

Análise do Erro de Apontamento para o Satélite Brasileiro de Coleta de Dados – SCD1

Maria Cecília Zanardi

José Ezequiel Chiaradia

Depto de Matemática, FEG, UNESP

12516-410, Guaratinguetá, SP

E-mail: cecília@feg.unesp.br

RESUMO

No estudo da dinâmica do movimento rotacional de satélites artificiais é importante verificar a orientação do eixo de rotação. Assim neste trabalho é analisado o erro de apontamento, definido como sendo a diferença angular entre o eixo de rotação real do satélite e o eixo de rotação do satélite calculado por teoria analítica [1,3].

As aplicações são realizadas para satélites estabilizados por rotação, com os dados do Satélite Brasileiro de Coleta de Dados - SCD1, sendo que a direção do eixo de rotação é determinada utilizando os ângulos de ascensão reta e declinação do eixo de rotação, os quais posicionam o eixo de rotação em relação ao sistema inercial de referência [4]. A direção do eixo real de rotação é obtida a partir de dados fornecidos pelo Centro de Rastreo e Controle de Satélites – CCR do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE e a direção calculada é obtida da abordagem analítica desenvolvida anteriormente [1,3], que inclui a influência do Torque de Gradiente de Gravidade (TGG) e Torque Induzido (TI). A precisão requerida na missão dos satélites brasileiros é de $0,5^\circ$.

O erro de apontamento é determinado pelo produto escalar entre a direção do eixo real e a direção do eixo calculado [2,4]. Nas simulações são consideradas duas abordagens, com a inclusão do TGG e TI. Na primeira abordagem o período de simulação é de 40 dias, a partir do dia 24/07/93, a média dos erros foi de $0,4216^\circ$, permanecendo dentro da precisão requerida nas missões do SCD1 pelo INPE. O valor máximo do erro de apontamento foi de $0,7699^\circ$ no dia 04/08/93, sendo que permaneceu acima de $0,5^\circ$ durante o intervalo de 16 dias, entre 30/07/93 e 14/08/93.

Na segunda abordagem, os dados de atitude e órbita não são atualizados pelos dados do CCR/INPE, mantendo a propagação de atitude e órbita da teoria desenvolvida [1,3]. Neste caso, diferentes intervalos de simulação foram considerados e a média ultrapassa $0,5^\circ$ já nos primeiros dois dias da aplicação, restringido o período de aplicação da teoria.

Em ambas as abordagens o erro de apontamento é menor com a inclusão do TI do que com a inclusão do TGG, pois a magnitude do TI é maior do que a magnitude do TGG, devido à pequena dimensão do SCD1, o que leva o eixo de rotação calculado, pela teoria com TI, estar mais próximo do eixo real de rotação.

O comportamento do erro de apontamento também é analisado em função da variação da altitude em relação à superfície da Terra [2], tomando como referência os dados iniciais do SCD1 para o dia 20/08/1993 e considerando apenas a influência do Torque de Gradiente de Gravidade. Os dados de atitude do satélite são mantidos iguais aos valores dos dados iniciais, variando-se apenas a altitude do satélite, verificando-se a diminuição do erro de apontamento com o aumento da altitude. Como a influência do TGG exercida pela Terra sobre um satélite varia com o inverso do cubo da distância entre seus centros de massa, é de se esperar

que para o aumento da altitude haja uma menor influência do TGG sobre o movimento rotacional satélite, e com a diminuição da altitude um aumento dessa influência.

Os resultados obtidos podem ser úteis na análise de missões de satélites estabilizados por rotação.

Palavras-chave: *Satélites artificiais, orientação espacial, eixo de rotação, torques externos.*

Agradecimentos: Autores agradecem o apoio do CNPq.

Referências

- [1] C. E. Chiaradia, “Influência do Torque de Gradiente de Gravidade na Atitude de Satélites Artificiais Estabilizados por Rotação”, Trabalho de Conclusão de Curso, Guaratinguetá: FEG/UNESP, 2007.
- [2] J. E. Chiaradia. Dinâmica de atitude de Satélites Artificiais”, Relatório Final PIBIC/CNPq 2007/2008, Guaratinguetá, FEG/UNESP, 2008.
- [3] A. J. Pereira, “Propagação da Atitude de Satélites Artificiais Estabilizados por Rotação com o Torque magnético Induzido”, Trabalho de Conclusão de Curso, Guaratinguetá: FEG/UNESP, 2006.
- [4] M. C. Zanardi, I. M. P. Quirelli, H. K. Kuga. “Analytical Attitude Prediction of Spin Stabilized Spacecrafts Perturbed by Magnetic residual Torque”, Adv. in Space Res., vol. 36, pp. 460-465, (2005).