

MISSÃO ESPACIAL ASTER: SIMULAÇÃO DE MANOBRAS DE SONDA ESPACIAL E INCREMENTO TOTAL DE VELOCIDADE

Abreuçon Atanásio Alves¹; Antonio Delson Conceição de Jesus²

1. Bolsista voluntário, Graduando em Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: bel_uefs@yahoo.com.br
2. Orientador, Departamento de Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: a1d1j1@gmail.com

PALAVRAS-CHAVE: Projeto ASTER, Sonda Espacial, Trajetórias.

INTRODUÇÃO

As missões de veículos espaciais para fora da Terra incluem satélites, ônibus, sondas e outros veículos espaciais. Na maioria dos casos estes veículos vão para fora do ambiente próximo da Terra. Cada missão é caracterizada pelo tipo da sonda, sendo ela de impacto, aterradora, veicular, entre outras. Uma missão de um veículo espacial é projetada sob uma estratégia de manobras espaciais, desde o seu lançamento até o alvo a ser alcançado. Quando as manobras espaciais são implementadas, trajetórias espaciais diversas podem ser usadas, combinando diversos tipos delas até que o veículo espacial chegue ao corpo celeste alvo. Do ponto de vista do custo de uma missão espacial, é desejado sempre que ela seja realizada de maneira ótima, ou seja, deseja-se realizar uma missão espacial sempre da forma mais econômica possível. Daí, associado ao problema da Dinâmica Orbital está o problema da otimização de variáveis. Neste sentido, diversos autores têm publicado teoremas sobre quais as manobras/trajetórias e/ou combinações delas que garantem o mínimo consumo de combustível possível. Normalmente, calcula-se este mínimo consumo de combustível a partir dos valores do incremento total dado à velocidade do veículo espacial ao longo da missão. Neste trabalho, exibimos as diversas etapas de uma missão de uma sonda espacial, calculando os incrementos de velocidade de cada manobra, desde o seu lançamento até o seu pouso num corpo celeste e também o incremento total, ou seja, o custo total da missão. Descrevemos as possíveis mudanças de plano e ângulo correspondente. Estabelecemos critérios de lançamento baseando-se em janelas espaciais, prevendo possíveis colisões com veículos ou mesmo corpos naturais já existentes em órbita. Enfatizamos as limitações tecnológicas, levando em conta o conhecimento anterior de energia e suas respectivas órbitas. Estabelecemos os parâmetros e métodos numéricos ou computacionais que contemplam todas as possíveis mudanças no trajeto do veículo espacial. Explicamos as características das transferências orbitais, enfatizamos o papel dos propulsores na Guiagem da sonda ao longo da sua trajetória. Fizemos considerações sobre o retorno do veículo com base no valor da gravidade do astro ao qual foi destinado, tendo conhecimento prévio de sua constituição físico-química. Esclarecemos sobre quais instrumentos serão utilizados para mensurar a velocidade em qualquer instante, além de uma rede de comunicação favorável para localização do mesmo.

METODOLOGIA

A metodologia utilizada neste trabalho foi o estabelecimento das equações que regem o movimento das sondas espaciais, seguido da implementação das condições de consumo mínimo de combustível para uma missão espacial com sondas espaciais. Além disso, estabelecemos a estratégia das manobras espaciais da sonda para alcançar o corpo celeste alvo da missão. No final, estudamos as características físicas do corpo celeste que será visitado pela sonda. Utilizamos simulação numérica dos dados e sua interpretação. As simulações serão realizadas em código Fortran e/ou C++.

RESULTADOS

O nosso modelo ainda não foi simulado, de tal maneira que podemos dizer que o experimento numérico (a simulação das órbitas) ainda não foi implementado. Estamos na fase da pesquisa de informações tecnológicas e do cálculo dos valores do incremento da velocidade total. Contudo, podemos adiantar o uso e a adaptação dos valores de incremento da velocidade para transferências do tipo bi-impulsiva (neste caso, bi-impulsiva), de Hohmann, etc., as quais estão mostradas a seguir. A transferência de Hohmann ocorre entre duas órbitas circulares, coplanares, quando o raio do periastro da elipse de transferência é igual ao raio da órbita inicial e o raio do afeastro é igual ao raio final da órbita, dados abaixo por:

$$r_{pt} = r_i \quad (1.1)$$

$$r_{at} = r_f \quad (1.2)$$

Nesta transferência há dois incrementos de velocidades. O primeiro muda a velocidade inicial do veículo espacial, gerando uma velocidade necessária sobre a elipse de transferência. Ou seja, no final desta manobra, o veículo possuirá velocidade elíptica. O segundo incremento dado à velocidade a mudará para que o veículo tenha energia suficiente para sair da órbita de transferência e a alcançar a órbita final, chamada de órbita nominal ou órbita alvo. Estes incrementos são dados por:

$$\Delta V_1 = V_{pt} - V_i \quad (2.1)$$

$$\Delta V_2 = V_{at} - V_f \quad (2.2)$$

onde,

V_{pt} = velocidade do periastro na transferência da órbita

V_{at} = velocidade apoastro na transferência de órbita da elipse

V_i = velocidade do veículo espacial sobre a órbita inicial

V_f = velocidade do veículo espacial sobre a órbita final

A velocidade no periastro para a transferência da elipse é dada por:

$$V_p = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{pt}} - \frac{\mu}{a}} \quad (3.1)$$

onde,

$\mu = GM$ constante gravitacional pela massa do astro

r_{pt} = raio no periastro

a = semi-eixo maior da elipse

A velocidade no afastro para a transferência da elipse é dada por

$$V_a = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{at}} - \frac{\mu}{a}} \quad (3.2)$$

onde,

r_{at} = raio no afastro

Para a transferência do tipo bi-elíptica, o incremento de velocidade é dado por:

$$\Delta V = 2V_i \sin(\alpha/2) \quad (4.1)$$

onde,

ΔV = velocidade de mudança requerida para mudança de plano

V_i = velocidade do veículo espacial no início da órbita de inserção dos planos da órbita inicial e final

α = ângulo de mudança de plano

CONCLUSÕES

A realização dessa missão torna-se viável, levando em conta todas as condições técnicas e considerações acerca das limitações tecnológicas, além do conhecimento sobre o corpo celestial ao qual se pretende alcançar, tendo como embasamento inicial teorias aceitas em Aerodinâmica Espacial. Os nossos resultados mostram a eficiência das transferências de Hohmann e bi-elípticas para o lançamento de uma sonda espacial a espaço profundo.

REFERÊNCIAS

SUKHANOV, A.A. 2001. Lectures on Astrodynamics. Third edition. Space Research Institute. p.1-139.

BROWN, C.D. 1992. Spacecraft Mission Design. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. p.81-130.