

PROJETO DE UM SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE QUE UTILIZA UM VOLANTE DE INÉRCIA SUSPENSO POR DOIS EIXOS CARDAN

Raphael Willian Peres¹ (FATESF, Bolsista PIBIC/CNPq)
Mário César Ricci² (ETE/DMC/INPE, Orientador)

RESUMO

O objetivo final deste trabalho, o qual tem prazo para finalização em julho de 2015, é aplicar a teoria clássica de controle no projeto de um sistema de controle de atitude de satélites. Pretende-se com este trabalho apresentar os procedimentos de projeto para um sistema de controle de atitude contendo um volante de inércia suspenso por dois eixos cardan (gimbals), para um satélite estabilizado em três eixos numa órbita geoestacionária. A utilização de um volante de inércia com dois eixos cardan é uma opção bastante interessante porque, com apenas um dispositivo, é possível controlar o torque em torno dos três eixos do veículo, através do controle de velocidade da roda e do fenômeno do girotorqueamento com dois graus de liberdade. Se o tamanho da roda e a velocidade são determinados adequadamente é possível cancelar torques cíclicos sem empregar jatos de gás, usando-os apenas para ajustes periódicos do momento angular devido aos torques de perturbação secular. Nesse sistema, baseado em um volante de inércia, é necessário apenas um sensor de arfagem/rolamento (sensor de Terra) para a manutenção precisa da atitude. Diferentemente para sistemas de controle baseados em expulsão de massa que tem necessidade a utilização contínua de propulsores, além dos sensores de rolamento, arfagem e guinada para a manutenção precisa da atitude. Considera-se que o satélite está na trajetória nominal em órbita e, portanto, que a fase de aquisição da atitude já tenha transcorrido. Propriedades específicas, leis de controle e parâmetros do sistema são determinados com o intuito de anular o torque de perturbação de pressão de radiação e o torque devido ao desalinhamento dos propulsores do sistema de controle de órbita. A estabilidade do sistema de controle é analisada e são obtidas respostas para torques de perturbação impulsivos, em degrau e cíclico. Até o presente momento, foi obtida toda a base teórica necessária para o desenvolvimento do projeto através de estudos preliminares. Também foram obtidas as equações não lineares de movimento, partindo do pressuposto que o satélite é um corpo rígido com uma roda de inércia capaz de gerar momento angular internamente, o qual somado com o momento angular do veículo fornece o momento angular total. Os torques que agem sobre o satélite, que foram considerados no modelo, são os torques de distúrbio devido à pressão de radiação solar, torques de desalinhamentos do vetor empuxo dos jatos de gás e o torque devido ao gradiente de gravidade. O objetivo agora é obter as três equações linearizadas para os movimentos de rolamento, arfagem e guinada, em torno das condições nominais e realizar o controle nos três eixos.

¹ Aluno do Curso de Engenharia de Controle e Automação - E-mail: raphael-peres@hotmail.com

² Tecnologista da Divisão de Mecânica Espacial e Controle - E-mail: mario.ricci@inpe.br