

Projeto de um sistema de controle de atitude que utiliza um volante de inércia suspenso por dois eixos cardan

PERES, R.¹, RICCI, M.²

¹Faculdade de Tecnologia São Francisco FATESF/UNIESP, Jacareí, SP, Brasil
Aluno de Engenharia na FATESF/UNIESP, Brasil e bolsista do programa PIBIC/INPE.

²DMC, INPE, São José dos Campos, SP, Brasil

engenharia.peres@gmail.com

Resumo. Pretende-se apresentar os procedimentos de projeto para um sistema de controle de atitude de um satélite contendo um volante de inércia suspenso por dois eixos cardan (gimbals). Serão determinados leis e parâmetros de controle com o intuito de anular o torque de perturbação de pressão de radiação solar.

Palavras-chave: Controle; Atitude; Satélite.

1. Introdução

O satélite da Figura 1 é considerado como sendo um corpo rígido com uma roda de inércia capaz de gerar momento angular internamente. Segundo Kaplan (1976), as equações linearizadas do movimento são dadas por:

$$T_x = I_x \ddot{\phi} + \omega_o h_n \dot{\phi} + h_n \dot{\psi} + \dot{h}_{xc} - \omega_o h_{zc}, \quad (1)$$

$$T_y = I_y \ddot{\theta} + \dot{h}_{yc}, \quad (2)$$

$$T_z = I_z \ddot{\psi} + \omega_o h_n \dot{\psi} - h_n \dot{\phi} + \dot{h}_{zc} + \omega_o h_{xc}, \quad (3)$$

Em que T_x , T_y , e T_z são os torques externos que agem sobre cada eixo do satélite, I_x , I_y e I_z são os momentos principais de inércia, ϕ , θ e ψ , são os desvios angulares nos eixos de rolamento, arfagem e guinada respectivamente, h_n é o momento angular nominal da roda de inércia, ω_o é a velocidade angular orbital e h_{xc} , h_{yc} e h_{zc} são os momentos angulares de controle gerados pela velocidade da roda de inércia e pela deflexão dos eixos cardan. O objetivo é aplicar o controle de tal forma a fazer com que os desvios angulares não ultrapassem a margem de erro de $0,05^\circ$ para os eixos de rolamento e arfagem e $0,40^\circ$ para o eixo de guinada.

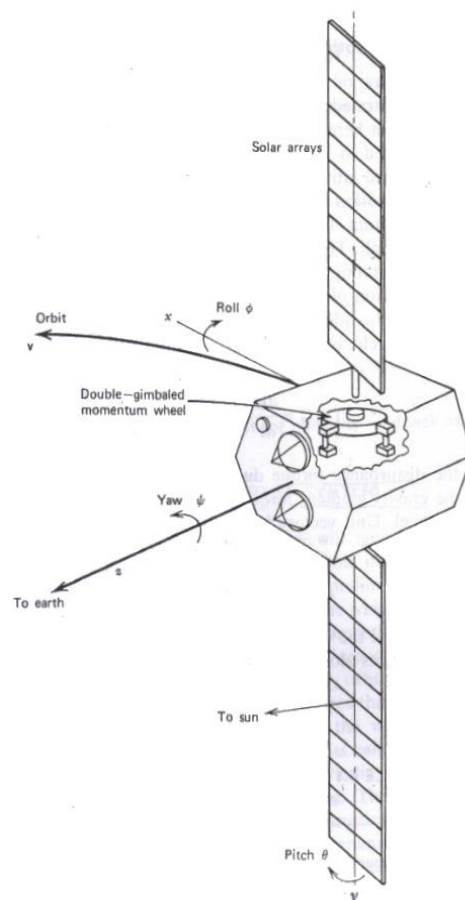


Figura 1. Satélite modelo.
[Fonte: KAPLAN, 1976]

2. Metodologia

Os métodos utilizados são: Análise e modelagem do sistema, aplicação dos parâmetros de controle, obtenção e apresentação das respostas geradas pelo controle aplicado.

3. Resultados e Discussão

Aplicando um controlador proporcional derivativo, as leis de controle obtidas são:

$$M_{xc} = \dot{h}_{xc} - \omega_o h_{zc} + \omega_o h_n \phi = K(\tau \dot{\phi} + \phi), \quad (4)$$

$$M_{yc} = \dot{h}_{yc} = K_p(\tau_p \dot{\theta} + \theta), \quad (5)$$

$$M_{zc} = \dot{h}_{zc} + \omega_o h_{xc} - h_n \dot{\phi} = -kK(\tau \dot{\phi} + \phi), \quad (6)$$

Onde K , K_p são os ganhos de autopilotagem, τ e τ_p são as constantes de tempo derivativo e k é o ganho proporcional de rolamento para guinada. Substituindo os termos semelhantes das Equações 4,5 e 6 nas Equações 1,2 e 3 e atribuindo os parâmetros constantes $K = 1,56 \text{ Nm/rad}$, $K_p = 0,275 \text{ Nm/rad}$, $\tau = \tau_p = 80 \text{ s}$ e $k = 0,054$, então as respostas são obtidas e mostradas graficamente através das Figuras 2, 3 e 4:

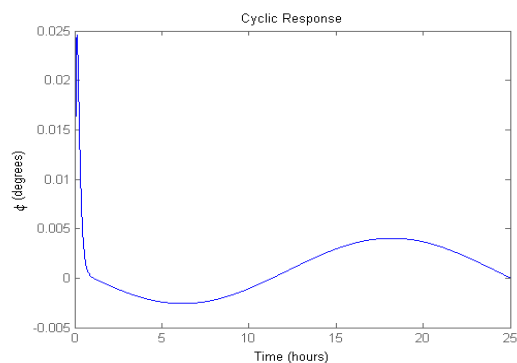


Figura 2. Resposta do eixo de rolamento.

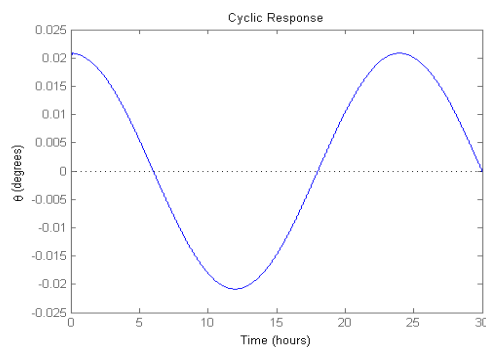


Figura 3. Resposta do eixo de arfagem.

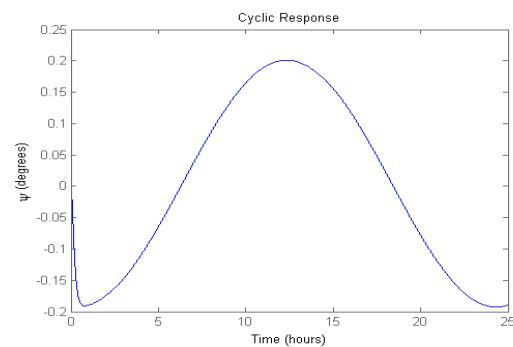


Figura 4. Resposta do eixo de guinada.

4. Conclusão

Em evidente fator conclusivo, os resultados apontaram eficácia na obtenção das respostas respeitando todos os requisitos de precisão de atitude. Diferente da maioria dos projetos no qual utilizam três rodas de inércia, uma para cada eixo, este projeto conseguiu êxito nos resultados apenas com uma roda de inércia, proporcionando redução de custos, melhoria na dinâmica e redução da massa do satélite.

Agradecimentos: Ao CNPq pelo apoio financeiro recebido através da bolsa PIBIC.

Referências

Kaplan, M. H. (1976), Modern Spacecraft Dynamics & Control. John Wiley.