

# PROPAGAÇÃO DA ATITUDE DE SATÉLITES ESTABILIZADOS POR ROTAÇÃO COM O TORQUE AERODINÂMICO

Gabriel Borderes Motta<sup>1</sup> (FEG/UNESP, Bolsista PIBIC/CNPq)

Hélio Koiti Kuga<sup>2</sup> (ETE/DMC/INPE, Orientador)

Maria Cecília Zanardi<sup>3</sup> (DMA/FEG/UNESP, Coorientadora)

José Ezequiel Chiaradia<sup>4</sup> (FEG/UNESP, Colaborador)

## RESUMO

O sucesso de missões espaciais envolvendo satélites depende da precisão da posição e orientação destes, com relação a um sistema de referência fixo na Terra. A posição e orientação do satélite no espaço são descritas pelas equações do movimento translacional e rotacional do satélite e dependem de forças e torques ambientais oriundas do meio onde o satélite orbita. Neste trabalho considera-se a força aerodinâmica atuando sobre o satélite em movimento. Se o ponto de aplicação desta força não coincide com o centro de massa do satélite, ocorre um torque em torno do centro de massa, denominado torque aerodinâmico. Neste trabalho um modelo matemático é apresentado para este torque, utilizando o modelo TD88 para descrever a densidade atmosférica. O objetivo deste trabalho é analisar o movimento rotacional do satélite estabilizado por rotação sob a influência deste torque aerodinâmico. Uma solução analítica é apresentada para as equações do movimento rotacional do satélite, considerando os componentes médios do torque aerodinâmico. Esta solução é válida para um período orbital e os parâmetros envolvidos devem ser atualizados com os valores propagados a cada período orbital. A solução mostra que o torque aerodinâmico contribui para a precessão e deriva do eixo de rotação e para uma pequena variação periódica na velocidade de rotação. Aplicações foram realizadas com os dados dos dois Satélites Brasileiros de Coleta de Dados SCD1 e SCD2, de modo a validar a solução analítica determinada pela teoria proposta. Na abordagem numérica realizada os dados de atitude são atualizados a cada período orbital pelos valores propagados, assim como a longitude do nodo ascendente e argumento do perigeu são atualizados considerando a influência linear do achatamento da Terra. Considerou-se também que o ponto de aplicação da força aerodinâmica alinhava-se com o eixo de rotação do satélite, de modo que a velocidade de rotação não foi afetada diretamente pelo torque aerodinâmico. Os resultados são apresentados em termos do erro de apontamento (desvio angular entre o eixo real de rotação e eixo propagado pela teoria) e do ângulo de aspecto solar (ângulo entre o eixo de rotação e a direção Sol-satélite). Pelos resultados obtidos observa-se que a precisão requerida pelo INPE é obtida por um intervalo de no máximo 3 dias para ambos os satélites. Saliente-se que a magnitude deste torque é muito pequena para a altitude que se encontra os satélites SCD1 e SCD2, e por este motivo a teoria apresentada não acompanha o movimento real do satélite por um período maior de tempo.

---

<sup>1</sup>Aluno do Curso de Bacharelado em Física – E-mail: [gabriel\\_borderes@yahoo.com.br](mailto:gabriel_borderes@yahoo.com.br)

<sup>2</sup>Engenheiro Tecnologista Sênior da Divisão de Mecânica Espacial e Controle – E-mail: [hkk@dem.inpe.br](mailto:hkk@dem.inpe.br)

<sup>3</sup>Professora do Departamento de Matemática – E-mail: [cecilia@feg.unesp.br](mailto:cecilia@feg.unesp.br)

<sup>4</sup>Graduado do Curso de Licenciatura em Matemática – E-mail: [joseezequielchiaradia@hotmail.com](mailto:joseezequielchiaradia@hotmail.com)