

Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics

Estudo de manobras de transferência de órbitas ao redor da lua

Guilherme Marcos Neves¹

Denilson Paulo Souza dos Santos²

UNESP câmpus São João da Boa Vista, São João da boa Vista, SP

1 Introdução

O estudo de manobras de transferência de órbitas é de vital importância para missões espaciais. Nesse contexto o presente trabalho visa estudar tais manobras de um satélite ao redor da lua utilizando os princípios da mecânica celeste, em especial o problema de dois corpos e o problema de Lambert. [2] [3]. Será utilizado para coleta de dados o software STK e para simulações numéricas o MatLab.

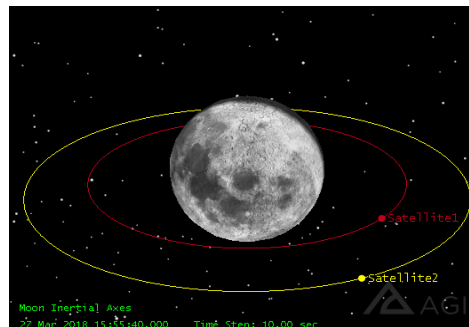


Figura 1: Manobra de transferência de Lambert de uma órbita circular (satélite 1) para outra órbita circular (satélite 2)

2 Formulação Matemática

O movimento de corpos celestes ocorre devido a um campo de força central e está sujeito a diversas perturbações, tais como arrasto atmosférico, pressão de irradiação solar, albedo, não esfericidade da Terra, etc. e descrevem cônicas com um corpo principal situado no foco. No caso de um satélite ao redor da lua seu movimento descreve uma elipse, tendo 6 constantes de integração que a define sendo eles os elementos keplerianos. [1]

¹guimarcosneves@hotmail.com

²denilson.santos@unesp.br

Tabela 1: Elementos keplerianos

a	semi-eixo maior
e	excentricidade
Ω	longitude do nó ascendente
I	inclinação
ω	longitude do pericentro
v	anomalia verdadeira

Pela lei da gravitação universal temos que a força de atração entre dois corpos é inversamente proporcional ao quadrado da distância entre eles, com base nisso temos

$$\ddot{\mathbf{r}} = \frac{-\mu\mathbf{r}}{r^3} \quad (1)$$

Sendo $\mu = Gm$, onde m é a massa da lua G a constante de gravitação universal.

Integrando a Equação 1 chegamos a equação de movimento para o satélite, é importante ressaltar que essa formulação toma como desprezível a massa do satélite em relação a massa da lua e nas simulações é utilizado os corpos como se toda a massa estivesse concentrada em seus centros de massa.

Uma órbita também é definida pelos seus elementos keplerianos, onde em cada instante o satélite apresenta uma posição \mathbf{r} e uma velocidade \mathbf{v}_0 .

3 Resultados

Visto que o projeto de pesquisa encontra-se em fase inicial, este resumo apresenta um estudo em princípio conceitual com enfoque na formulação matemática e os conceitos a serem empregados.

Agradecimentos

PIBIC/UNESP - SJBV, FAPESP 2017 04643-4.

Referências

- [1] CARRARA, V., KUGA, H. K., RAO, K. R. *Introdução à Mecânica Orbital*, 2ª Edição, INPE, São José dos Campos, 2008.
- [2] SANTOS, D. P. S. *Otimização de Trajetórias Espaciais com Propulsão Elétrica Solar e Manobras Gravitacionalmente Assistidas*, INPE, São José dos Campos, 2009.
- [3] ARAÚJO, N.S., SANTOS, D. P. S. *Estudo e Determinação de Órbitas para Satélites Artificiais*, III Simpósio de Tecnologia e Gestão -ETEP Faculdades, São José dos Campos, novembro de 2010.