

IMPLEMENTAÇÃO DE PROGRAMA PARA MANOBRAS ORBITAIS VIA PROPULSORES DE BAIXO EMPUXO

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

RESUMO

Este trabalho tem como objetivo a implementação de um programa computacional para manobras orbitais de baixo empuxo baseado num método direto já existente. O programa visa encontrar uma transferência entre uma determinada órbita inicial para uma órbita final no menor tempo possível, embora este tempo seja relativamente longo. O empuxo aplicado possui a característica de ter a direção variável, mantendo a sua magnitude constante. Desta forma, obtendo-se um resultado ótimo em relação ao tempo de transferência, estará se obtendo também um resultado ótimo em relação ao consumo de combustível, para este tipo de empuxo. Neste método, são utilizadas funções peso que ponderam as máximas variações da excentricidade, inclinação e semi eixo maior. Os valores destas funções com o tempo são as variáveis de controle para a otimização da transferência. Os valores que essas variáveis podem receber são discretizados e o valor a cada momento é escolhido de forma que no final o resultado obtido seja otimizado. Este método, diferentemente dos métodos indiretos, não se baseia nas equações do cálculo variacional e do controle ótimo, como são encontrados a maioria dos métodos de manobras deste tipo. Resultados obtidos por outros métodos diretos e indiretos podem ser confrontados com o método apresentado. Algumas divergências nos resultados são esperadas, principalmente em relação aos métodos obtidos com o cálculo variacional, já que os valores das funções de controle neste caso são discretas e neste caso o método direto pode ser considerado um método quase ótimo. No entanto, uma vantagem deste método é o rápido processamento de dados, e pode ser utilizada em uma missão em tempo real, resultando em boas aproximações. Além disso, é um método que possibilita a utilização de elementos orbitais médios durante a integração, já que as diferenças dos elementos orbitais após cada período são muito pequenas.

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