

Estudo de manobras orbitais por baixo empuxo contínuo

Arnaldo Pieroni Stecca Filho,¹ Rita de Cássia Domingos

FESJ/UNESP, São João da Boa Vista, SP

Antonio Fernando Bertachini De Almeida Prado

INPE, São José dos Campos, SP

Para o planejamento e implantação de missões espaciais é fundamental o estudo do modelo orbital que será empregado, cujos parâmetros importantes são as condições iniciais obtidas através dos elementos orbitais (semieixo maior a , excentricidade e , a longitude do nodo ascendente Ω , a inclinação i , a longitude do periapsis ω , e a anomalia média M) do veículo espacial e, também, as perturbações que influenciam o seu comportamento ao longo do tempo.

Dentre os diferentes modelos orbitais, destaca-se o de órbita congelada que é caracterizada por manter a altitude praticamente constante em determinado ponto geográfico do corpo orbitado. Como apresentado na literatura, por exemplo [1], este tipo orbital ocorre quando as variações médias de ω e e ao longo do tempo são aproximadamente nulas.

Com a evolução do tempo, as forças de perturbação atuam sobre o veículo alterando a sua órbita inicial. Desse modo, pode-se utilizar manobras de correção orbital para manter as características da órbita planejada para a missão. Essas correções podem ser realizadas, por exemplo, através de jatos multi impulsivos ou de impulso contínuo. Em particular, neste trabalho estamos interessados em avaliar a ação de jatos de impulso contínuo para a correção de órbitas congeladas de um veículo ao redor de Vênus, sob a perturbação do Sol (P_S) e da não esfericidade do planeta (P_G). Para isso, emprega-se a metodologia de [1], que considera as taxas de variação média dos elementos orbitais e expansões das equações de órbita congelada para os parâmetros relacionados ao achatamento do planeta (harmônicos zonais J_2 , J_3 e J_4), visando calcular o empuxo necessário para a realização da manobra (F_e). Para o caso de menor consumo de combustível (*low-thrust*), o empuxo é calculado pela equação (1), em que C_S e C_T são, respectivamente, coeficientes relacionados às projeções radial e tangente da aceleração perturbante do veículo e $\dot{\omega}$ é a taxa de variação média de ω [1].

$$F_e = \frac{\dot{\omega}}{\sqrt{C_S^2 + C_T^2}} \quad (1)$$

A partir do empuxo, calcula-se a velocidade característica da manobra de correção (2) que representa o consumo de combustível em um período orbital do veículo espacial. R_e é o raio equatorial de Vênus, p é o parâmetro focal ($p = a(1 - e^2)$) e D é dado por (3).

$$\Delta v = -\frac{3\pi J_2 R_e^2}{p^2 \sqrt{C_S^2 + C_T^2}} \left\{ \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) \times \left[1 + \frac{J_3 R_e}{2J_2 p} \left(\frac{\sin^2 i - e \cos^2 i}{\sin i} \right) \frac{\sin \omega}{e} \right] + \frac{3J_2 R_e^2}{2p^2} D \right\} \quad (2)$$

Para este estudo, primeiro seleciona-se as condições iniciais da órbita congelada do veículo para executar a integração numérica, a fim de se obter a evolução dos parâmetros orbitais no tempo. Da análise dos resultados, seleciona-se as condições orbitais para a aplicação da correção da trajetória do veículo. Nesse sentido, o objetivo é estudar as características das manobras de correção orbital a partir do método de empuxo contínuo, para órbitas congeladas em diferentes altitudes em relação à superfície do planeta. Selecionou-se cinco casos de estudo, ver Tabela 1.

¹arnaldo.pieroni@unesp.br

$$D = \left(4 + \frac{7}{12}e^2 + 2\sqrt{1-e^2}\right) - \sin^2 i \left(\frac{103}{12} + \frac{3}{8}e^2 + \frac{11}{2}\sqrt{1-e^2}\right) + \sin^4 i \left(\frac{215}{48} - \frac{15}{32}e^2 + \frac{15}{4}\sqrt{1-e^2} - \frac{35J_4}{18J_2^2} \left[\left(\frac{12}{7} + \frac{27}{14}e^2\right) - \sin^2(i) \left(\frac{93}{14} + \frac{27}{4}e^2\right) + \sin^4(i) \left(\frac{21}{4} + \frac{81}{16}e^2\right)\right]\right) \quad (3)$$

Tabela 1: Condições iniciais das órbitas avaliadas.

Caso	<i>a</i> (km)	<i>e</i>	<i>i</i> (grau)	ω (grau)	Ω (grau)	Característica
1	15551,80	0,1055	85,5	90	0	$P_G \approx P_S$
2	11051,80	0,1097	45	90	0	$P_G > P_S$
3	11051,80	0,1776	90	90	0	$P_G > P_S$
4	26051,80	0,0501	45	90	0	$P_G < P_S$
5	26051,80	0,0577	90	90	0	$P_G < P_S$

Para a aplicação da manobra de correção, consideramos a variação máxima de 3° para ω e de 0,001 para *e*. Integrações numéricas foram feitas para 50 períodos orbitais de Vênus (POV). Por razões de limite de páginas, somente o caso para a variação de ω é mostrado (Tabela 2).

Tabela 2: Resultados para $\Delta\omega = 3^\circ$.

Caso	Tempo (POV)	<i>e</i>	<i>i</i> (grau)	<i>a</i> (km)	Ω (grau)	F4 (m/s ²)	Δv (m/s)
1	3,46	0,1043	85,4798	15551,9413	359,83	1,1150e-09	2,3839e-05
2	13,36	0,1088	44,8613	11051,9934	347,58	1,7577e-09	2,2513e-05
3	5,52	0,1763	89,9969	11052,0220	359,97	1,8527e-08	2,3730e-04
4	11,14	0,0486	44,7431	26052,0361	354,48	7,9571e-10	3,6885e-05
5	1,56	0,0567	90,0357	26051,7566	359,98	6,8967e-11	3,1968e-06

Dos resultados, vimos que para variação de ω e *e* todos os casos apresentaram pequenos valores de Δv , podendo indicar que para Vênus o consumo de combustível para realizar manobras de correção em órbitas congeladas seria pequeno ao se considerar pequenas variações dos principais parâmetros orbitais. Além disso, pequenas variações de *e* necessitaria de aplicações de manobras mais recorrentes do que para pequena variação de ω . Observamos ainda que a variação dos parâmetros orbitais no momento da aplicação da manobra é pequena em relação às condições iniciais. Assim, a fim de explorar mais os casos avaliados, novas situações deverão ser comparadas através do acréscimo de diferentes variações dos parâmetros orbitais.

Agradecimentos

À Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo-FAPESP (processo: 2016/024561-0), à Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior-CAPES e à Universidade Estadual Paulista "Júlio de Mesquita Filho- UNESP pela Bolsa/Pibic-Reitoria (Projeto 4708)

Referências

- [1] Z. Wu, F. Jiang e J. Li. "Extension of frozen orbits and Sun-synchronous orbits around terrestrial planets using continuous low-thrust propulsion". Em: **Astrophysics and Space Science** 360.1 (2015). DOI: 10.1007/s10509-015-2529-7.