

IMPLEMENTAÇÃO DE PROGRAMA PARA MANOBRAS ORBITAIS VIA PROPULSORES DE BAIXO EMPUXO

Paolo Gennaro de Toledo Piza Rampazzo¹ (UNESP, Bolsista PIBIC/CNPq)
Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado² (DMC/INPE, Orientador)

RESUMO

O objetivo deste trabalho, iniciado em agosto de 2008, é a otimização de um método utilizado para calcular manobras orbitais com propulsores de baixo empuxo. Inicialmente foi estudado numericamente o caso simples do problema restrito de dois corpos utilizando um algoritmo de Runge-Kutta em Fortran. Posteriormente este integrador foi substituído por um integrador do tipo Bulirsch-Stoer, mais apropriado, e foi adicionado ao problema o efeito do achatamento terrestre. Foram feitas simulações e os resultados obtidos estavam de acordo com o esperado. Foi estudado também o efeito que um terceiro corpo provoca na órbita do corpo de menor massa, tanto num referencial inercial como num referencial girante em concordância com a órbita dos dois corpos de massa maior, considerada circular. Após esta fase de desenvolvimento e testes no programa e no integrador, foi estudado um método para a otimização de manobras orbitais visando menor tempo de transferência utilizando propulsores de baixo empuxo. Este método é baseado numa transferência entre órbitas inicial e final pré-determinadas, descritas em termos de elementos equinociais não-singulares. O critério de otimização é baseado em três condições de extremos diferentes: a máxima variação do semi-eixo maior, da excentricidade e da inclinação da órbita. Desta forma, a direção de aplicação de empuxo será determinada de maneira a se maximizar cada uma dessas variações de forma ponderada. A princípio há, portanto, três variáveis de otimização, que quando mudadas umas em relação às outras farão com que a órbita seja diferente, com tempos de transferência diferentes. No entanto, é a diferença entre os valores das variáveis que determina as condições da manobra e não seus valores absolutos. Portanto, o valor de uma variável é fixado e com isso o número de variáveis de controle é reduzido para duas. O programa foi desenvolvido e agora passa por testes finais. Com o programa em funcionamento, pretende-se fazer previsões de tempo para a transferência a partir de diferentes condições da órbita inicial, mantendo-se fixa a órbita final desejada. Até o fim deste trabalho são esperados resultados ótimos em relação ao tempo de transferência.

¹ Aluno do Curso de Engenharia Mecânica, UNESP. E-mail: paolorampazzo@gmail.com

² Engenheiro de Desenvolvimento Tecnológico Senior na Divisão de Mecânica Espacial e Controle.
E-mail: prado@dem.inpe.br