_0 + 2 \vec{q} \begin{pmatrix} \vec{q} \\ q_4 \end{pmatrix}^t - 2q_4 \begin{bmatrix} \vec{q} \\ q_4 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

sendo que:

$$[[\vec{q}]] = \begin{pmatrix} 0 & q_3 & -q_2 \\ -q_3 & 0 & q_1 \\ q_2 & -q_1 & 0 \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Logo:

$$A = \begin{pmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_4q_3) & 2(q_3q_1 - q_4q_2) \\ 2(q_2q_1 - q_4q_3) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_3q_2 + q_4q_1) \\ 2(q_3q_1 + q_4q_2) & 2(q_3q_2 - q_4q_1) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{pmatrix} \quad (5)$$

3. EQUAÇÕES DINÂMICAS E CINEMÁTICAS

As equações do movimento rotacional do satélite são aqui descritas pelas equações dinâmicas de Euler (Wertz, 1978) e as equações cinemáticas que descrevem a taxa de variação das componentes do quatérnio (Zanardi, 2005), dadas respectivamente por:

$$\dot{p} = \frac{T_x}{I_x} + \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) qr, \quad \dot{q} = \frac{T_y}{I_y} + \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) pr, \quad \dot{r} = \frac{T_z}{I_z} + \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) pq, \quad (6)$$

$$\dot{q}_1 = \frac{1}{2}(pq_4 - qq_3 + rq_2), \quad \dot{q}_2 = \frac{1}{2}(qq_4 - rq_1 + pq_3), \quad (7)$$

$$\dot{q}_3 = \frac{1}{2}(rq_4 - pq_2 + qq_1), \quad \dot{q}_4 = \frac{1}{2}(pq_1 + qq_2 + rq_3). \quad (8)$$

nas quais I_x , I_y e I_z são os momentos principais de inércia do satélite, T_x , T_y e T_z são as componentes dos torques externos atuantes no satélite no sistema do satélite, p, q, r , são as componentes da velocidade de rotação no sistema do satélite e q_1, q_2, q_3, q_4 são as componentes do quatérnio de atitude.

As equações do movimento Eqs. (6), (7) e (8) são integradas numericamente neste trabalho pelo método de Kunge Kutta, quando as componentes dos torques externos considerados são introduzidas no lado direito das equações (6), fornecendo o comportamento temporal das variáveis envolvidas.

4. TORQUES EXTERNOS

A precisão da missão dos satélites artificiais depende da posição e orientação em que estes se encontram no espaço em relação a um sistema de referência fixo na Terra. No entanto a ação continuada de forças e torques, oriundas da ação do meio onde o satélite se encontra, influencia significativamente no movimento destes, ou seja, a sua atitude e a sua órbita.

Como visto no item 3, o sistema de equações que descreve o movimento rotacional dos satélites artificiais depende das componentes de torques externos. Portanto, é imprescindível, na análise de uma missão espacial, a avaliação das magnitudes destes torques ambientais (externos) em função da posição em que o veículo se encontra em sua órbita.

Os principais torques ambientais são o *Torque de Gradiente de Gravidade* (TGG), o *Torque de Radiação Solar Direta* (TRS), o *Torque Aerodinâmico* (TA) e o *Torque Magnético* (TM).

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. Pode-se citar, dentre outros, o modelo exponencial, válido para diversas camadas da atmosfera (Wertz, 1978), e o Modelo TD-88 introduzido por Sehnal e Pospíšlová (1988), o qual é preciso para altitudes entre 150 e 750 quilômetros e é utilizado neste trabalho.

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. Neste trabalho, analisam-se 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.

Modelos matemáticos foram apresentados em Zanardi (2005) e Zanardi e Real (2003) e baseados nestes modelos pode-se avaliar a variação da magnitude destes torques em função da altitude do satélite em relação a superfície da Terra, que estão apresentados nas figuras a seguir. Nesta avaliação foram considerados dados de satélites de pequeno porte, compatíveis com dados reais dos Satélites Brasileiro de Coleta de Dados, SCD1 e SCD2.

As Figuras (1) e (2) apresentam as variações da magnitude dos torques para altitudes de 300 km, 500 km e 760 km, em função do tempo para as características dos satélites considerados. Pelos resultados obtidos nas simulações observam-se oscilações de curto período devido ao movimento rotacional do satélite e variações de longo período devido ao movimento orbital, sendo que: o TA teve um aumento sensível de magnitude com o decréscimo da altitude, tornando sua influência mais significativa em baixas altitudes (magnitude da ordem de 10^{-3} Nm para 300 km, 10^{-5} Nm para 500 km e 10^{-9} Nm para 760 km); a magnitude do TGG também aumenta com o decréscimo da altitude, não sendo, porém, dominante em relação ao TMF e ao TA para a menor altitude considerada de 300 km; a magnitude do TMR se manteve da ordem de 10^{-11} Nm para todas as altitudes consideradas, sendo que seu efeito na altitude do satélite aqui considerado é desprezível perante as influências dos demais torques; o TMF, TGG e TA possuem mesma ordem de grandeza (10^{-5} Nm) para altitudes de 500 km; o TMF prevalece sobre os demais para a altitude real do SCD1 (10^{-6} Nm em 760 km).

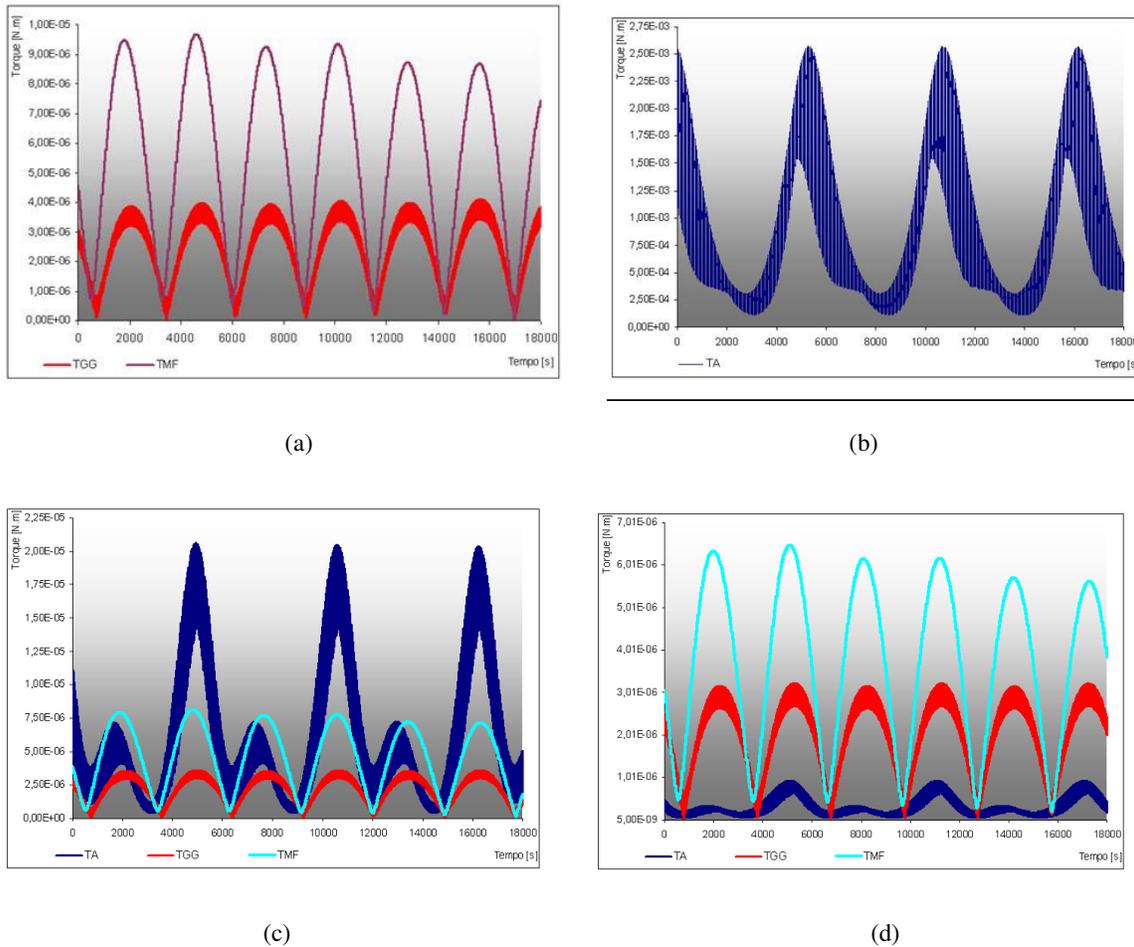
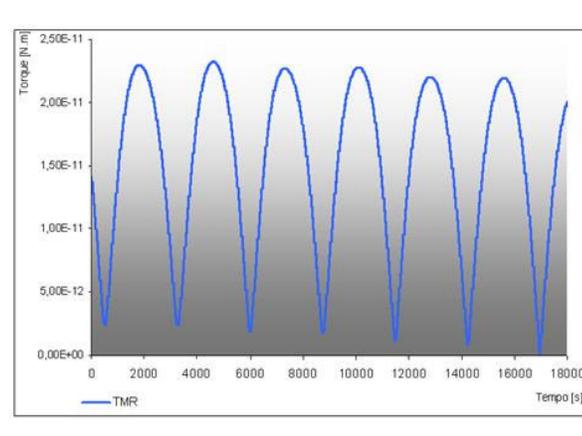
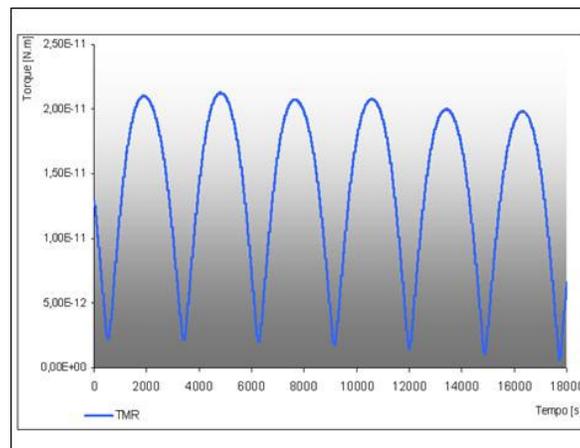


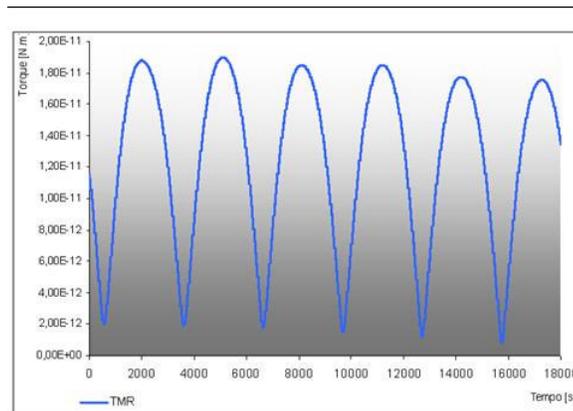
Figura 1. Magnitudes dos torque aerodinâmico (TA), torque gradiente de gravidade (TGG) e torque devido as correntes de Foucault (TMF) para as altitudes: (a) e (b) 300 km, (c) 500 km, (d) 760 km.



(a)



(b)



(c)

Figura 2. Magnitude do torque magnético residual (TMR) para as altitudes de: (a) 300 km, (b) 500 km, (c) 760 km.

5. ERRO DE APONTAMENTO

Neste trabalho para avaliar a concordância entre resultados obtidos pela teoria desenvolvida e valores reais da atitude do satélite, é utilizado o erro de apontamento, definido como sendo o desvio angular φ entre o eixo de rotação real e o eixo de rotação calculado (obtido pela teoria e simulações realizadas), como mostra a Fig. (3).

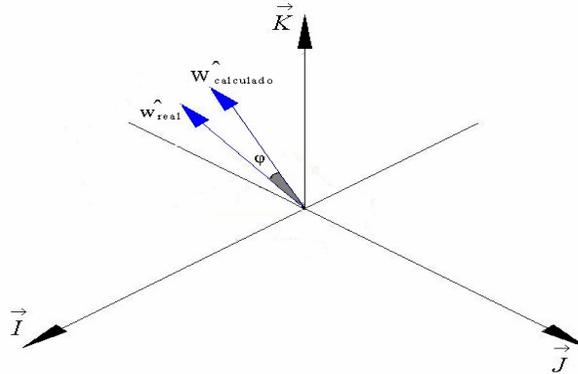


Figura 3. Erro de Apontamento φ : ângulo entre a direção real do eixo de rotação \hat{W}_{real} e direção calculada do eixo de rotação $\hat{W}_{Calculado}$.

Considerando os ângulos de ascensão reta α e declinação δ do eixo de rotação (apresentados na Fig. (4)), a direção do vetor velocidade de rotação do satélite no sistema Equatorial ($\hat{I}, \hat{J}, \hat{K}$) pode ser calculada por:

$$\hat{W} = (\cos \alpha \cos \delta) \hat{I} + (\cos \delta \sin \alpha) \hat{J} + (\sin \delta) \hat{K}. \quad (9)$$

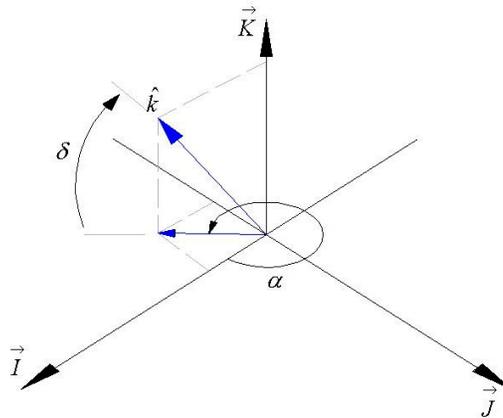


Figura 4. Posicionamento do eixo de rotação do satélite (\hat{k}) em termos dos ângulos de ascensão reta (α) e da declinação (δ).

Utilizando a Eq. (9) e com os dados reais de ascensão reta (α_{real}) e declinação (δ_{real}) do eixo de rotação do satélite fornecidos pelo CRC/INPE pode-se calcular a direção real do eixo de rotação \hat{W}_{real} . Do mesmo modo, utilizando Eq. (9) e os resultados obtidos pela teoria desenvolvida para ascensão reta ($\alpha_{calculado}$) e declinação ($\delta_{calculado}$) do eixo de rotação pode-se calcular a direção calculada $\hat{W}_{Calculado}$.

O desvio angular φ é calculado através do produto escalar entre os vetores $\hat{W}_{Calculado}$ e \hat{W}_{real} , ou seja:

$$\cos \varphi = [(\cos \delta_{real} \cos \alpha_{real}) (\cos \delta_{calculado} \cos \alpha_{calculado})] + [(\cos \delta_{real} \sin \alpha_{real}) (\cos \delta_{calculado} \sin \alpha_{calculado})] + [\sin \delta_{real} \sin \delta_{calculado}] \quad (10)$$

Considerando os dados dos satélites SCD1 e SCD2 fornecidos pelo CRC/INPE foram realizadas simulações para determinação do erro de apontamento. Em todas as simulações numéricas realizadas foram utilizadas as equações do

movimento Eq. (6), Eq. (7) e Eq. (8), obtendo-se inicialmente as componentes da velocidade de rotação do satélite e as componentes do quatérnio de atitude, considerando tanto uma atualização de dados de atitude e órbita a cada 24 horas, quanto a não atualização destes dados. A determinação da $\alpha_{\text{calculado}}$ e $\delta_{\text{calculado}}$ é realizada utilizando estes resultados numéricos, através das matriz de atitude A, dada pela Eq. (5), que relaciona o sistema principal com o sistema do satélite, como apresentado em Zanardi et al. (2009). Finalmente, com $\alpha_{\text{calculado}}$ e $\delta_{\text{calculado}}$ foi calculado o erro de apontamento ϕ através da Eq. (10).

Os resultados apresentados nas Figuras (5) e (6), respectivamente para o SCD1 e SCD2, relacionados com as abordagens com atualização diária dos dados, comparam os resultados obtidos quando cada torque é considerado individualmente, quando os torques são considerados conjuntamente, apresentando também o caso do problema livre de torques externos. A Tab. (1) apresenta a média do erro de apontamento para a abordagem com atualização diária de dados. O torque residual não está apresentado devido a sua influência ser desprezível perante as demais para os dois satélites considerados, com o erro de apontamento assumindo valores próximos aos da simulação sem torque externo.

Na abordagem sem atualização de dados os resultados estão relacionados apenas para a atuação conjunta de todos os torques. As Tabelas (2) e (3) apresentam os resultados para as abordagens sem atualização diária dos dados, considerando dois períodos distintos, indicando também a média do erro de apontamento em cada período.

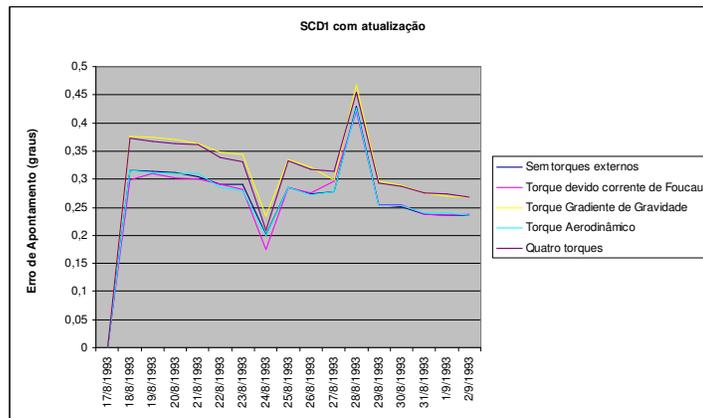


Figura 5. Erro de apontamento para o SCD1 com atualização diária dos dados.

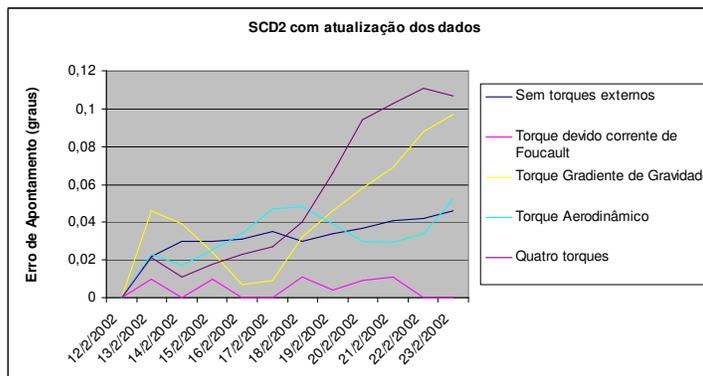


Figura 6. Erro de apontamento para o SCD2 com atualização diária dos dados.

Tabela 1 . Média do erro de apontamento na abordagem com atualização de dados .

Satélite	Média do Erro de Apontamento [graus]				
	Sem torques externos	Torque devido corrente de Foucault	Torque Gradiente de Gravidade	Torque Aerodinâmico	Quatro Torques
SCD1	0,265	0,262	0,308	0,264	0,303
SCD2	0,032	0,005	0,043	0,032	0,052

Tabela 2. Resultados para o satélite SCD1 na abordagem sem atualização diária dos dados.

Datas	Erro de Apontamento [graus]	Datas	Erro de Apontamento [graus]
Quatro Torques		Quatro torques	
17/8/1993	0	20/8/1993	0
18/8/1993	0,373	21/8/1993	0,362
19/8/1993	0,741	22/8/1993	0,732
Média	0,3713	Média	0,3646

Tabela 3. Média do erro de apontamento para o SCD2 na abordagem sem atualização de dados.

Datas	Erro de Apontamento [graus]	Datas	Erro de Apontamento [graus]
13/2/2002	0,021	24/2/2002	0
14/2/2002	0,036	25/2/2002	0,092
15/2/2002	0,043	26/2/2002	0,188
16/2/2002	0,047	27/2/2002	0,284
17/2/2002	0,069	Média	0,141
18/2/2002	0,122		
19/2/2002	0,146		
20/2/2002	0,186		
21/2/2002	0,241		
22/2/2002	0,274		
23/2/2002	0,323		
Média	0,126		

6. CONCLUSÕES

Pelos resultados obtidos nas simulações para o satélite SCD2 observa-se que comportamento da atitude foi mais próximo do real, levando-se a um erro de apontamento menor do que os obtidos para o SCD1, em ambas as abordagens. Para o satélite SCD2, na abordagem com atualização diária dos dados, pode-se perceber que o torque devido às correntes de Foucault é o que melhor representa sua atitude real, uma vez que a média do erro foi a menor. As médias do erro de apontamento permaneceram dentro da precisão requerida pelo CCS/INPE (que é de $0,5^\circ$ para o erro de apontamento), para os dois intervalos de simulação considerados.

Para o intervalo de 17 dias considerado para a abordagem com atualização de dados para o SCD1, a média dos erros também permaneceu dentro da precisão requerida pelo CRC/INPE. Observa-se que a influência do torque de gradiente de gravidade foi menor (devido à pequena dimensão do SCD1), acarretando uma média de erro maior, quando este torque é considerado isoladamente.

Nas abordagens sem atualização, o erro de apontamento foi maior do que na abordagem com atualização diária dos dados, com a média do erro aumentando tanto para o SCD1 quanto para o SCD2, o que era um resultado esperado. Para o SCD2 as simulações se encerraram quando houve a atuação do controle de atitude, mas poderiam continuar por um período maior, uma vez que o erro médio ainda era menor do que a precisão requerida. Já as simulações com SCD1 foram encerradas quando o erro médio ultrapassou $0,5^\circ$, limitando assim as aplicações sem atualização diária dos dados em 3 dias.

Saliente-se que apesar da aplicação ter sido realizada para satélites estabilizados por rotação, a teoria pode ser aplicada para qualquer satélite, podendo o movimento rotacional ser analisado através dos resultados numéricos em termos das componentes da velocidade de rotação e do quatérnio de atitude.

7. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem o apoio do CNPq.

8. REFERÊNCIAS

Sene, L. T. F., 2006, "Propagação da Atitude de Satélites Estabilizados por rotação com Quatérnios". Trabalho de Conclusão de Curso, 88 p., Faculdade de Engenharia – UNESP. Guaratinguetá.

- Shuster, M. D., 1993, "A survey of attitude representation", Journal of Astron. Sciences. v. 41.
- Wertz, J. R., 1978, "Spacecraft Attitude Determination and Control", D. Reidel, Dordrecht, Holanda.
- Zanardi, M. C., 2005, "Dinâmica de Atitude de Satélites Artificiais", Tese de Livre Docência, 235p., FEG-UNESP, Guaratinguetá.
- Zanardi, M. C.; Real, F. F., 2003, "Environmental Torques Acting on a Low earth Orbiter Cylindrical Spacecraft", Adv. Spa. Res., v. 31, pp. 1981-1986.
- Zanardi, M. C.; Silva, M. F.; Orlando, V.; Sene, L.T. F., 2009, "Parametrização e Predição da Atitude de Satélites artificiais com Quaternions", Proceedings of the 8th Brazilian Conference on Dynamics, Control and Applications, Bauru, pp. 1-7.

9. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído neste trabalho.

SPACECRAFT ATTITUDE PREDICTION WITH QUATERNIONS AND EXTERNAL TORQUES

M. C. Zanardi, cecilia@feg.unesp.br¹
P. R. SP Bento, rapha_1k@yahoo.com.br¹
V. Orlando, valcir@ccs.inpe.br²

¹ Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá - UNESP – São Paulo State University - Campus de Guaratinguetá
Av. Dr. Ariberto Pereira da Cunha, 333, 12516-410, Guaratinguetá, SP.

²INPE - National Institute for Space Research
Av. dos Astronautas – 1758, 12227-010, São José dos Campos, SP.

Abstract: *This work presents the satellite's attitude prediction using the quaternion parameterization and an application for spin stabilized satellite. The analysis includes the numerical propagation of equation of rotational motion, considering the influence of the following torque: aerodynamic, gravity gradient torque, residual magnetic and eddy currents. The pointing deviation evolution, that is, the deviation between the actual spin axis and the computed spin axis, is availed. A mathematical model for each considered torque developed with help of the quaternion attitude parameterization is presented. The numerical propagation of the equations of rotational motion shows the evolution of the components of the spin velocity and the four components of the attitude's quaternion. Applications are developed for the spin stabilized Brazilian satellites (SCD1 and SCD2), which are quite appropriated for verification and comparison of the theory with the real data generated and processed by the Satellite Control Center (SCC) of the Brazilian National Institute for Space Research (INPE). In all performed tests the errors remained within the dispersion range specified for the attitude determination system of INPE's SCC. The results show the feasibility of the use of the quaternion attitude parameterization for modeling the dynamics of spin stabilized satellites.*

Keywords: *Artificial satellites, space orientation, environmental torques, quaternions, spin stabilized satellites.*