

OTIMIZAÇÃO DE TRAJETÓRIAS PARA PROPULSÃO DE BAIXO EMPUXO

Albano Freire de Sousa Junior¹ (FEG, Bolsista PIBIQ/CNPq)
Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado² (DEM/INPE, Orientador)

RESUMO

Técnicas de otimização de trajetórias visam na maioria das vezes obter órbitas de transferências ótimas que minimizem o tempo de transferência ou combustível gasto. Para espaçonaves com propulsão de baixo empuxo (baixa razão de combustível por peso), o resultado da transferência ótima, escolhido um parâmetro de otimização (tempo, combustível), é o desenvolvimento lento de uma trajetória espiral com milhares de órbitas circulares próximas à terra em direção à órbita final desejada, o que leva à um tempo de viagem da ordem de meses. Esta característica aumenta a complexidade e delicadeza do problema de otimização da trajetória, ainda mais quando são incluídos outros fatores de perturbação.

Este trabalho visa utilizar uma técnica de otimização por um método direto, que consiste em resolver o problema de controle ótimo ajustando as variáveis em cada iteração. Uma vantagem deste tipo de método é que é geralmente mais fácil de se produzir um controle inicial. Esta técnica é aplicada em um programa em linguagem C em desenvolvimento que aplica este método, que consiste em usar as leis de controle ótimo que maximizam as taxas de variação temporal dos elementos orbitais para dar sentido ao empuxo, são dados como parâmetros iniciais do problema os elementos orbitais clássicos $(a, e, i, \Omega, \omega, E)$, que são relacionados com os elementos equinociais (a, h, k, p, q, F) . É usado a equação $\dot{x}' = a_T M \hat{\alpha}$, que define o movimento de uma nave espacial em um campo gravitacional quadrado inverso sujeito à uma força propulsora. Os elementos do vetor x' (5x1), da matriz M (5x3) e do vetor direcional $\hat{\alpha}$ são calculados a cada nova iteração, a_T é um fator que associa ao movimento fatores de perturbação, rendimento, massa e taxa de empuxo. Estes valores são usados para calcular as funções de ponderamento G_a, G_e, G_i , que são constantes usadas para otimizar o ângulo (*pitch* δ) do vetor unitário da direção do empuxo (G_a, G_e), e otimizar o ângulo yaw (σ) com G_i . Os valores obtidos pela otimização das constantes são mostrados graficamente, com os elementos orbitais (a, e, i) pelo tempo de transferência.

¹ Aluno do Curso de Engenharia Mecânica, FEG. E-mail: albanoxdz@yahoo.com.br

² Pesquisador da Divisão de Mecânica Espacial e Controle, INPE. E-mail: prado@dem.inpe.br