

PROPAGAÇÃO NUMÉRICA DA ATITUDE DE SATÉLITES ARTIFICIAIS COM QUATÉRNIONS E TORQUES EXTERNOS

Tatiane Scarabel Pelosi¹(FEG-UNESP, Bolsista PIBIC/CNPq)
Valcir Orlando³(CCS/INPE, Orientador)
Maria Cecília Zanardi²(UFABC, Coorientadora)

RESUMO

Este trabalho, iniciado em agosto de 2014, visa realizar a simulação e testes de um procedimento numérico desenvolvido para analisar a influência de torques externos no movimento rotacional de satélites artificiais estabilizados em atitude por rotação. São analisadas as influências dos seguintes torques: aerodinâmico, gradiente de gravidade, elétrico, magnéticos e os devidos à força de pressão de radiação solar. São considerados satélites estabilizados por rotação, cujo eixo de rotação coincide com o eixo de maior momento principal de inércia. Para o posicionamento deste eixo em relação a um sistema inercial são utilizados os ângulos de ascensão reta (α) e declinação (δ). Com esses parâmetros e o conhecimento da posição do Sol em função do tempo é possível calcular os valores do ângulo de aspecto solar do satélite, nos instantes desejados. O ângulo de aspecto solar é definido como o ângulo formado entre a direção de incidência dos raios solares sobre o satélite e a direção do eixo de rotação do mesmo. A obtenção deste ângulo é, geralmente, de suma importância para o bom desempenho de missões de satélites estabilizados por rotação, pois dele pode depender não só o apontamento adequado dos painéis solares para suprir energia elétrica de bordo, como também o apontamento adequado do satélite para evitar a incidência de luz solar sobre um ou mais de seus painéis externos, nos quais a incidência direta de luz solar poderia causar o sobreaquecimento de alguns equipamentos, com risco de danificá-los. O método de Kunge-Rutta é utilizado para a integração numérica das equações do movimento rotacional, descritas em termos dos quatérnions e das componentes da velocidade de rotação. Após a determinação dos quatérnions de atitude e das componentes da velocidade angular no sistema principal de inércia do satélite, são computados: o módulo da velocidade de rotação, os ângulos de ascensão reta e declinação do eixo de rotação e o ângulo de aspecto solar. Os testes de validação do procedimento foram realizados a partir da sua aplicação aos satélites SCD1 e SCD2. Estes satélites são controlados em órbita pelo Centro de Rastreamento e Controle de Satélites do INPE (CRC/INPE), que forneceu dados de órbita e atitude reais dos mesmos, para períodos envolvendo toda a vida útil dos satélites, até 2015. O desempenho do procedimento foi analisado por meio da comparação dos resultados advindos das simulações numéricas realizadas com os dados reais fornecidos pelo CRC/INPE. Observou-se que a precisão dos resultados encontra-se dentro da faixa requerida pelo INPE para um período de 15 dias de propagação de atitude, quando um processo de atualização diária dos dados é considerado no procedimento. Isso mostra a viabilidade de sua aplicação em análise preliminar de atitude de satélites estabilizados por rotação. Deve ser ainda salientado que o procedimento, com pequenas alterações, poderia ser utilizado para simulação de atitude de qualquer tipo de satélites.

¹ Aluna do curso de Engenharia de Materiais: tatiane_pelosi@hotmail.com

² Tecnologista do Centro de Rastreamento e Controle de Satélites – E-mail: valcir@ccs.inpe.br

³ mceciliazanardi@gmail.com