

Estudo dos Sistemas Propulsivos Químico e Elétrico para a Inserção de um Satélite em uma Órbita Geoestacionária

Fábio Antônio da Silva Mota

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
São José dos Campos, Brasil
biomota@yahoo.com.br

José Nivaldo Hinckel

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
São José dos Campos, Brasil
hinckeljn@gmail.com

Abstract— In this paper is studied the insertion of a satellite into a geostationary orbit. The insertion was considered from a circular low Earth orbit with different inclinations to the plane of the Equator. For orbit transfer it has been studied Hohmann transfer, Hohmann transfer with plane change and the low thrust transfer by electric propulsion, which was used Edelbaum's equation to estimate the minimum ΔV of the maneuver. With the estimation of ΔV was analyzed consumption of various types of propellants. The electric thrusters have had significantly lower consumption of propellant compared to chemical thrusters, however, the orbital transfer time of the electric thrusters is significantly higher.

Keywords—Thruster; Geostationary; orbit transfer.

I. INTRODUÇÃO

Os satélites artificiais descrevem as mais diversas órbitas, no entanto, a órbita geoestacionária é uma das mais importantes. Uma órbita geoestacionária, conhecida comumente pelo acrônimo GEO (do inglês *Geostationary Earth Orbit*), é uma órbita circular sobre o plano do Equador da Terra a 35786 km de altitude. Um satélite posicionado nessa órbita gira na mesma direção e possui a mesma velocidade de angular da Terra, portanto, se encontra parado relativamente a um ponto fixo sobre a Terra. Atualmente 435 dos 1071 satélites operacionais (41%) são geoestacionários [1].

A injeção de um satélite em órbita se faz normalmente por meio de um foguete multiestágio. Existem basicamente dois tipos de lançamentos, por ascensão direta e através de uma órbita de espera. A órbita de espera é uma órbita baixa (órbitas baixas são comumente designadas por LEO, do inglês *Low Earth Orbit*) temporária, que tem altitude de aproximadamente 200 km, ficando logo acima das camadas mais densas da atmosfera [2]. Existem várias razões para usar uma órbita de espera, entre elas podemos citar o aumento da janela de lançamento e missões para órbita geoestacionária. Para a transferência para uma órbita geoestacionária, o ideal seria que a órbita de espera ficasse no plano do Equador, resultando em menor consumo de propelente. No entanto, a inclinação da órbita de espera, i , depende da latitude de lançamento, δ , e do azimute, A , conforme a equação

$$\cos i = \cos \delta \sin A \quad (1)$$

De (1) fica evidente que a menor inclinação possível da órbita é alcançada quando o foguete é lançado na direção leste, ou seja, quando $A = 90^\circ$. Assim, a inclinação da órbita nunca será menor que a latitude de lançamento [3]. O sistema de propulsão encarregado de transferir o satélite da órbita de espera para a órbita de transferência é geralmente o último estágio do veículo lançador. Podemos classificar os métodos de transferência de órbita em três categorias:

A. Transferência de Hohmann

Normalmente se está interessado em transferir o satélite com o menor consumo de energia, onde geralmente a transferência de Hohmann é o método adotado. Neste caso, logo depois do veículo ser injetado na órbita de espera ou depois de um período orbitando, o veículo é injetado numa órbita elíptica de transferência, que tem seu perigeu tangenciando a órbita de espera e o apogeu tangenciando a órbita requerida. Esta é uma manobra bi-impulsiva, o motor é ligado primeiramente para transferir o veículo da órbita de espera para a órbita de transferência. Quando o veículo atinge o apogeu da órbita de transferência, que coincide com o raio da órbita final, o propulsor é acionado novamente para fazer a circularização da órbita (ver Fig. 1.2a).

B. Propulsão Química de Baixo Empuxo

Para fazer uma transferência com propulsor químico de baixo empuxo, o satélite aplica uma série de empuxos sobre o perigeu, até o apogeu da órbita de transferência atingir o raio da órbita final. No apogeu, o propulsor é acionado mais algumas vezes até a circularização da órbita. Neste caso, como os propulsores são ligados sempre nas proximidades do perigeu e do apogeu, a eficiência total se aproxima a uma transferência de Hohmann [4] (ver Fig. 1.2b).

C. Propulsão Elétrica de Baixo Empuxo

Este é o tipo de menor empuxo e, conseqüentemente, o que leva mais tempo para alcançar a órbita final, podendo durar

meses. Conforme Fig. 1.2c, podemos ver que a trajetória de transferência é em formato de espiral, diferente das manobras impulsivas.

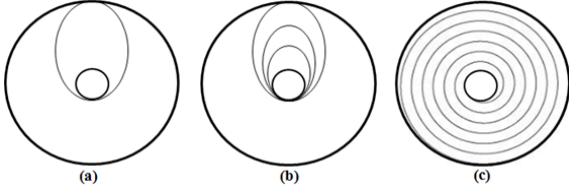


Fig. 1. Desenho esquemático das manobras de transferência. (a) Transferência de Hohmann, (b) Transferência por propulsão química de baixo empuxo e (c) Transferência por propulsão elétrica.

Este trabalho apresenta um estudo comparativo de diferentes sistemas propulsivos para a transferência de um satélite de uma órbita LEO de espera em diferentes inclinações para uma órbita GEO. O consumo de propelente e o tempo da transferência do satélite são analisados para as manobras impulsivas (propulsão química) e manobras de baixo empuxo (propulsão elétrica).

II. MÉTODOS

Esta seção aborda as manobras de transferência de uma órbita circular de espera para a órbita geoestacionária utilizando o mínimo incremento de velocidade ΔV , que é equivalente ao consumo de energia. Nas subseções seguintes são consideradas as transferências utilizando propulsores químicos, onde são consideradas manobras impulsivas (ou seja, é considerado que ΔV seja aplicado instantaneamente), e propulsores elétricos, que realizam manobras de baixo empuxo. A referência [5] foi utilizada para o desenvolvimento das equações.

A. Transferência de Hohmann

A transferência de Hohmann é uma transferência bi-impulsiva entre órbitas circulares coplanares com o menor consumo de propelentes, que é equivalente a uma transferência com o mínimo ΔV .

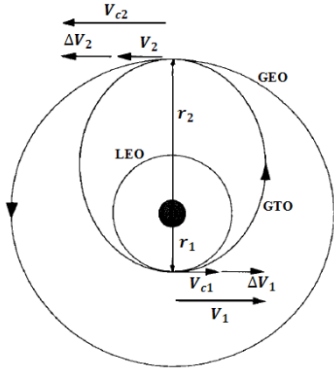


Fig. 2. Transferência de Hohmann de LEO para GEO.

Para analisar a transferência de órbita de um satélite por meio de uma variação de velocidade, a equação da energia ou equação da “vis-visa” (2) deve ser inicialmente considerada.

$$V^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (2)$$

onde V é a magnitude da velocidade orbital em determinado ponto, r é a distância desse ponto até o foco, a é semieixo maior da órbita e μ é a constante geo-gravitacional. Usando a equação da “vis-visa” e a Fig. 2, temos

$$V_{c1} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad V_1 = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_1} - \frac{2}{r_1 + r_2} \right)} \quad (3)$$

onde V_{c1} é a velocidade orbital da órbita circular inicial, V_1 é a velocidade para sair da órbita inicial para uma órbita elíptica de transferência. O incremento total de velocidade para ir da órbita inicial para órbita de transferência é então

$$\Delta V_1 = V_1 - V_{c1} \quad (4)$$

De maneira similar, o incremento de velocidade no apogeu para circularização da órbita elíptica de transferência é

$$\Delta V_2 = V_{c2} - V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_2} - \frac{2}{r_1 + r_2} \right)} \quad (5)$$

A variação de velocidade total para a manobra é então

$$\Delta V_T = V_1 - V_2 \quad (6)$$

O tempo de transferência da manobra é o dado pela metade do período da órbita elíptica de transferência

$$T = \frac{P_{GTO}}{2} \quad (7)$$

B. Transferência de Hohmann com Mudança de Plano

A transferência de Hohmann com mudança de plano é uma transferência ótima bi-impulsiva entre órbitas circulares de diferentes raios não coplanares (o plano das órbitas faz um ângulo θ). O primeiro ΔV não somente produz uma elipse de transferência com apogeu tangenciando o raio da órbita final, mas também rotaciona o plano da órbita em um ângulo α_1 . No apogeu, o segundo ΔV circulariza e rotaciona o plano da órbita em um ângulo α_2 , onde $\theta = \alpha_1 + \alpha_2$. Abaixo segue as equações e um esboço dos triângulos de velocidades, ΔV_1 e ΔV_2 :

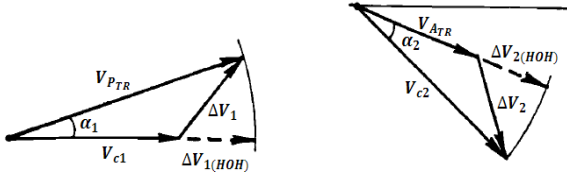


Fig. 3. Triângulos de velocidades.

$$\Delta V_1 = \sqrt{V_{PTR}^2 + V_{c1}^2 - 2V_{PTR}V_{c1} \cos \alpha_1} \quad (8)$$

$$V_{PTR} = V_{c1} + \Delta V_{1(HOH)} \quad (9)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{V_{ATR}^2 + V_{c2}^2 - 2V_{ATR}V_{c2} \cos(\theta - \alpha_1)} \quad (10)$$

$$V_{ATR} = V_{c2} - \Delta V_{2(HOH)} \quad (11)$$

$$\theta = \alpha_1 + \alpha_2 \quad (12)$$

Para minimizar ΔV_T , estabelecemos $\partial \Delta V_T / \partial \alpha_1 = 0$, ou seja

$$\frac{\partial \Delta V_T}{\partial \alpha_1} = \frac{V_{PTR}V_{c1} \sin \alpha_1}{\Delta V_1} - \frac{V_{ATR}V_{c2} \sin(\theta - \alpha_1)}{\Delta V_2} = 0 \quad (13)$$

Resolvendo iterativamente para α_{1OT} . Substituindo em ΔV_1 e ΔV_2 , obtemos, respectivamente, ΔV_{1OT} e ΔV_{2OT} . Então

$$\Delta V_{TMIN} = \Delta V_{1OT} + \Delta V_{2OT} \quad (14)$$

C. Transferência de Baixo Empuxo

Para a transferência com propulsão elétrica entre órbitas circulares inclinadas, será considerada a equação da trajetória ótima de Edelbaum para avaliar o ΔV da missão.

$$\Delta V = \sqrt{V_{c1}^2 - 2V_{c1}^2V_{c2}^2 \cos\left(\frac{\pi}{2}\Delta i\right) + V_{c2}^2} \quad (15)$$

onde Δi é a variação da inclinação das órbitas. Foi assumido aceleração constante e ângulo do vetor de empuxo constante em cada revolução. Se f é a aceleração do veículo, o tempo de transferência pode ser dado por

$$T = \frac{\Delta V}{f} \quad (16)$$

D. Consumo de Propelente

Estimado o ΔV necessário para realizar a transferência de órbita, o consumo de propelente pode ser calculado. Para isto, é definida a equação de Tsiolkovsky

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln \frac{m_i}{m_f} \quad (17)$$

onde m_i é a massa inicial do veículo e m_f é a massa final do veículo. Explicitando m_f em (17), temos

$$m_f = m_i e^{(-\Delta V / g_0 I_{sp})} \quad (18)$$

Então a massa de propelente consumida é

$$m_p = m_i [1 - e^{(-\Delta V / g_0 I_{sp})}] \quad (19)$$

III. RESULTADOS

Para uma visualização do consumo de propelente de um satélite, na Fig. 4 é apresentado a variação de consumo de propelente para uma transferência orbital com diferentes inclinações (ver Tabela 1, onde e é a excentricidade, i é a inclinação da órbita, Ω é a ascensão reta do nodo ascendente, ω é o argumento do perigeu e M é a anomalia verdadeira). Apesar de geralmente ser o último estágio do veículo lançador responsável por aplicar o primeiro incremento de velocidade para transferir o veículo da órbita de espera para a órbita de transferência, neste trabalho será considerado que os propulsores do satélite realizam tal processo. Para I_{sp} de 250, 300 e 350, o ΔV estimado foi para manobras impusivas de propulsores químicos, ou seja, transferência de Hohmann. As curvas para I_{sp} de 2000 e 5000 são de propulsores elétricos, onde foi considerada a equação de Edelbaum para estimação do ΔV .

TABELA 1. PARÂMETROS PARA AS ÓRBITAS INICIAL E FINAL.

Elemento orbital	LEO	GEO
a (km)	6578	42164
e	0	0
i (°)	0-45°	0
Ω (°)	0	0
ω (°)	N/A	N/A
M (°)	livre	livre

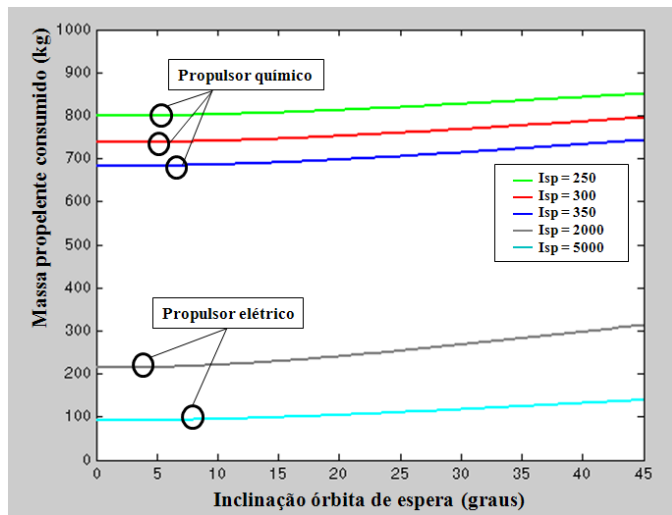


Fig. 4. Consumo de propelente de um satélite de 1000 kg de massa útil para injeção em uma órbita GEO a partir de uma órbita circular de espera de 200 km de altitude.

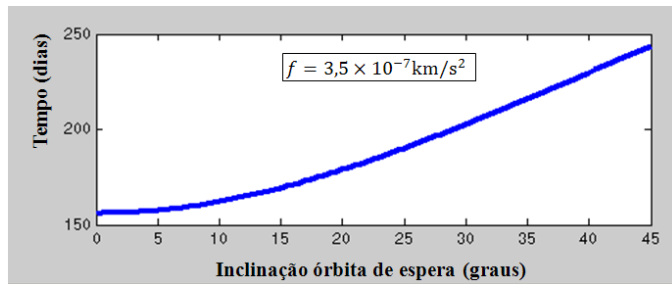


Fig. 5. Tempo de transferência para um propulsor elétrico.

Da Fig. 4, pode-se notar que o consumo de propelente é muito menor para os propulsores elétricos, que apresentam I_{sp} elevados. No entanto, enquanto uma manobra por transferência de Hohmann pode levar algumas horas (5,26h para este caso), uma manobra com propulsão elétrica de baixo empuxo pode levar vários meses (Fig. 5). Outro ponto que pode ser observado da Fig. 4 é que a variação do consumo de propelente é relativamente pequena com a variação da inclinação entre as órbitas. Na Fig. 6 é esboçado como o ΔV (para propulsores químicos) varia para uma transferência de uma órbita circular de 200 km de altitude para órbitas finais circulares de maiores altitudes. Pode ser observado que o ΔV para uma órbita final geoestacionária varia pouco com a inclinação da órbita quando comparado a uma órbita final baixa, o que está de acordo com a Fig. 4, onde o consumo de propelente foi relativamente pequeno com a variação da inclinação entre as órbitas.

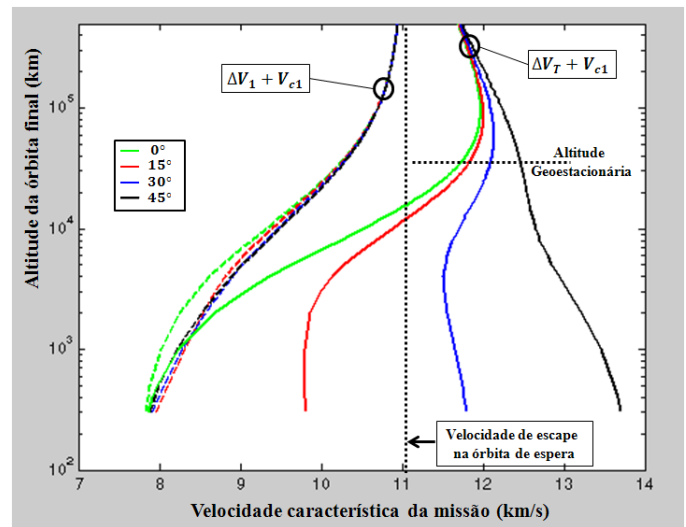


Fig. 6. Velocidade característica para injeção em órbitas de diferentes altitudes a partir de uma órbita de 200 km de altitude usando transferência de Hohmann.

Na Fig. 6 também é mostrado que a medida que a altitude da órbita final cresce, o incremento de velocidade inicial mais a velocidade circular da órbita de espera ($\Delta V_1 + V_{c1}$) tende a velocidade de escape da órbita. O ΔV_T tende a ser pouco sensível com variações da inclinação dos planos orbitais a medida que a altitude da órbita final se torna muito grande. Conforme pode ser observado na Fig. 6, as curvas para diferentes inclinações tendem a convergir.

IV. CONCLUSÃO

Neste trabalho foram abordadas as manobras de transferência de uma órbita de espera (LEO) para uma órbita GEO para os sistemas de propulsão química e elétrica. Com o ΔV estimado para as manobras de transferência, o consumo de propelentes pode ser comparado entre os sistemas propulsivos. Para as manobras impulsivas com mudança de plano da propulsão química, se constatou que quando a altitude da órbita final tende a valores muito grandes, o ΔV necessário para fazer a mudança de plano tende a ser desprezível, assim o ΔV total para a transferência orbital com mudança de plano tende ao ΔV calculado para transferência no plano.

Na propulsão elétrica, muito menos propelente foi necessário na transferência, no entanto, o tempo de transferência é muito maior. Assim a exposição do satélite no Cinturão de Van Allen é bem mais alta, podendo degradar os painéis solares reduzindo a vida útil da missão devido à exposição à radiação.

AGRADECIMENTOS

À CAPES pela bolsa concedida.

REFERÊNCIAS

- [1] Technical Issues: UCS Satellite Database (2013). Obtido de Union of Concerned Scientists: <http://www.ucsusa.org>.
- [2] J. W. Cornelisse, H. F. R. Schöyer, K. F. Wakker, (1979). Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics. London: Pitman. 505p.

- [3] A. Tewari, (2007). Atmospheric and Spaceflight Dynamics. Boston: Birkhäuser. 556p.
- [4] J. R . Wertz, W. J. Larson, (1999). Space Mission Analysis and Design. Microcosm Press.
- [5] V. A. Chobotov, (1996). Orbital Mechanics. Virginia: AIAA Education Series. 447p.