

PROJETO ASTER: ESTRATÉGIA PARA MANOBRAS DE RENDEZVOUS DA SONDA ESPACIAL BRASILEIRA COM O ASTEROÍDE 2001 SN263

Abreucon 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: ald1j1@gmail.com

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

INTRODUÇÃO

O Projeto Aster trata da primeira missão brasileira a espaço profundo. Sua proposta é a construção de uma sonda espacial de pequeno porte, cuja missão é explorar um asteroide triplo, o asteroide 2001 SN 263. O seu objetivo principal é o desenvolvimento e a qualificação brasileira em tecnologias espaciais. Por ser uma missão tecnológica, este projeto tem a diretriz de agregar o maior envolvimento brasileiro possível, seja na plataforma, em sub-sistemas, na integração, na carga útil, bem como, no rastreamento, na guiagem e controle de sonda. Este projeto por ser multi-institucional envolve algumas universidades e institutos brasileiros, entre eles, a UEFS. Cada grupo se responsabilizou pela realização de uma parte deste projeto e a UEFS (particularmente, o grupo de Dinâmica Orbital) comprometeu-se com a análise de curvas espectrais enviadas pela sonda, além de contribuir com as estratégias de manobras com a finalidade de otimizar os custos da missão. A missão usará propulsores desenvolvidos por grupos brasileiros e a implementação das manobras da sonda até alcançar o asteroide está sendo também pensada pela equipe. 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, em termos de consumo de combustível. Normalmente, calcula-se este mínimo consumo de combustível a partir dos valores do incremento total da velocidade do veículo espacial ao longo da missão. Neste trabalho, sugerimos uma estratégia para manobras da sonda, a fim de alcançar o alvo de forma otimizada, levando em conta desvios produzidos pelo sistema propulsor não ideal. O objetivo é estudarmos o impacto destes desvios no custo total da missão, medido pelo incremento total da velocidade da sonda.

METODOLOGIA

A metodologia utilizada neste trabalho foi o estabelecimento de um conjunto de manobras que caracterizam a estratégia para a sonda sair de uma órbita da terra e chegar ao asteroide. Logo após a escolha da estratégia e, portanto, das manobras que serão realizadas, calculamos o incremento de velocidade associado a cada manobra. Depois, calcula-se o incremento total e introduz-se desvios neste incremento para se estudar o efeito deles na manobra final. Utilizamos simulação numérica dos dados e sua interpretação. As simulações serão realizadas em código Fortran e/ou C++.

RESULTADOS

A Figura 1, abaixo, mostra o ambiente no espaço profundo onde ficam diversos asteroides numa região próxima da Terra. As órbitas da Terra, de Vênus e Marte podem ser vistas nesta região (olhando de dentro para fora). A órbita do asteroide 2001 SN263 tem periápsis próxima da Terra e apoápsis próxima de Marte, passando próxima de Vênus em algum momento.

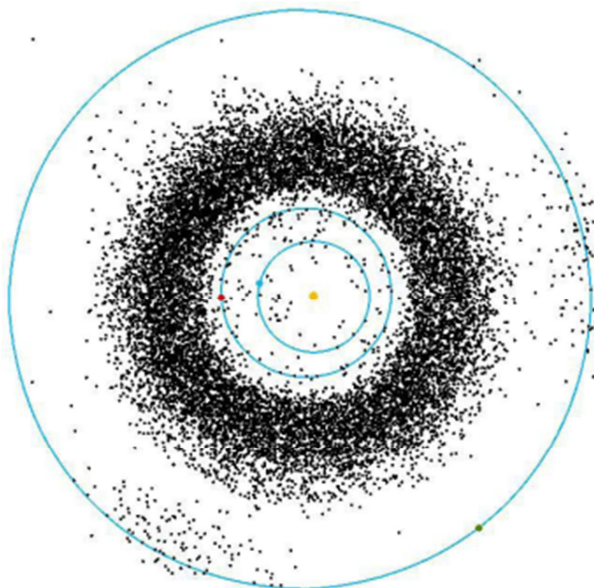


Fig. 1 – Configuração de asteroides em espaço profundo, vizinho da Terra

A estratégia escolhida para as manobras da sonda foi pensada da seguinte maneira:

- 1) A sonda sai de uma órbita da Terra e chega à órbita de Marte. Ocorre o primeiro incremento de velocidade (ΔV_1), implementado pelo sistema de propulsor da sonda, inicialmente assumido como sendo ideal (sem desvios);
- 2) A sonda sai da órbita de Marte, depois de um intervalo de tempo Δt_1 para chegar em uma órbita intermediária. Esta órbita pode ser a Vênus, que é intermediária entre Terra e Marte. Em Vênus, podemos fazer um swing-by para obter energia do próprio planeta. Aqui a sonda receberia gratuitamente um novo incremento de velocidade (ΔV_2), o que representaria uma economia de combustível. Nesta órbita de Vênus a sonda ficará um intervalo de tempo Δt_2 . Esta estratégia é suficiente para “esperar” o asteroide se aproximar da órbita de Vênus;
- 3) A sonda sai da órbita de Vênus e chega na órbita do asteroide. Na saída a sonda vai implementar um novo incremento de velocidade (ΔV_3) e na chegada na órbita do asteroide terá de acionar retro-propulsores para “frear” e se ajustar na órbita do asteroide. Assim, um novo incremento é implementado pela sonda, ou seja, ΔV_4 . Este último processo requererá também um intervalo de tempo Δt_3 .

A literatura científica mostra as equações gerais para diversas transferências que podem ser adaptadas para a nossa estratégia. Na equação final para o incremento total serão introduzidos desvios nos vetores-posição da sonda nas diversas trajetórias. Usaremos as equações para os incrementos de 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 apoastro 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 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 apoastro 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 afeastro

Para a transferência do tipo bi-elíptica, (esta é usada com o swing-by) o incremento de velocidade é dado por:

$$\Delta V = 2V_i \text{sen}(\alpha/2) \quad (4.1)$$

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

O incremento total de velocidade é uma função dos desvios dos raios-vetores da sonda nas órbitas da Terra, Marte e Vênus. O seguinte incremento de velocidade é periápsis,

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{R1}} \cdot \left(\frac{2R2}{R1+R2} - 1 \right) \quad (5)$$

e para incrementos no apoápsis é

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{R2}} \cdot \left(1 - \frac{2R1}{R1+R2} \right) \quad (6)$$

Os raios R1 e R2 foram escolhidos da seguinte maneira: R1 é o raio da órbita menor quando a queima dos propulsores acontecer no periastro e R2 é o raio da órbita maior quando a queima ocorre no apoastro. O incremento total de velocidade da nossa estratégia, usando esta nomenclatura é:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{Rt}} \left(\sqrt{\frac{2Rm}{Rt+Rm}} - 1 \right) + \Delta V_{sb} + \sqrt{\frac{\mu}{Rv}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2Ra}{Ra+Rv}} - 1 \right) + \sqrt{\frac{\mu}{Rm}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2Rv}{Rv+Rm}} \right) \quad (7)$$

Este é incremento total de velocidade da estratégia adotada. Os raios são Rt (Terra), Rm (Marte) e Rv (Vênus) tomados adequadamente nos apoapsis e periapsis. O termo com subscrito "sb" é devido ao incremento do swing-by em Vênus. O incremento total final é uma função dos desvios dos raios-vetores da sonda nas órbitas da Terra, Marte e

Vênus. Assumindo com aproximação inicial desvios iguais (X) para cada raio, temos a expressão:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{Rt+X}} \cdot (\sqrt{2/A} \cdot [1+D-F1-1]) + \Delta V_{sb}(V_i, \Delta\alpha) \\ + \sqrt{\frac{\mu}{Rv+X}} \cdot \left[\sqrt{\frac{2}{B}} \cdot (1+E-F2-1) \right] + \sqrt{\frac{\mu}{Rm+X}} \cdot \left[1 - \sqrt{\frac{2}{C}} \cdot (1-D-F3) \right] \quad (8)$$

onde,

$$A = 1 + Rt/Rm, B = 1 + Rv/Ra, C = 1 + Rv/Rm$$

$$D = X/2Rm, E = X/2Ra$$

$$F1 = X/(Rt+Rm), F2 = X/(Rv+Ra), F3 = X/(Rv+Rm),$$

A velocidade V_i é a velocidade inicial de entrada no swing-by que é a de saída do último incremento da velocidade. O ângulo α e o seu desvio são determinados na estratégia. Este estudo tem caráter introdutório. A parte de simulação numérica e a análise gráfica estão em andamento e serão apresentada no SEMIC.

CONCLUSÕES

Neste trabalho apresentamos a expressão para o incremento total da velocidade de uma sonda espacial (Projeto Aster) para alcançar o alvo asteroide 2001 SN263 de forma viável e otimizada com respeito ao consumo de combustível. Como suposição inicial assumimos desvios iguais para todos os raios vetores da sonda nas diversas trajetórias dos planetas envolvidos no espaço profundo onde o asteroide se encontra. Utilizamos o modelo de transferência de Hohmann e manobras de swing-by. Os resultados ainda são preliminares, sem as simulações e demais expressões algébricas, que serão apresentados durante o SEMIC.

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.