

CONTROLE DE MANOBRAS DE UM VEÍCULO ESPACIAL POR MEIO DE VARIAÇÕES AERODINÂMICAS

Willer Gomes dos Santos

Evandro Marconi Rocco

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE/CMC)

São José dos Campos – SP , Brasil

willer.gomes@dem.inpe.br; evandro@dem.inpe.br

Resumo: *Em diversas missões de veículos espaciais ou satélites, faz-se necessário a realização de uma manobra orbital. O cumprimento dessa ação possui vários propósitos, como: a necessidade da transferência de um veículo de uma órbita estacionária inicial para uma órbita final da missão, a realização de um encontro (rendezvous) ou interceptação com outro veículo, ou a correção dos elementos orbitais devido às perturbações de órbita. As manobras aeroassistidas utilizam forças atmosféricas para modificar a trajetória e velocidade de um veículo espacial. Diversos trabalhos nessa área mostraram que uma significativa redução de combustível pode ser alcançada ao invés da transferência totalmente propulsiva, e conseqüentemente, esse ganho permite um aumento da capacidade de carga útil do veículo. A aceleração de um veículo espacial devido às forças aerodinâmicas varia principalmente em função da densidade atmosférica, área superficial de contato e velocidade orbital. Para veículos capazes de alterar sua área superficial de contato, essa aceleração pode ser considerada como um vetor de controle. Nesse contexto, é de suma importância que existam estudos a respeito da viabilidade, da eficiência e de como os efeitos aerodinâmicos influenciam o sistema de controle do veículo espacial. Portanto, este artigo apresenta o planejamento para um estudo e desenvolvimento do modelo de um sistema de controle em malha fechada que comanda o ângulo de inclinação das placas aerodinâmicas de um veículo espacial, durante uma manobra aeroassistida na atmosfera superior.*

Palavras-chaves: *manobras aeroassistidas, variações aerodinâmicas, controle de trajetória e atitude.*

1 Introdução

As manobras orbitais são definidas por meio de variações na velocidade orbital do veículo (Chobotov, 2002). Para a realização destas, os veículos espaciais devem ser submetidos a forças naturais do ambiente ou provocadas, por exemplo, por propulsores (Schulz, 2001). Existem diversas técnicas para transferência de órbita de forma propulsiva, como: transferência de Hohmann, transferência bi-elíptica, transferência tri-impulsiva, entre outras, todas visando à otimização da manobra de algum ponto de vista. Em 1961, Howard London apresentou um artigo no 29º Encontro Anual do Instituto de Ciências Aeronáuticas, em que demonstrou a possibilidade de usar forças aerodinâmicas para produzir uma mudança de plano orbital com um gasto de energia significativamente menor do que aquele associado com uma manobra propulsiva fora da atmosfera. Essa abordagem, que utiliza forças atmosféricas para modificar a trajetória e velocidade de um veículo espacial, ficou conhecida como Manobra Aeroassistida (Walberg, 1985). Esse tipo de transferência orbital pode ser realizado em diversas camadas da atmosfera; a altitude alcançada pelo veículo está vinculada à finalidade da missão e a carga térmica máxima suportada pela estrutura do veículo.

Existem diversas missões em que o uso de veículos aeroassistidos torna-se interessante, como por exemplo: reconfigurar sistemas orbitais que não possuem capacidade de manobra orbital (como exemplo a substituição de um satélite avariado por um sobressalente), retirar de órbita ou transferir para uma nova órbita um detrito espacial, operar Sistemas de Transportes Espaciais (STS), utilizar o arrasto aerodinâmico como redutor de velocidade para propiciar a captura do veículo por um planeta (*aerobraking*), auxiliar a Estação Espacial com a transferência de carga entre as órbitas alta (GEO) e baixa (LEO), entre outros.

Naidu et al (1990) publicaram um estudo de manobras envolvendo transferências orbitais e coplanares de GEO para LEO com passagens pela atmosfera, com o objetivo de minimizar o consumo total de combustível. Num trabalho publicado no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), Guedes (1997) apresenta um estudo numérico da reentrada de um veículo na atmosfera terrestre, a fim de analisar a dispersão da trajetória em relação a um ponto de pouso, utilizando sistema geocêntrico inercial e manobras laterais. Outra contribuição importante publicada no INPE foi a de Walkiria Schulz (2001), cujo objetivo foi estabelecer os ganhos de desempenho obtidos com o uso de forças aerodinâmicas e propulsivas durante uma mudança de plano orbital. Foi desenvolvida uma lei de controle ótima para manobrar o satélite e minimizar o consumo de combustível necessário para a variação de velocidade.

A aceleração de um veículo espacial devido às forças aerodinâmicas, durante uma manobra aeroassistida, varia principalmente em função da densidade atmosférica, área superficial de contato e velocidade orbital. Para veículos capazes de alterar sua área superficial de contato (área projetada), essa aceleração pode ser considerada como um vetor de controle, conforme proposto por Bevilacqua e Romano (2008). Nesse contexto, o foco desse trabalho é apresentar a metodologia a ser desenvolvida para estudar um modelo de um sistema de controle em malha fechada que comande o ângulo de inclinação das placas aerodinâmicas de um veículo espacial durante uma manobra aeroassistida na atmosfera superior. A modelagem e simulação serão realizadas no Simulador de Trajetória e Atitude, desenvolvido por Rocco (2008), em ambiente *Matlab / Simulink*[®].

Este trabalho pretende estudar algumas questões como: avaliar a diferença de consumo de combustível de um veículo espacial dotado de placas aerodinâmicas entre uma manobra aeroassistida e uma totalmente propulsiva; verificar como o sistema de controle deve comandar a inclinação das placas aerodinâmicas, ou seja, qual a lógica de controle durante a passagem pela atmosfera superior de forma que o erro com relação a uma trajetória de referência seja reduzido; verificar se o conceito de controle em malha fechada das placas aerodinâmicas é viável.

Nos tópicos seguintes serão apresentados alguns conceitos teóricos, a metodologia a ser seguida no desenvolvimento do projeto, os resultados esperados e alguns resultados preliminares com a simulação de manobras propulsivas.

2 Conceitos de manobras aeroassistidas

A capacidade atual para lançar e transportar cargas no espaço ou missões interplanetárias com objetivos mais longínquos é limitado pela quantidade excessiva de propelente necessária. Essa situação tem motivado o desenvolvimento de técnicas de manobras orbitais onde se aproveitam as forças naturais para sua realização. As manobras que utilizam a atmosfera para modificar a velocidade de um veículo espacial são conhecidas como manobras aeroassistidas (Schulz, 2001).

Exemplos de aplicações de manobras aeroassistidas incluem mísseis balísticos, cápsulas espaciais, veículos que retornam das missões lunares, ônibus espaciais e veículos de transferência orbitais. Alguns dos experimentos que contemplaram essa técnica foram: a sonda americana *Mars Global Surveyor – MGS* (1998 – 1999), *Mars 2001 Odyssey* (2001 – 2002) e *Mars Reconnaissance Orbiter* (2006). A MGS sofreu os efeitos da atmosfera marciana sobre a sua órbita de setembro de 1998 a fevereiro de 1999, aproveitando-se da resistência da atmosfera para modificar o tamanho da órbita. O objetivo era reduzir o período orbital de 11,6 horas para aproximadamente 2 horas.

A vantagem em se utilizar a manobra aeroassistida está na economia de combustível em comparação com uma manobra totalmente propulsiva equivalente; essa economia resulta em um significativo ganho de carga. Segundo Miele (1996), a economia de combustível de uma transferência entre uma órbita geoestacionária (GEO) e uma órbita baixa (LEO), pode chegar a 60% do combustível gasto por uma transferência de Hohmann. Por outro lado, a trajetória do veículo com características aerodinâmicas (sustentação e/ou arrasto) deve estar continuamente sob controle para garantir que ele alcance seu objetivo final e não exceda os limites de aquecimento (Schulz, 2001). São exemplos de manobras aeroassistidas manobras de *aerocapture* e *aerobraking* (Fig. 2.1).

- **Aerocapture:** a manobra é dada pela diminuição da velocidade do veículo por meio de uma profunda passagem pela atmosfera, suficiente para transferi-lo de sua trajetória de aproximação para uma órbita em torno do planeta.
- **Aerobraking:** a órbita em torno do planeta é circularizada por meio de uma ou mais passagens através da atmosfera, com pequenos disparos de jatos corretivos no apogeu.

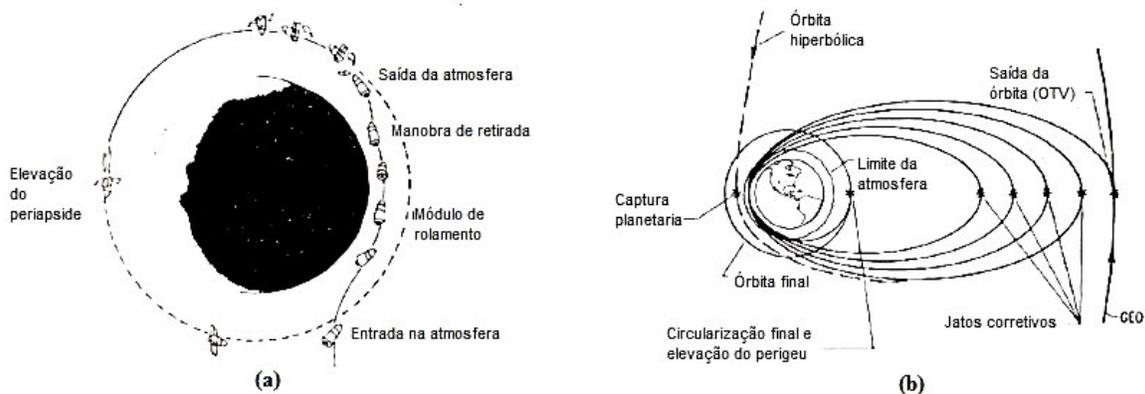


Figura 2.1 – Exemplos de manobras aeroassistidas: (a) Aerocapture; (b) Aerobraking.
Fonte: Adaptada de Walberg (1985).

Um veículo espacial em órbita de um planeta está sujeito à força gravitacional deste (mg), à força dos seus propulsores (T) sempre que eles estiverem atuando e à força aerodinâmica (A) gerada pela interação com a atmosfera. A força aerodinâmica sofrida pelo veículo varia, entre outros fatores, com o posicionamento do veículo no espaço, sendo maior quanto mais densa for a atmosfera do planeta (Schulz, 2001). A força aerodinâmica pode ser decomposta em força de arrasto F_D (D - drag), oposta ao vetor velocidade e força de sustentação F_L (L - lift), perpendicular á outra (Fig. 2.2). Segundo Vinh (1981), a magnitude dessas forças é dada pelas seguintes equações:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D \quad (2.1)$$

$$F_L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad (2.2)$$

Em que ρ é a densidade da atmosfera, C_D e C_L são, respectivamente, os coeficientes de arrasto e de sustentação relativos à área de contato superficial (área projetada) S . Além das forças aerodinâmicas citadas acima, também haverá um torque aerodinâmico M atuando no centro de massa do veículo espacial.

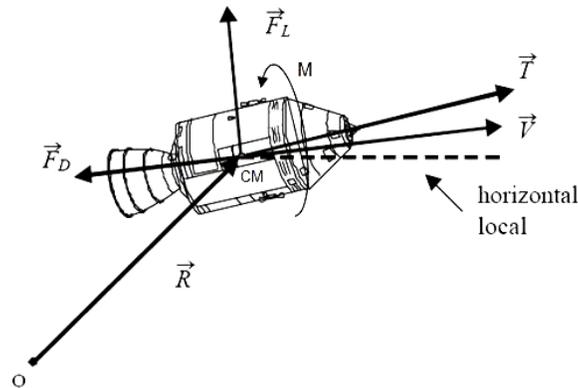


Figura 2.2 – Variáveis de estado e forças aerodinâmicas.

Fonte: Adaptada de Schulz (2001).

Segundo Carrara (2001), o coeficiente de arrasto (C_D) pode ser avaliado por meio de modelos matemáticos ou medido experimentalmente. Nas altitudes orbitais, a mecânica dos fluidos não pode ser aplicada ao problema, porque é válida apenas em meios contínuos. A rarefação da atmosfera faz com que as moléculas possam ser tratadas individualmente e não mais como um fluido. Em virtude disso, pode-se aplicar a teoria cinética dos gases, onde a velocidade média das moléculas num gás está diretamente relacionada com a temperatura do gás.

3 Metodologia

Para atingir os objetivos deste trabalho, pretende-se adotar a seguinte metodologia:

- 1) Assimilação da teoria de manobras propulsivas e aeroassistidas.
- 2) Estudo do simulador de trajetória e atitude desenvolvido por Rocco (2008).
- 3) Implementação de casos de manobras totalmente propulsivas no simulador de trajetória e atitude com a finalidade de se familiarizar com o ambiente.

- 4) Avaliação e seleção de modelos atmosféricos existentes na literatura capazes de atender os requisitos do trabalho (densidade atmosférica em função da altitude).
- 5) Implementação do modelo selecionado em ambiente *Matlab / Simulink*[®].
- 6) Assimilação da teoria de aerodinâmica de veículos espaciais, visando o cálculo de áreas projetadas de diversas geometrias e do coeficiente aerodinâmico.
- 7) Implementação, em ambiente *Matlab / Simulink*[®], de um modelo capaz de calcular a área projetada do veículo espacial em função do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas.
- 8) Implementação, em ambiente *Matlab / Simulink*[®], de um modelo capaz de calcular os coeficientes aerodinâmicos (C_D e C_L) em função do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas.
- 9) Implementação, em ambiente *Matlab / Simulink*[®], de um modelo capaz de fornecer as forças de arrasto e sustentação (modelo aerodinâmico) em função do ângulo de ataque, área projetada do veículo e coeficientes aerodinâmicos, obtidos das etapas anteriores.
- 10) Integração do modelo aerodinâmico, obtido na etapa anterior, com o simulador de trajetória e atitude.
- 11) Ajuste dos parâmetros do controlador de acordo com as entradas e saídas estabelecidas.
- 12) Determinação de missões espaciais, ou seja, dos tipos de manobras orbitais que deverão ser realizadas no novo simulador de trajetória e atitude sob os efeitos aerodinâmicos (STAA).
- 13) Simulação de manobras de mudança de inclinação de órbita para os casos propulsivo e aeroassistido no simulador STAA.
- 14) Simulação de manobras de alteração de semi-eixo maior para os casos propulsivo e aeroassistido no simulador STAA.
- 15) Comparação dos resultados obtidos e análise da viabilidade do projeto.

4 Resultados Esperados

Pretende-se obter ao final deste trabalho, um simulador de trajetória e atitude que considera as forças aerodinâmicas (arrasto e sustentação) sofridas por um veículo espacial durante passagens pela atmosfera superior. Com esse simulador será possível gerar gráficos de diversos resultados, como por exemplo:

- a) Comportamento das placas aerodinâmicas durante a manobra aeroassistida.
- b) A massa de propelente consumida em função dos tipos de manobras.
- c) Variação dos coeficientes aerodinâmicos.
- d) Variação das forças aerodinâmicas.
- e) Variação da altitude do veículo.
- f) Variação dos elementos keplerianos.
- g) Variação do vetor de estado e velocidade.
- h) A variação do ângulo de ataque das placas aerodinâmicas em função da altitude do veículo espacial.
- i) Aplicação do empuxo ao longo do tempo no caso propulsivo.

5 Resultados Preliminares sem a utilização dos atuadores aerodinâmicos

5.1. Manobra de atitude

Os ângulos iniciais do veículo espacial são apresentados na Tabela 5.1. O controlador de atitude deve seguir os valores dos ângulos de referência (Rolagem, Arfagem e Guinada) conforme descrição a seguir:

- A mudança do ângulo de Rolagem é realizada em tempos predeterminados conforme descrito na Tabela 5.2.
- O ângulo de Arfagem deve se manter constante em 13 graus.
- O ângulo de Guinada varia linearmente com uma taxa angular de -2 graus por segundo.

Tabela 5.1 – Ângulos iniciais do veículo espacial

	Rolagem [graus]	Arfagem [graus]	Guinada [graus]
Ângulos iniciais	10	0	0

Tabela 5.2 – Variação do ângulo de Rolagem

Ângulo de Rolagem [graus]	Instante da alteração [s]
0	0
-1	500,25
1	1000,25
-10	2000,25
20	3000,25
-40	4000,25
90	5000,25
-90	6000,25
0	7000,25

Apesar de ser possível, não foram considerados perturbações e erros nos atuadores e/ou sensores. As figuras 5.1, 5.2 e 5.3 mostram o controle e o valor de referência dos ângulos de Rolagem, Arfagem e Guinada, respectivamente.

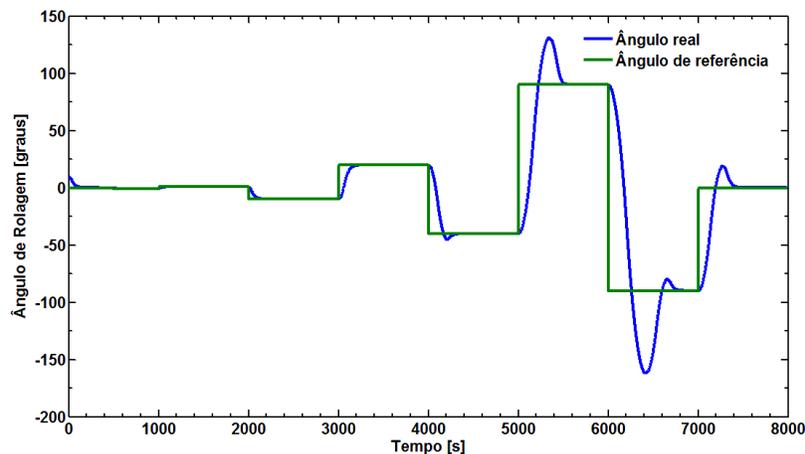


Figura 5.1 – Controle do ângulo de Rolagem.

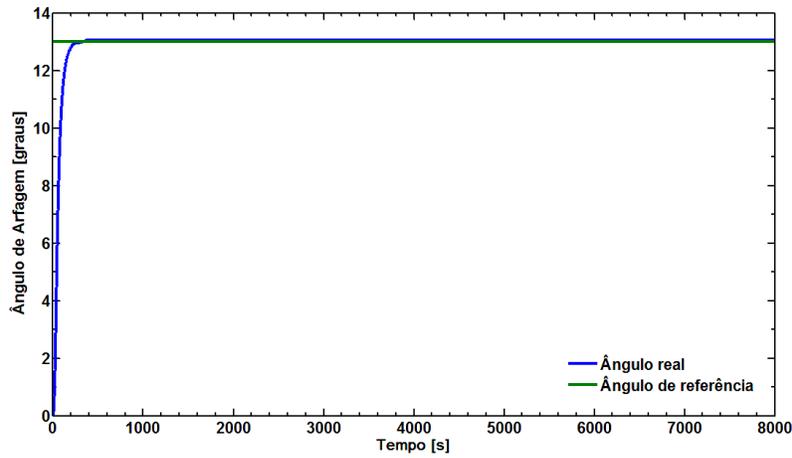


Figura 5.2 – Controle do ângulo de Arfagem.

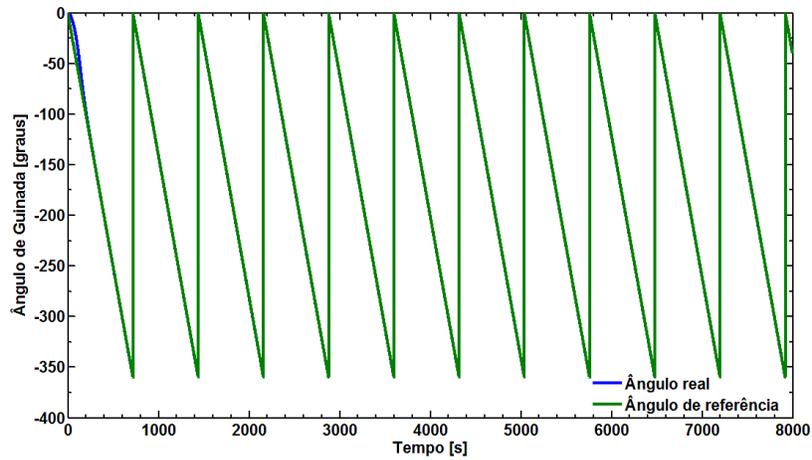


Figura 5.3 – Controle do ângulo de Guinada.

5.2. Manobra orbital de alteração de semi-eixo maior e inclinação de órbita

A Tabela 5.3 mostra os elementos keplerianos iniciais utilizados na simulação.

Tabela 5.3 – Elementos keplerianos iniciais

Elementos Keplerianos	Valores
Semi-eixo maior	7000 km
Excentricidade	0
Inclinação	0°
Ascensão reta do nodo ascendente	0°
Argumento do perigeu	0°
Anomalia Média	0°

Algumas configurações do simulador desenvolvido por Rocco (2008) são descritas a seguir:

- A força aplicada pelo sistema propulsor a cada passo é de 5 N.
- Apesar do simulador ser capaz de analisar o efeito de perturbações e erros nos atuadores e/ou sensores, esses efeitos não foram considerados na simulação.

Uma manobra orbital para alteração do semi-eixo maior foi executada com aplicação do empuxo na direção tangencial à trajetória. É possível visualizar a trajetória do veículo durante a manobra na Figura 5.4.

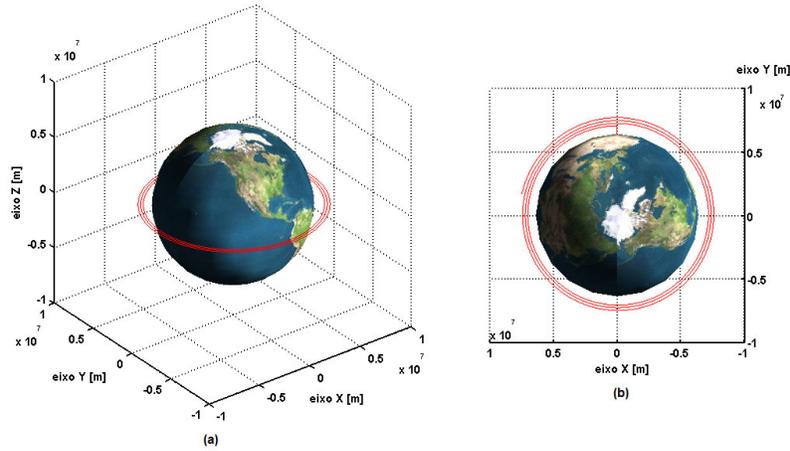


Figura 5.4 – Trajetória do veículo de alteração de semi-eixo maior da órbita: (a) Projeção paralela, (b) Vista de topo.

As Figuras 5.5, 5.6 e 5.7 mostram alguns resultados obtidos na simulação:

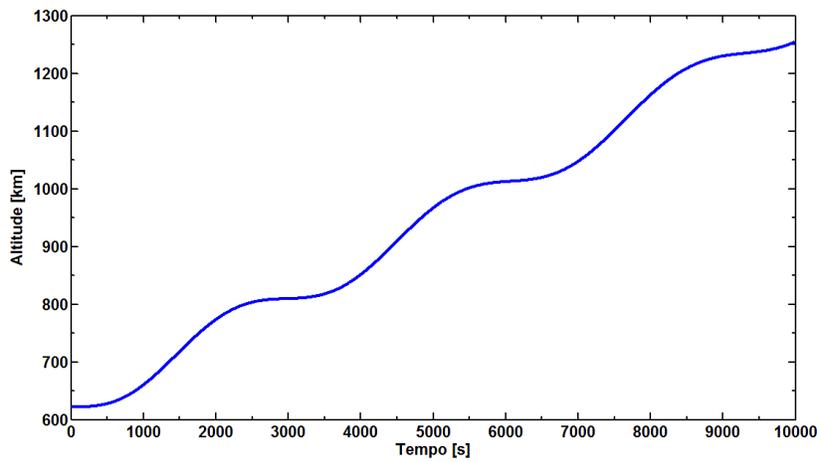


Figura 5.5 – Variação da altitude (km).

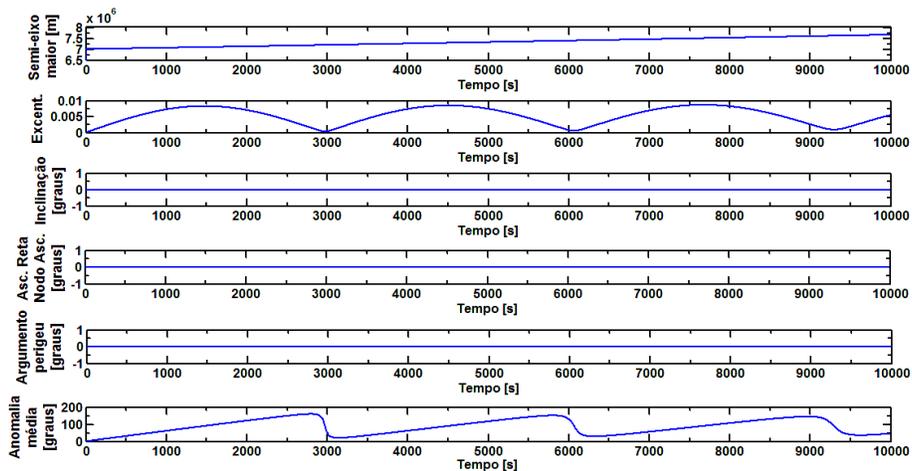


Figura 5.6 – Variação dos elementos keplerianos.

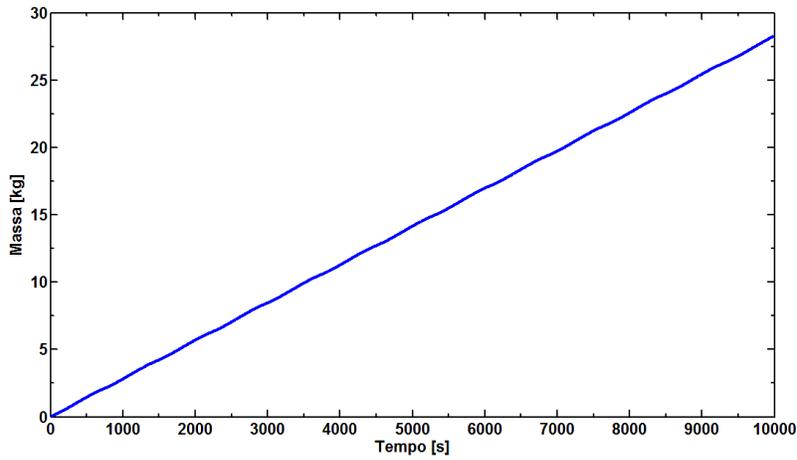


Figura 5.7 – Massa real de propelente consumida (kg).

Uma manobra para alterar a inclinação da órbita foi executada com aplicação do empuxo na direção perpendicular à trajetória; é possível visualizar a geometria da manobra na Fig. 5.8.

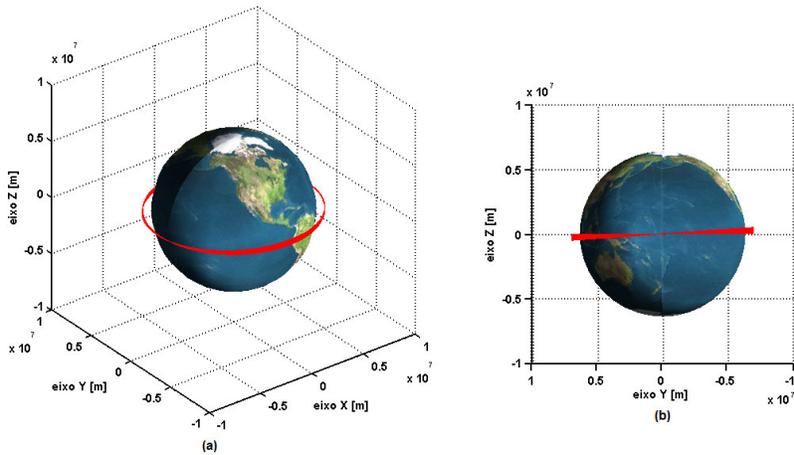


Figura 5.8 – Trajetória do veículo de mudança de inclinação de órbita: (a) Projeção paralela (b) Vista lateral.

As Figuras 5.9 e 5.10 mostram alguns resultados dessa simulação:

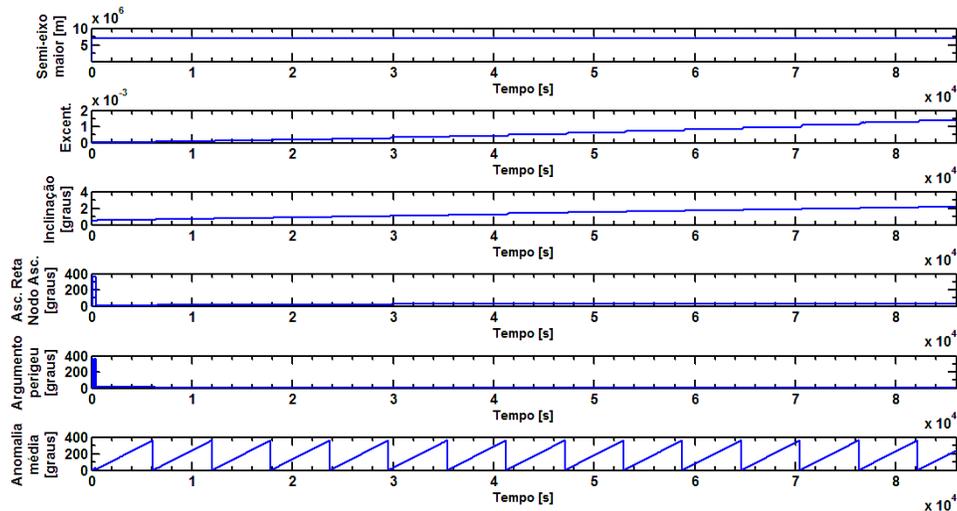


Figura 5.9 – Variação dos elementos keplerianos.

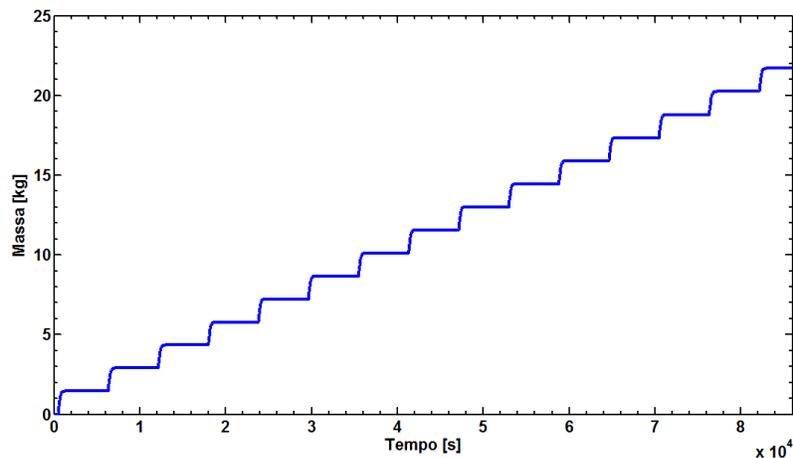


Figura 5.10 – Massa real de propelente consumida (kg).

6 Conclusão

Este artigo apresentou o planejamento para o estudo e desenvolvimento do modelo de um sistema de controle em malha fechada das placas aerodinâmicas de um veículo espacial durante uma manobra aeroassistida. Em virtude dos diversos trabalhos e exemplos de missões espaciais sendo desenvolvidos nessa área, alguns deles citados neste artigo, é de suma importância que existam estudos a respeito da viabilidade, da eficiência e de como os efeitos aerodinâmicos influenciam o sistema de controle do veículo espacial. Alguns resultados preliminares também foram apresentados, como a simulação de manobras de atitude e trajetória. Os demais resultados deste trabalho serão divulgados assim que os objetivos tiverem sido alcançados.

7 Referências

- Bevilacqua, R.; Romano, M. “Rendezvous maneuvers of multiple spacecraft using differential drag under J2 perturbation”. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 31, n. 06, p. 1595-1607, Nov.-Dec. 2008.
- Carrara, V. “Estimação das forças aerodinâmicas em satélites terrestres, aplicação a um satélite experimental”. (INPE-1944-RPE/262). Publicação Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1980.
- Chobotov, V. A. “Orbital Mechanics”. 3. ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. 460 p.
- Guedes, U. T. V. “Análise de dispersão da trajetória de reentrada em relação ao ponto de pouso, utilizando sistema geocêntrico inercial e manobras laterais”. 142 p. Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 1997.
- Miele, A. “Recent advances in the optimization and guidance of aeroassisted orbital transfers”. *Acta Astronautica*, v. 38, n. 10, p. 747-768, May 1996.
- Naidu, D. S.; Hibey, J. L.; Charalambous, C. “Fuel-optimal trajectories for aeroassisted coplanar orbital transfer problem”. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, v. 26, n. 02, p. 374-381, Mar. 1990.
- Rocco, E. M., “Perturbed Orbital Motion with a PID Control System for the Trajectory”, XIV Colóquio Brasileiro de Dinâmica Orbital, Águas de Lindóia, 17 a 21 de novembro de 2008.
- Schulz, W. “Estudo de transferências orbitais incluindo manobras aeroassistidas”. 2001. 178 p. (INPE-8476-TDI/776). Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2001.
- Vinh, N. X. “Optimal trajectories in atmospheric flight”. Amsterdam: Elsevier, 1981. 402 p.
- Walberg, G. D. “A survey of aeroassisted orbit transfer”. *Journal of Spacecraft and Rockets*, v. 22, n. 1, p. 3-18, Jan.-Feb. 1985.