



Simulação de veículo de transferência orbital aeroassistida nas redondezas da Terra

Carlos Frederico de Carvalho Macêdo¹, Evandro Marconi Rocco²

^{1,2}Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil

Aluno de Mestrado do Curso de Engenharia e Tecnologia Espaciais,
Área de Concentração em Mecânica Espacial e Controle - ETE/CMC

carlos.macedo@inpe.br

Resumo. *Manobra aeroassistida usa criteriosamente a força atmosférica de um corpo primário com atmosfera apreciável, de modo a reduzir o gasto de combustível com transferência orbital. Embora o conceito não seja recente, tem sido subutilizado e possui aplicações promissoras. Para a Terra, por exemplo, um conceito a ser explorado é o veículo de transferência orbital aeroassistida, projetado para transportar cargas entre as órbitas baixa e alta da Terra, permanecendo estacionado em órbita entre missões. O propósito deste estudo foi investigar um caso de aplicação semelhante de transferência orbital aeroassistida, situando o perigeu da órbita de transferência na atmosfera profunda e, através de múltiplas passagens, reduzir o semi-eixo maior (aerofrenagem). Em cada passagem, utilizou-se a modalidade que é conhecida por aeroglide, i.e., a não utilização de propulsão sinérgica ao longo da fase atmosférica. Neste trabalho, utilizou-se o ambiente de simulação Spacecraft Trajectory Simulator; para a modelagem atmosférica adotou-se o modelo empírico NRLMSISE-00 que, em conjunto com um modelo proposto simplificado de veículo, estimou-se a perturbação atmosférica. Observou-se uma redução de excentricidade de 0.8 para 0.04 em aproximadamente 8.5 dias para um semi-eixo maior inicial de 32440.68 km. Comparativamente a uma manobra totalmente propulsiva, este estudo analisa a economia potencial de combustível para aerofrenagem.*

Palavras-chave: Manobra Aeroassistida; Aerofrenagem; Dinâmica Orbital.

1. Introdução

Manobras aeroassistidas utilizam as forças atmosféricas para facilitar uma manobra orbital em corpos celestes com atmosfera suficientemente robusta. Vênus, Marte, Titã, Netuno e Urano são candidatos, além da Terra, dentro do sistema solar, para este tipo de manobra considerando uma atmosfera apreciável ao mesmo tempo em que as condições de entrada atmosférica não são severamente hostis [Beauchamp et al. 2016]. Devido à economia de combustível, implicando em maior capacidade operacional, a exemplo da manobra da sonda Magellan em Vênus, ou com aumento potencial de carga útil científica em missões interplanetárias [Tolson and Prince 2011], manobras aeroassistidas possuem um enorme potencial a ser explorado.

A manobra aeroassistida denominada aerofrenagem busca fazer a redução do semi-eixo maior orbital através de múltiplas passagens atmosféricas. A cada volta, duas fases são características, a fase kepleariana e a fase atmosférica; esta diferenciada da primeira pelo fato de a perturbação



dominante decorrer da densidade da atmosfera superior [Naidu 1994]. Os desafios reais da aerofrenagem são conhecidos devido a lições aprendidas de missões anteriores realizadas em Vênus, Terra e Marte. O tempo de execução da manobra pode levar meses, e, em especial para as missões em Marte, o qual possui uma atmosfera tênue, além de uma alta variabilidade de densidade órbita a órbita, pode exigir custos elevados de equipe técnica de apoio em solo e banda de comunicações da *Deep Space Network (DSN)* [Tolson and Prince 2011].

Assim, uma questão central é a modelagem atmosférica. Na fase atmosférica, o veículo precisa trafegar dentro do denominado corredor de aerofrenagem, um intervalo de altitude que garanta a execução da manobra aeroassistida, ao mesmo tempo em que opera dentro da carga térmica e aerodinâmica suportados por seus componentes. Na prática, entretanto, verifica-se que a estimativa atmosférica dificilmente é correta [Gladden 2008].

Para a Terra, um conceito a ser explorado é o veículo de transferência orbital aeroassistida, projetado para transportar cargas entre as órbitas baixa (*low earth orbit (LEO)*) e alta (*high earth orbit (HEO)*) da Terra, fazendo uso da aerofrenagem e permanecendo estacionado em órbita entre missões [Naidu 1994]. O presente trabalho enfoca a simulação dessa aplicação.

2. Metodologia

A perturbação atmosférica ocorre pela interação do gás em regime molecular livre, com número de Knudsen $K_n \gg 1$, com as superfícies do veículo, isto é, da combinação dos efeitos de pressão de superfície e tensão de cisalhamento do gás rarefeito ao longo da geometria do veículo. Para este estudo, adotou-se uma geometria simplificada de um corpo central esférico e duas placas solares laterais com ângulo de ataque (α) ajustável (figura 2). Como o interesse, nesta manobra, é maximizar a área de arrasto, a configuração de aerofrenagem do veículo é resolvida com $\alpha = 90$ graus. Em uma manobra aeroassistida de inclinação orbital, entretanto, uma combinação de α menor que 90 graus, com modulação do ângulo de rolamento e propulsão sinérgica ao longo da fase atmosférica poderia ser aplicada para fazer uso da componente lateral da força de sustentação para obtenção de Δi .

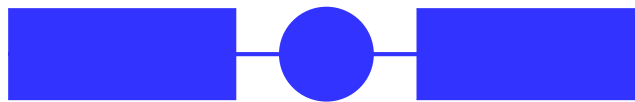


Figura 1. Visão frontal do veículo com $\alpha = 90$ graus

Para fins de computação das forças aerodinâmicas nesta geometria, assumiu-se a hipótese hipertermal - considerando o movimento térmico aleatório molecular como marginal, o movimento relativo do gás pode ser considerado como um raio colimado [Storch 2002].

Neste modelo, seguem as equações de interesse da geometria. Para uma esfera, a força de sustentação é nula e a força de arrasto é dada por:

$$F_D = \frac{1}{2} \pi a^2 \rho V^2 (2 + \sigma_t - \sigma_n + \frac{4}{3} \sigma_n \frac{V_w}{V}) \quad (1)$$

em que a , ρ , V , σ_t e σ_n são, respectivamente, raio da esfera, densidade atmosférica, velocidade molecular incidente e coeficientes de acomodação de momentos tangencial e normal. O parâmetro V_w representa a velocidade média normal para as moléculas que, estando em equilíbrio térmico com a superfície do veículo, sofrem reflexão difusa [Storch 2002]; sendo equacionado por:



$$V_w = \sqrt{\frac{\pi RT_w}{2M}} \quad (2)$$

em que R , T_w e M são, respectivamente, a constante universal dos gases, temperatura de superfície e o peso molecular do gás.

Para determinação da velocidade relativa, considerou-se a atmosfera com ausência de ventos, tal que a formulação [Storch 2002] é dada por:

$$\vec{V} = \vec{V}_0 + \vec{\omega} \times \vec{r} \quad (3)$$

em que $\vec{\omega}$, \vec{V}_0 e \vec{r} representam, respectivamente, a rotação da Terra, velocidade e posição inerciais do veículo.

Finalizando a geometria, para cada uma das placas planas solares, segue o equacionamento:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D \quad (4a)$$

$$C_D = 2[\sigma_t + \sigma_n \frac{V_w}{V} \sin(\alpha) + (2 - \sigma_n - \sigma_t) \sin^2(\alpha)] \sin(\alpha) \quad (4b)$$

em que S e C_D são a área projetada e o coeficiente de arrasto.

A magnitude da força atmosférica apresenta comportamento crescente desde a entrada atmosférica até o perigeu, quando, a partir de então, passa a declinar. Isso significa que o veículo irá sofrer uma taxa de transferência de calor (\dot{Q}) e uma pressão dinâmica (q), cujos comportamentos precisam ser conhecidos para a avaliação da margem de segurança de operação do veículo:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (5a)$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} \alpha_c \rho V^3 \quad (5b)$$

Para modelo atmosférico, utilizou-se o modelo empírico NRLMSISE-00, capaz de informar a densidade atmosférica para condições diversas de clima espacial, bem como as contribuições parciais das principais espécies moleculares na atmosfera superior.

A simulação foi completamente elaborada dentro do ambiente de simulação *Spacecraft Trajectory Simulator (STRS)* [Rocco 2008a, Rocco 2008b, Rocco 2013]. Embora o STRS tenha a capacidade de controle em malha fechada a cada ponto da trajetória, este estudo objetivou o desempenho da órbita de transferência aeroassistida sem jatos corretivos. Para uma simulação com jatos corretivos, em [Santos et al. 2014], apresenta-se uma análise de aerofrenagem com controle de perigeu, com uma distinta modelagem de perturbação atmosférica, e partindo de uma órbita de transferência com excentricidade inicial de 0.7332.

3. Resultados e Discussão

Em caso típico de transferência orbital aeroassistida, o veículo inicia uma manobra impulsiva para sair da órbita inicial e entrar na órbita de transferência excêntrica. Nosso objetivo foi avaliar as diferentes cargas exigidas para diferentes altitudes de perigeu, e o desempenho em tempo e ΔV para uma órbita final aproximadamente circular com altitude de aproximadamente 600 km. A tabela 1 mostra os elementos keplerianos iniciais de transferência para uma altitude objetivo de 110 km de perigeu.



Tabela 1. Elementos keplerianos iniciais

parâmetro	valor
semi-eixo maior	32440.685 [km]
inclinação	51.6 [graus]
excentricidade	0.8
ARNA	35.75 [graus]
argumento do perigeu	0 [grau]
anomalia média	180 [graus]

O semi-eixo maior (figura 2) atingiu 6761.78 km na excentricidade 0.04 (figura 3), com altitude orbital de 666.1 km. A manobra necessitou 8.5 dias e 38 passagens atmosféricas para completar.

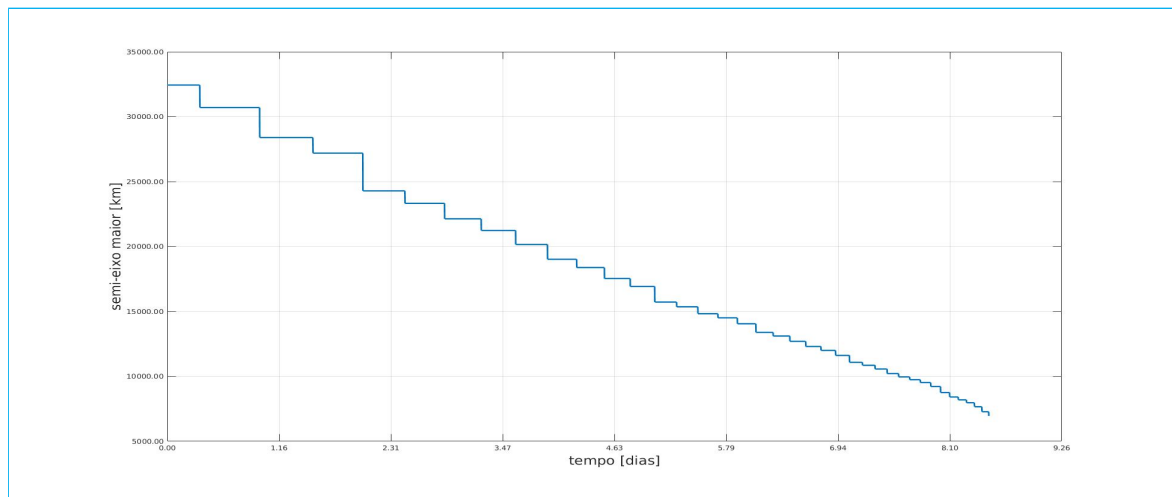


Figura 2. Semi-eixo maior

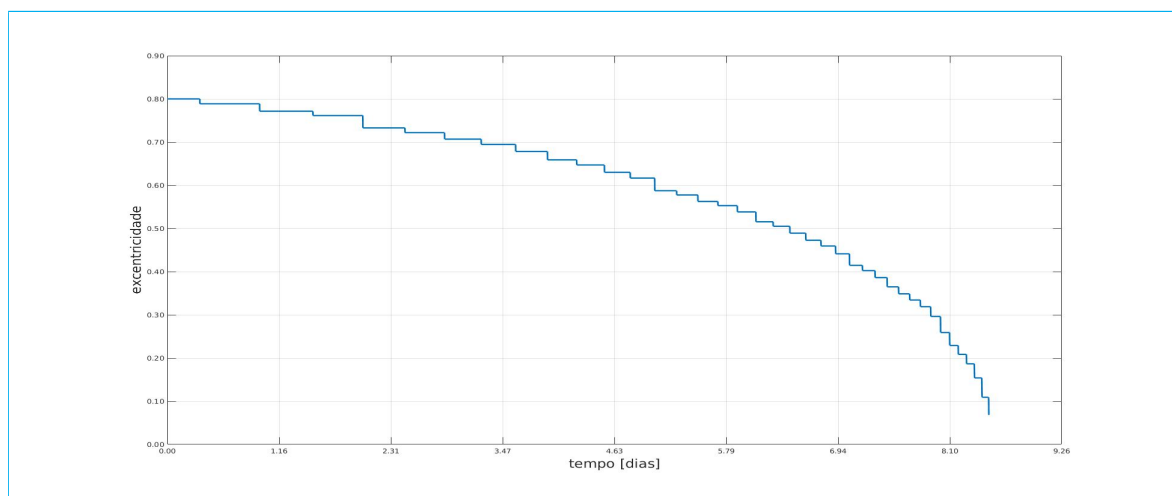


Figura 3. Excentricidade

A figura 4 ilustra a dinâmica da perturbação atmosférica ao longo da aerofrenagem; na fase kepleriana a força cai a zero, e atinge picos nos pontos críticos da fase aerodinâmica. Para a geometria e altitude de perigeu escolhidos, a força de arrasto atinge normalmente 200 N a intervalos cada vez menores.

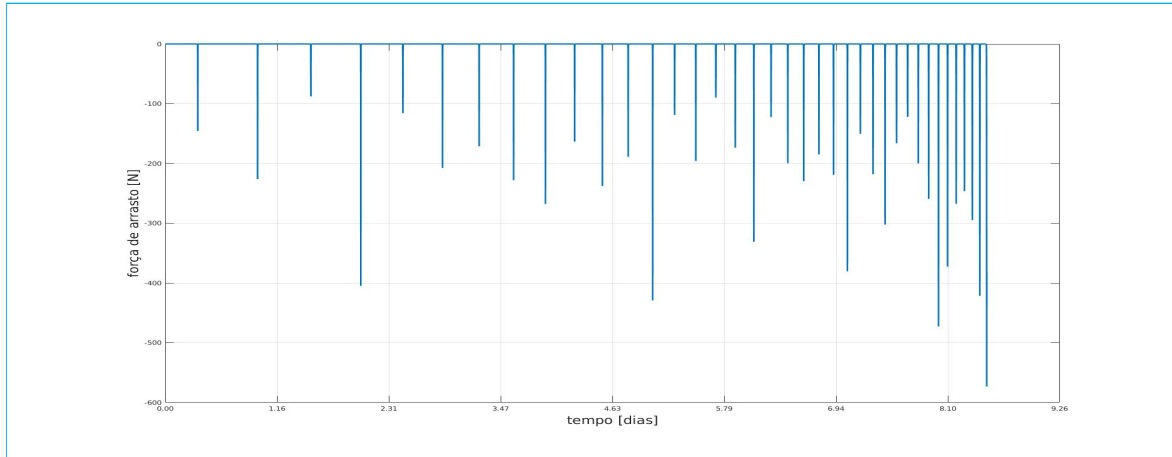


Figura 4. Força de arrasto

A avaliação da pressão dinâmica e fluxo de calor por unidade de área são mostradas nas figuras 5 e 6, respectivamente. Em missões reais, uma maior variabilidade atmosférica órbita a órbita pode ser observada pelo veículo, a depender do corpo celeste em cujas redondezas se realiza a manobra. Assim, um controle de trajetória deve ser requisito para garantir que o veículo trafegue dentro dos requisitos de segurança pelo corredor aeroassistido.

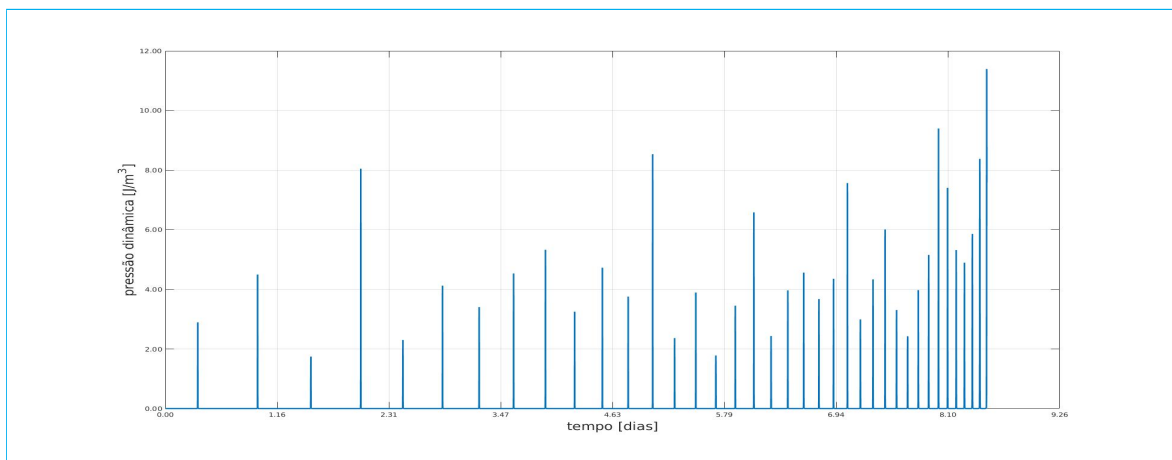


Figura 5. Pressão dinâmica

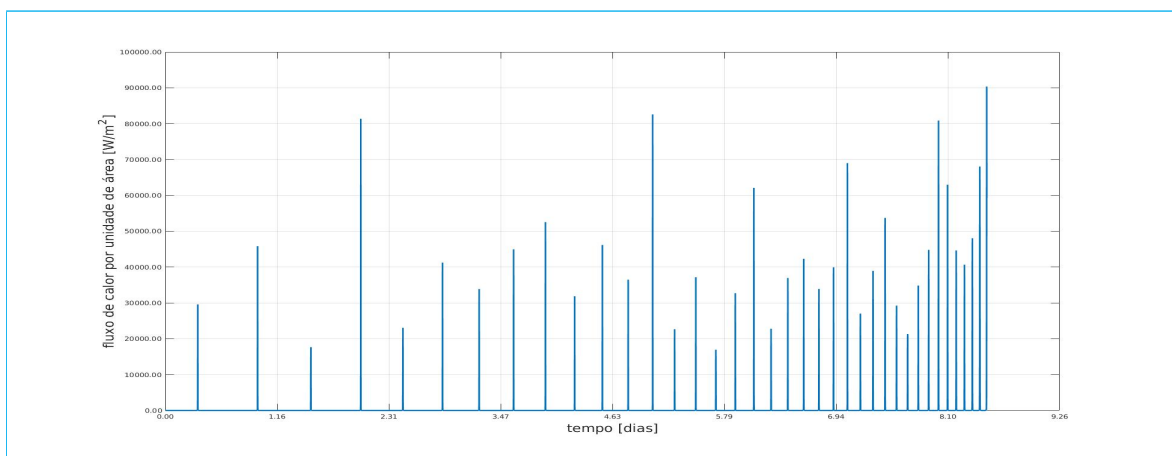


Figura 6. Fluxo de calor por unidade de área



A evolução do estado é mostrada nos gráficos posição inercial (fig. 7) e velocidade inercial (fig. 8).

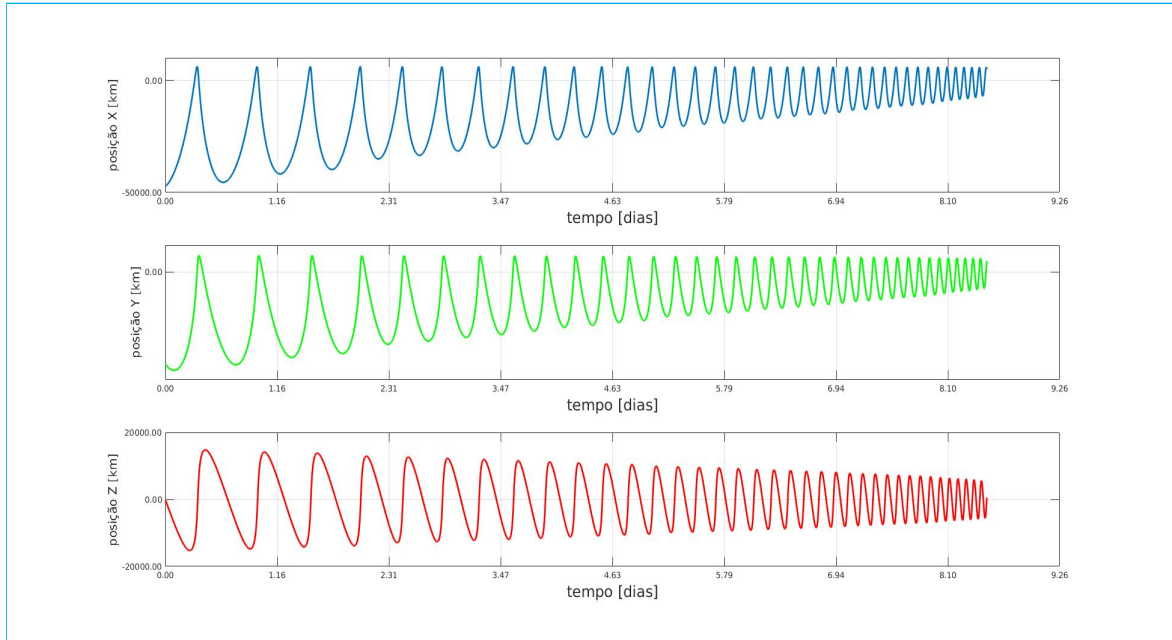


Figura 7. Posição inercial

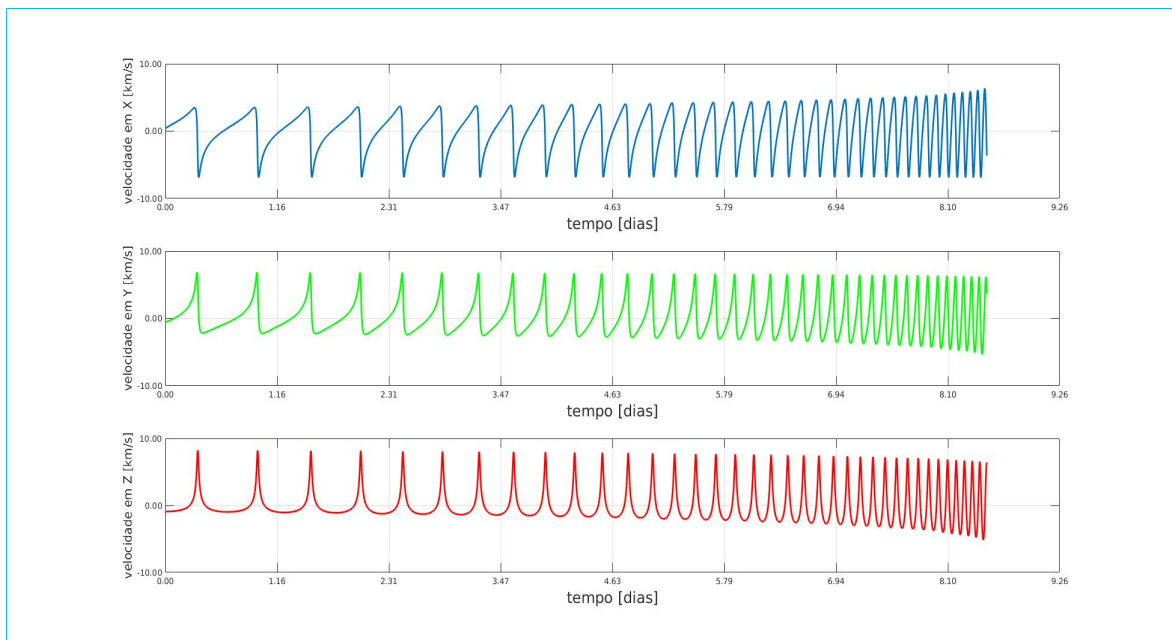


Figura 8. Velocidade inercial

Adicionalmente à altitude inicial de perigeu em 110 km, foram analisadas aerofrenagens com altitudes de 115, 120, 125 e 130 km. Os resultados de gasto em tempo foram compilados na tabela 2. Para avaliação da economia em ΔV , foram levantadas as manobras equivalentes de Hohmann, para cada um dos casos. O tempo médio da transferência de Hohmann custou aproximadamente 3.79 h, com o método de aerofrenagem possibilitando uma economia média de 28.8% em ΔV .



Tabela 2. Custo em tempo de transferência orbital para diferentes valores iniciais de altitude de perigeu

altitude [km]	tempo [dias]	tempo [voltas]
110	8.53	38.0
115	19.71	84.9
120	38.78	162.0
125	61.69	261.9
130	84.95	366.0

4. Conclusão

Este estudo avaliou o desempenho da manobra aeroassistida para redução do semi-eixo maior através do uso planejado da força atmosférica. Demonstrou-se a possibilidade de executar uma manobra aeroassistida sem a necessidade de controle de trajetória ao longo da trajetória de transferência. Com a economia potencial de combustível envolvida e um tempo de execução na ordem de 10 dias, a simulação ilustra o conceito de transporte de carga orbital que possa permanecer estacionado em uma estação espacial durante o intervalo entre operações.

Diferentes altitudes planejadas de perigeu resultam em uma maior eficácia da força atmosférica, porém também aumentam a pressão dinâmica e a transferência de calor. Para uma escolha arrojada, como 110 km de altitude de perigeu, o tempo de execução da manobra pode ser surpreendentemente baixo, mas a custo aerodinâmico potencialmente proibitivo, quando o veículo não tiver as proteções adequadas.

Para trabalhos futuros, esta avaliação serve de base para análise de controle em atitude necessário para lidar com os aerotórques envolvidos que perturbam os requisitos de atitude de uma missão aeroassistida.

Agradecimentos: Ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), pelo suporte financeiro.

Referências

- Beauchamp, P. M., Spilker, T. R., Borden, C. S., Adler, M., Munk, M. M., Powell, R. W., Braun, R. D., Cutts, J. A., Wercinski, P. F., and A-Team (2016). An Assessment of Aerocapture and Applications to Future Missions.
- Gladden, R. (2008). Mars Reconnaissance Orbiter: Aerobraking Sequencing Operations and Lessons Learned. In *SpaceOps 2008 Conference*, Heidelberg, Germany. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Naidu, D. S. (1994). *Aeroassisted Orbital Transfer: Guidance and Control Strategies*. Number 188 in Lecture Notes in Control and Information Sciences. Springer-Verlag, London ; New York.
- Rocco, E. M. (2008a). Analysis of the deviations of the trajectory due to the terrestrial albedo applied to some scientific missions. In *Proceedings of the International Conference on Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences*, Gênova, Italy.
- Rocco, E. M. (2008b). Perturbed orbital motion with a PID control system for the trajectory.
- Rocco, E. M. (2013). Automatic correction of orbital elements using continuous thrust controlled in closed loop.



- Santos, W., Rocco, E. M., and Carrara, V. (2014). Trajectory Control During an Aeroassisted Maneuver Between Coplanar Circular Orbits. *J. Aerosp. Technol. Manag.*, 6(2):159–169.
- Storch, J. A. (2002). Aerodynamics disturbances on spacecraft in free-molecular flow. Technical report.
- Tolson, R. H. and Prince, J. L. H. (2011). Onboard Atmospheric Modeling and Prediction for Autonomous Aerobraking Missions. *Advances in the Astronautical Sciences*, 142.