



**XXVIII SEMINÁRIO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA DA UEFS  
SEMANA NACIONAL DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA - 2024**

**PROJETO ASTER: ENCONTRO COM O ASTEROIDE TRIPLO 2001 SN263  
COM MANOBRAS DE SWING-BY**

**Felipe Carvalho Peixoto<sup>1</sup>; Antônio Delson C. de Jesus<sup>2</sup>**

1. Bolsista – Modalidade Bolsa/PVIC, Graduando em Licenciatura em Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: [felipefsa9@gmail.com](mailto:felipefsa9@gmail.com)

2. Orientador, Departamento de Física, Universidade Estadual de Feira de Santana, e-mail: [a1d1j1@uefs.br](mailto:a1d1j1@uefs.br)

**PALAVRAS-CHAVE:** Asteroides; Manobras de Swing-by; Missões espaciais.

## **INTRODUÇÃO**

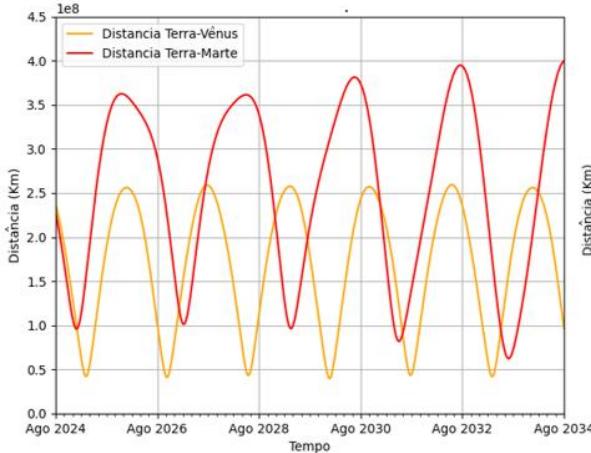
Asteroides são corpos rochosos e metálicos que orbitam o Sol, possuindo um tamanho menor que um planeta. A formação inicial dos asteroides é datada do início do Sistema Solar, fazendo com que o estudo de suas propriedades e composições nos dê pistas sobre a origem do nosso Sistema. Uma categoria de asteroides que facilita o seu estudo são os *Near-Earth Asteroids* (NEAs), asteroides que periodicamente se aproximam da órbita da Terra, facilitando o envio de uma sonda para estudar sua superfície. Na população dos NEAs também existem sistemas de asteroides, como os sistemas triplos, dos quais apenas dois são bem estabelecidos: o 2001 SN263 e o 1994 CC (FANG et al., 2011). Devido à sua raridade, os sistemas triplos de asteroides podem nos fornecer informações ainda mais valiosas sobre a origem do Sistema Solar, por isso existe um interesse em estudá-los. No ano de 2010 começou a ser idealizado o Projeto ASTER, uma proposta brasileira para o envio de uma sonda espacial para atingir o 2001 SN263. O alvo foi escolhido por exigir um gasto aceitável de combustível e possuir condições favoráveis para a comunicação de rádio com a Terra (SUKHANOV et al., 2010). O consumo de propelente costuma ser o fator mais decisivo no planejamento do envio de sondas espaciais, devido ao seu alto custo financeiro. É com base nisso que foram estudadas e aplicadas as manobras de Swing-by (MINOVITCH, 1961), que podem extrair energia do campo gravitacional dos planetas para a sonda, aumentando sua velocidade sem gastar combustível e reduzindo, portanto, o custo de uma missão espacial. Sendo assim, este trabalho se utilizou de simulações computacionais para solucionar numericamente a trajetória da sonda ASTER, que será lançada a partir da Terra em direção ao 2001 SN263. Durante o percurso da sonda, fizemos uso das manobras de Swing-by para tentar minimizar o combustível gasto na missão e torná-la viável.

## **METODOLOGIA**

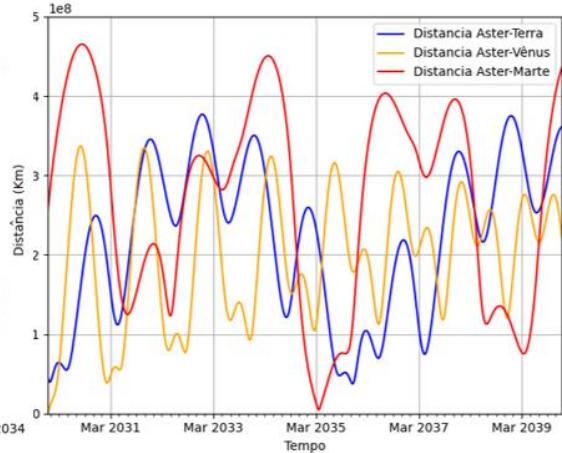
Nosso sistema físico é formado por sete corpos: Sol, Vênus, Terra, Lua, Marte, 2001 SN263 e a sonda ASTER, de tal forma que as simulações serão realizadas no referencial do Centro de Massa desse sistema. A massa e as coordenadas desses corpos foram coletadas em tempo real no dia 15 de agosto de 2024, através do site Horizons System,

do Jet Propulsion Laboratory (JPL). Para a sonda ASTER, foi adotado o valor de 150 Kg para sua massa, conforme previsto em Sukhanov et al. (2010), e consideramos que seu movimento se iniciava a partir de órbita ao redor da Terra com de altitude 450 Km. As trajetórias dos sete corpos no decorrer tempo são obtidas a partir do método de integração numérica. Para isso, foi utilizado o software *Rebound*, que pode integrar as equações de movimento de um sistema de N-corpos através do método da quadratura de *Gauss-Radau* de 15<sup>a</sup> ordem (REIN; SPIEGEL, 2015).

As simulações se iniciam com a sonda partindo da Terra, e para descobrir o melhor planeta alvo para realizar o primeiro Swing-by, medimos a distância relativa entre a Terra e Vênus, e entre a Terra e Marte (Figura 1), de tal forma que a sonda seria enviada num momento propício para que ela sobrevoasse o alvo quando a menor distância fosse encontrada. Após o primeiro Swing-by ser realizado, medimos as distâncias relativas entre a sonda e os planetas Terra, Vênus e Marte (Figura 2), em que novamente a menor distância indicará qual desses planetas será o alvo do segundo Swing-by. Por fim, após realizar a segunda manobra, buscamos fazer o encontro da sonda com o asteroide.



**Figura 1:** Distância relativa entre a Terra e Vênus (laranja) e entre a Terra e Marte (vermelho) no período de agosto de 2024 a agosto de 2034.



**Figura 2:** Distância relativa entre ASTER e Terra (azul), ASTER e Vênus (laranja) e ASTER e Marte (vermelho) no período de dezembro de 2029 a dezembro de 2034.

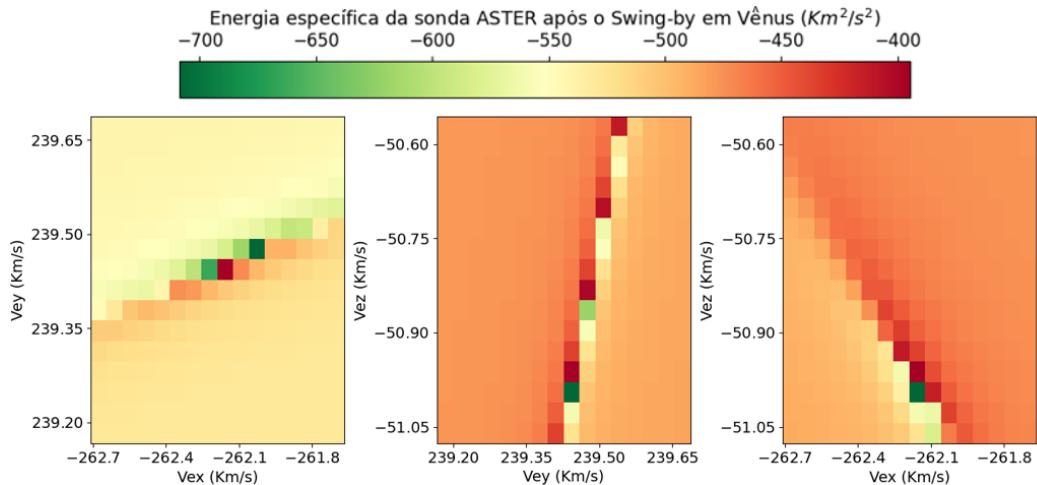
Para enviar a sonda em direção aos alvos, utilizamos o sistema de propulsão desenvolvido na Universidade Estadual de Feira de Santana (UEFS), grupo de Dinâmica Orbital, no qual a aceleração da sonda pode ser calculada através da Equação 1. Os parâmetros dessa equação foram definidos em Jesus et al. (2012), de tal: 1)  $\chi$  é o “fator de massa”, que é a razão entre a massa do veículo e a massa inicial do propelente; 2)  $\gamma$  é o “fator de potência”, que representa a frequência com que o combustível é ejetado no tempo; e; 3)  $v_{ei}$  indica as componentes da velocidade de exaustão dos gases da sonda. Nesse modelo, optamos por utilizar uma propulsão impulsiva, no qual uma quantidade maior de combustível é ejetado em um intervalo ínfimo de tempo. Para todos os usos do sistema de propulsão nas simulações deste trabalho, adotamos o valor de 1,0 Hz para o fator  $\gamma$  e 10,0 para o fator  $\chi$ .

$$f_i = v_{ei} \frac{\gamma e^{-\gamma t}}{\chi + e^{-\gamma t}} \quad (1)$$

O gasto de combustível em cada uso do sistema de propulsão é mensurado por um parâmetro  $\Delta v$ , que representa a diferença entre a velocidade da sonda após e antes de usar o propelente.

## RESULTADOS E/OU DISCUSSÃO

Na primeira etapa do problema, a distância mínima encontrada foi entre a Terra e Vênus (Figura 1), em dezembro de 2029. Com isso, para que a sonda ASTER se aproximasse de Vênus nesse período e realizasse o Swing-by, ela foi lançada a partir da Terra em 14 de maio de 2029. Em seguida, foi feita uma simulação com as três componentes da velocidade de exaustão, para encontrar a melhor combinação entre elas que possibilitasse à nave a maior energia após a manobra. A Figura 3 mostra uma faixa de intervalos dessas combinações e como elas interferem na energia específica da sonda após o Swing-by. Os valores encontrados mais otimizados foram de -262,15 Km/s para  $v_{ex}$ , 239,44 Km/s para  $v_{ey}$  e -50,97 Km/s para  $v_{ez}$ . O  $\Delta v_1$  gasto para essa primeira etapa foi de 5,09 Km/s.



**Figura 3:** Representações de como a combinação entre as componentes da velocidade de exaustão interferem na energia específica final da sonda após realizar o Swing-by em Vênus

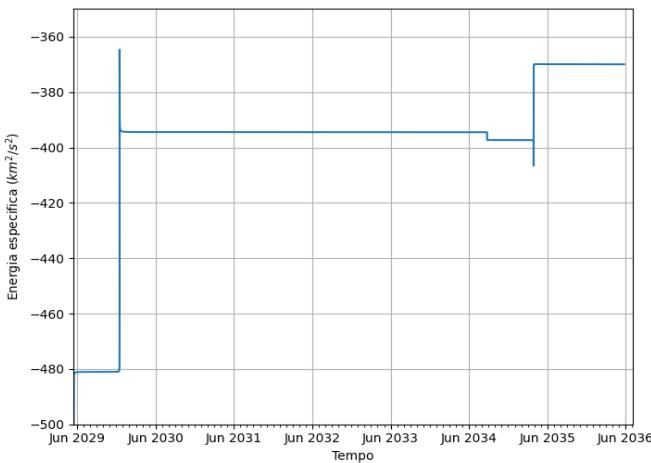
A segunda etapa do problema foi encontrar o próximo alvo para a sonda realizar o Swing-by. Conforme a Figura 2, existem dois pontos de distância mínima, um para Vênus, em janeiro de 2030, e outro para Marte, em março de 2035. O valor inicial foi descartado pois ele representa o instante em que a sonda está começando a se distanciar de Vênus após ter realizado o primeiro Swing-by, não podendo realizar a manobra novamente em Vênus naquele instante. Isso indica que Marte foi o melhor alvo encontrado para se realizar o próximo Swing-by. Em seguida, realizamos novas simulações com as componentes da velocidade de exaustão, agora para determinar a combinação desses valores que fornecesse uma distância mínima entre a sonda e o 2001 SN263 após realizar o Swing-by em Marte (Tabela 2). O  $\Delta v_2$  gasto nessa etapa foi de ~1,04 Km/s.

**Tabela 1:** Faixa de combinações otimizadas dos valores de  $v_{ex}$ ,  $v_{ey}$  e  $v_{ez}$  e suas respectivas interferências na distância mínima da sonda ASTER com o 2001 SN263.

$V_{ex}$ (Km/s)	$V_{ey}$ (Km/s)	$V_{ez}$ (Km/s)	Distância mínima entre ASTER e 2001 SN263 (Km)
1,1341650	-2,4972219	29,0902758	582,8288607
1,1341650	-2,4972219	29,0902761	489,1397031
1,1341650	-2,4972219	29,0902764	409,0585089
1,1341650	-2,4972219	29,0902767	351,9971459

1,1341650	-2,4972219	29,0902770	330,0115290
-----------	------------	------------	-------------

A terceira e última etapa da missão consiste em fazer a sonda ASTER atingir uma órbita de distância menor que o raio de Hill do 2001 SN263, calculado em ~345 Km por Fang et al. (2011). Conforme a Tabela 1, após fazer o Swing-by em Marte, a sonda conseguiu atingir uma distância de ~330 Km do asteroide, e nos resta usar a propulsão para permitir à sonda atingir uma órbita estável ao redor do 2001 SN263 nessa distância. Fazendo então o cálculo para  $\Delta v_3$ , obtemos o valor de 11,06 Km/s. Na Figura 4, vemos um panorama de como a energia específica da sonda foi influenciada pelos Swing-bys e pela força de propulsão no decorrer de sua trajetória até o asteroide triplo.



**Figura 4:** Energia específica da sonda ASTER durante a realização

## CONSIDERAÇÕES FINAIS

Nas simulações realizadas, a sonda ASTER inicia sua trajetória para o encontro com o 2001 SN263 em 14 de maio de 2029, e atinge o alvo em 22 de maio de 2036, totalizando um tempo de 2565 dias para a missão. O  $\Delta v$  total gasto para atingir o objetivo da missão foi de 17,19 Km/s. Esse valor representa um alto custo de combustível para a missão, e tornaria não desejável do ponto de vista econômico, visto que, Sukhanov et al. (2010) estipulou um  $\Delta v$  aceitável de no máximo 6 Km/s para o projeto ASTER. O valor que obtivemos para o  $\Delta v$  foi em consequência do uso de uma única propulsão impulsiva em cada etapa. Não houve mais tempo de pesquisa para refinarmos o resultado com mais propulsões de magnitude menores, o que exigiria mais tempo de computação. Contudo, já estamos trabalhando atualmente fora do prazo desta pesquisa neste refinamento para otimizar o resultado.

## REFERÊNCIAS

- FANG, J. et al. Orbits of near-earth asteroid triples 2001 SN263 and 1994 CC: properties, origin, and evolution. **The Astronomical Journal**, v. 141, n. 5, p. 154, 2011.
- JESUS, A. D. C.; SOUSA, R. R. Processing optimized for symmetry in the problem of evasive maneuvers. **Computational and Applied Mathematics**, v. 34, p. 521-534, 2015.
- Jet Propulsion Laboratory (JPL) - NASA. **Horizons System**. Disponível em: <<https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/>>. Acesso em 18 ago. 2024.
- MINOVITCH, M. A method for determining Interplanetary free-fall reconnaissance trajectories. **Jet Propulsion Laboratory**, 1961.

REIN, H.; SPIEGEL, D. S. IAS15: a fast, adaptive, high-order integrator for gravitational dynamics, accurate to machine precision over a billion orbits. **Monthly Notices of the Royal Astronomical Society**, v. 446, n. 2, p. 1424-1437, 2015.

SUKHANOV.AA.; VELHO, H. F. C.; MACAU, E. E.; WINTER, O.C. **The ASTER project**: flight to a near-earth asteroid. *Cosmic Research*, v. 48, n. 5 p. 443–450, 2010.