

## Manobras Orbitais Utilizando o Problema de Lambert

Eduardo O. Noveti<sup>1</sup>, Denilson P. S. Santos<sup>2</sup>, Crystopher C. Brito<sup>3</sup>

FESJ/UNESP, São João da Boa Vista, SP,

Jorge K. S. Formiga<sup>4</sup>

ICT/UNESP, São José dos Campos - SP

O Problema de Lambert, proposto por Johann Heinrich Lambert e resolvido por Joseph-Louis Lagrange, é de extrema importância para o estudo de manobras orbitais em diversas áreas, tais como manobras de rendesvouz, fly-by, swingby e correção de órbitas. Em essência, o problema consiste em determinar a trajetória orbital de um veículo espacial a partir de um ponto inicial, definido por  $r_i$ ,  $v_i$  e  $m_i$ , para um ponto final, definido por  $r_f$ ,  $v_f$  e  $m_f$ , no instante  $t_f$ , com o mínimo consumo possível de combustível ( $m_f - m_i$ ) (Fig. 1). O grau de liberdade do problema é variável, dependendo da missão específica em questão. Este resumo tem como objetivo apresentar uma revisão sucinta do Problema de Lambert e discutir sua importância na análise de manobras orbitais.[2].

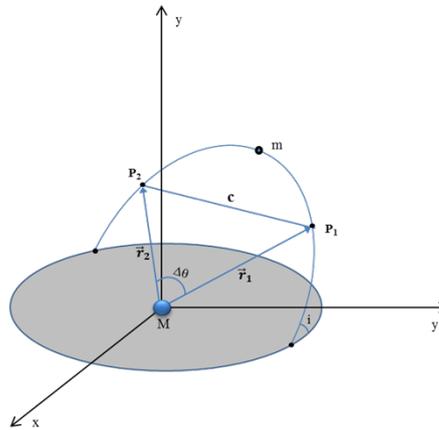


Figura 1: Problema de Lambert. Fonte: [5]

Na análise de transferências de órbitas, diversos fatores críticos devem ser considerados, tais como o tempo necessário para a realização da manobra, limitações nos atuadores, estado do veículo, entre outros. Neste trabalho, o consumo de combustível é o fator crítico em foco, artigo [4]. Além disso, o tempo necessário para a conclusão da manobra será considerado e analisado. Este resumo tem como objetivo apresentar uma discussão sucinta dos fatores críticos envolvidos na análise de transferências de órbitas, com ênfase no consumo de combustível e no tempo necessário para a realização da manobra.

<sup>1</sup>eduardo.noveti@unesp.br

<sup>2</sup>denilson.santos@unesp.br

<sup>3</sup>crystopher.brito@unesp.br

<sup>4</sup>jorge.formiga@unesp.br

Este trabalho tem como objetivo comparar métodos de transferência orbital para veículos espaciais, a fim de quantificar e avaliar os resultados obtidos. Para tanto, foram desenvolvidos programas em Python e Matlab que implementam e comparam duas técnicas para o cálculo de manobras orbitais bi-impulsivas. A primeira técnica calcula a solução através do Problema de Lambert, dentro do modelo de dois corpos, e a segunda utiliza como dinâmica o problema restrito de três corpos. Os resultados serão comparados em termos de consumo de combustível e tempo de duração da manobra. Além disso, será utilizada a técnica de algoritmos genéticos, empregando o Problema de Lambert como função fitness para as comparações. Este trabalho se baseia em estudos anteriores e contribui para a área de manobras orbitais em termos de comparação entre diferentes técnicas.[1, 3, 4, 6]

Neste trabalho, foi desenvolvido um código para calcular o valor mínimo de  $\Delta V$ , que é o incremento total de velocidade necessário para realizar a transferência orbital. Foram analisadas as transferências de Lambert em Python e Matlab, buscando o mínimo consumo de combustível entre as manobras de transferência. Os códigos desenvolvidos obtiveram bons resultados em aplicações teste, tanto para o algoritmo genético, minimizando os valores da função objetivo, quanto para o Runge-Kutta de 4<sup>a</sup> ordem e a transferência de Lambert. Esses resultados preliminares indicam o potencial dos métodos propostos para a realização de manobras orbitais com eficiência e precisão.

## Agradecimentos

Agradecemos ao CNPQ, pelo apoio a pesquisa, e a Faculdade de Engenharia de São João da Boa Vista - UNESP pelo apoio ao trabalho e pela visibilidade. Fapesp 2023/01391 – 5, 2016/024561 – 0, Projeto FINEP: 0527/18.

## Referências

- [1] V. A. Chobotov. **Orbital mechanics, third edition (aiaa education series)**. 3a. ed. AIAA. ISBN: 9788529402024.
- [2] E. R. Lancaster et al. **A Unified Form of Lambert's Theorem**. NASA technical note. National Aeronautics and Space Administration, 1969. URL: <https://books.google.com.br/books?id=1Tj2Wfu84MsC>.
- [3] K. Oliver. **Genetic algorithm essentials**. Studies in computational intelligence N° 679. 2017.
- [4] A. F. B. A. Santos D. P. S. e Prado. “Minimum fuel multi-impulsive orbital maneuvers using genetic algorithms”. Em: **Advances in the Astronautical Sciences** 145 (2012), pp. 1137–1150.
- [5] D. Santos, A. Prado e E. R. Marconi. “The Study of the Asymmetric Multiple Encounters Problem and Its Application to Obtain Jupiter Gravity Assisted Maneuvers”. Em: **Mathematical Problems in Engineering** 2013 (jan. de 2013). DOI: 10.1155/2013/745637.
- [6] J. K. S. Santos D. P. S. e Formiga. “Application of a genetic algorithm in orbital maneuvers”. Em: **Computational and Applied Mathematics** 34.2 (2015), pp. 437–450.