

Imprimir

Fechar

Referência Completa

Tipo da Referência Conference Proceedings

Repositório sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.27.17.41

Metadados sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.27.17.41.51

Site mtc-m05.sid.inpe.br


Rótulo 4497

Chave Secundária INPE-2387-PRE/107

Chave de Citação Ferreira:1982:EsFoAe

Autor Ferreira, Luiz Danilo Damasceno

Grupo DMC-INPE-BR

Título Estudos de forças aerodinâmicas sobre satélites artificiais 

Nome do Evento Escola de Matemática Aplicada, 3.

Ano 1982

Data 15-19 fev. 1982

Localização do Evento Rio de janeiro

Palavras-Chave ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAL, força aerodinâmica, perturbações em satélites terrestres.

Resumo A interação de um satélite artificial com a atmosfera terrestre provoca perturbação em sua órbita. Na modelagem das forças aerodinâmicas, hipóteses simplificadoras foram efetuadas, e através das equações planetárias de Lagrange é possível avaliar a seu efeito perturbador nos elementos orbitais de um satélite artificial.

Tipo Secundário PRE CN

Area ETES

Projeto ORBAT

Última Atualização dos Metadados 2015:03.18.16.47.46 administrator sid.inpe.br/bibdigital@80/2006/04.07.15.50

Estágio do Documento concluído

e-Mail (login) marciana

Grupo de Usuários administrator

Visibilidade shown

Transferível 1

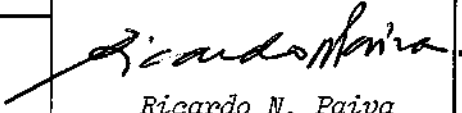

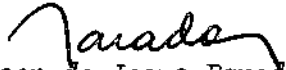
Tipo do Conteúdo External Contribution

Conteúdo da Pasta source não têm arquivos

Conteúdo da Pasta agreement não têm arquivos

Histórico 2015-03-18 16:47:46 :: administrator -> marciana :: 1982

Campos Vazios accessionnumber affiliation archivingpolicy archivist booktitle callnumber copyholder copyright creatorhistory descriptionlevel dissemination documentstage doi e-mailaddress edition editor electronicmailaddress format isbn issn language lineage mark mirrorrepository nextedition nexthigherunit notes numberoffiles numberofvolumes organization pages parameterlist parentrepositories previousedition progress publisher publisheraddress readergroup readergroup readpermission resumeid rightsholder secondarydate secondarymark serieseditor session

1. Publicação nº <i>INPE-2387-PRE/107</i>	2. Versão	3. Data <i>Abril, 1982</i>	5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita
4. Origem <i>DMC/DDO</i>	Programa <i>ORBAT</i>		
6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>FORÇA AERODINÂMICA PERTURBAÇÕES EM SATÉLITES TERRESTRES</i>			
7. C.D.U.: <i>521.3:629.7.076.6</i>			
8. Título <i>ESTUDOS DE FORÇAS AERODINÂMICAS SOBRE SATÉLITES ARTIFICIAIS</i>		10. Páginas: <i>11</i>	
		11. Última página: <i>08</i>	
		12. Revisada por	
9. Autoria <i>Luiz Danilo Damasceno Ferreira</i>		 <i>Ricardo N. Paiva</i>	
Assinatura responsável 		13. Autorizada por  <i>Nelson de Jesus Parada</i> Diretor	
14. Resumo/Notas <i>A interação de um satélite artificial com a atmosfera terrestre provoca perturbação em sua órbita. Na modelagem das forças aerodinâmicas, hipóteses simplificadoras foram efetuadas, e através das equações planetárias de Lagrange é possível avaliar o seu efeito perturbador nos elementos orbitais de um satélite artificial.</i>			
15. Observações <i>Este trabalho foi apresentado na III Escola de Matemática Aplicada, realizada de 15/02 à 19/02 de 1982 no Laboratório de Computação Científica, Rio de Janeiro, R.J. Será publicado nos Anais da SBMAC</i>			

ABSTRACT

The interaction of an artificial satellite with the Earth's atmosphere causes perturbations on its orbits. Simplifying hypothesis are considered in the modeling of the aerodynamic forces, and from Lagrange's planetary equations it is possible to obtain the perturbations in the orbital elements of an artificial satellite.

ESTUDOS DE FORÇAS AERODINÂMICAS SOBRE

SATÉLITES ARTIFICIAIS

L. D. Damasceno Ferreira

CONSELHO NACIONAL DE DESENVOLVIMENTO CIENTÍFICO E TECNOLÓGICO

CNPq

INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE

RESUMO

A interação de um satélite artificial com a atmosfera terrestre provoca perturbação em sua órbita. Na modelagem das forças aerodinâmicas, hipóteses simplificadoras foram efetuadas, e através das equações planetárias de Lagrange é possível avaliar o seu efeito perturbador nos elementos orbitais de um satélite artificial.

1. INTRODUÇÃO

A perturbação na órbita de um satélite artificial causada pela sua interação com a atmosfera terrestre tem sido objeto de trabalhos e pesquisas, em Mecânica Orbital, de vários autores [4, 5 e outros].

O objetivo deste trabalho é avaliar a perturbação devida à força aerodinâmica, através das equações de Lagrange, nos elementos orbitais de um satélite.

2. FORÇA DEVIDA ÀS MOLÉCULAS INCIDENTES E REFLETIDAS

Para a modelagem das forças aerodinâmicas que atuam sobre um satélite terrestre, que se movimenta em um campo de moléculas livres, hipóteses básicas foram consideradas [3], tais como:

- a) as colisões intermoleculares são desprezadas;
- b) as moléculas de gás têm uma distribuição maxwelliana;
- c) a caracterização do fenômeno de interação através de coeficientes médios, tais como, coeficientes de reflexão e de acomodação.

A Figura 1 ilustra o caso em que o gás move-se com uma velocidade média \vec{U} enquanto a superfície característica do satélite encontra-se em repouso.

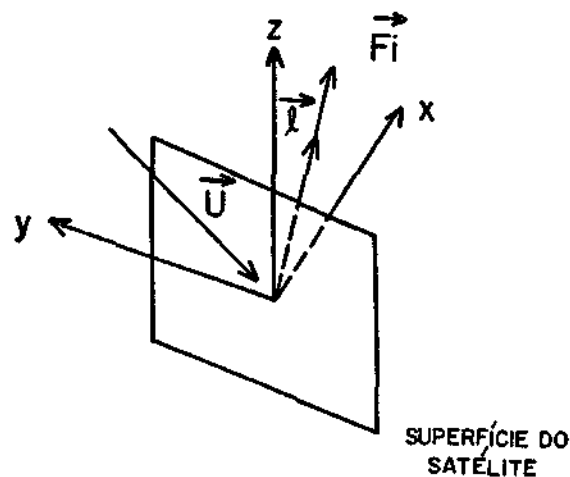


Fig. 1 - Sistema de coordenadas local.

Então, pode-se escrever que a força genérica ao longo de \vec{r} devida às moléculas incidentes e refletidas [3] é:

$$F = \frac{\rho U^2}{2} \left\{ (2 - \sigma') l_x \xi + \sigma (l_y \eta + l_z \zeta) \left[\xi (1 + \operatorname{erfs} \xi) + \frac{e^{-s^2 \xi^2}}{s \sqrt{\pi}} \right] + \frac{(2 - \sigma')}{2s^2} l_x (1 + \operatorname{erfs} \xi) + \frac{\sigma'}{2} l_x \sqrt{\frac{T_w}{T_i}} \left[\frac{e^{-s^2 \xi^2}}{s^2} + \frac{\sqrt{\pi}}{s} \xi \right] \cdot (1 + \operatorname{erfs} \xi) \right\} A, \quad (1)$$

onde:

ξ, η, ζ - cossenos diretores de \vec{U} ;

$s = \frac{U}{\sqrt{\frac{2k T_i}{m_i}}}$ - razão da velocidade \vec{U} sobre a velocidade mais provável das moléculas;

ρ - densidade atmosférica;

k - constante de Boltzmann;

m_i - massa de uma molécula;

erf - função erro definida como $\operatorname{erf}(x) = \int_0^x \frac{2}{\sqrt{\pi}} e^{-t^2} dt$;

σ', σ - transferência de quantidade de movimento na direção normal e tangencial, respectivamente;

α - coeficiente de acomodação térmica;

T_i - temperatura média das moléculas antes da colisão com a superfície;

T_w - temperatura da superfície;

A - área da superfície.

Quando $\alpha = \sigma = \sigma' = 1$, a reflexão é perfeitamente difusa e a acomodação completa; quando $\alpha = \sigma = \sigma' = 0$, a reflexão é perfeitamente especular e sem acomodação.

3. FORÇA AERODINÂMICA SOBRE UM SATÉLITE ARTIFICIAL

A influência da força aerodinâmica sobre o movimento de um satélite terrestre é muito importante, afetando praticamente todos os seus elementos orbitais.

Para avaliar o efeito da força aerodinâmica sobre um satélite, é necessário decompô-la no sistema local (X_L, Y_L, Z_L) , como mostra a Figura 2.

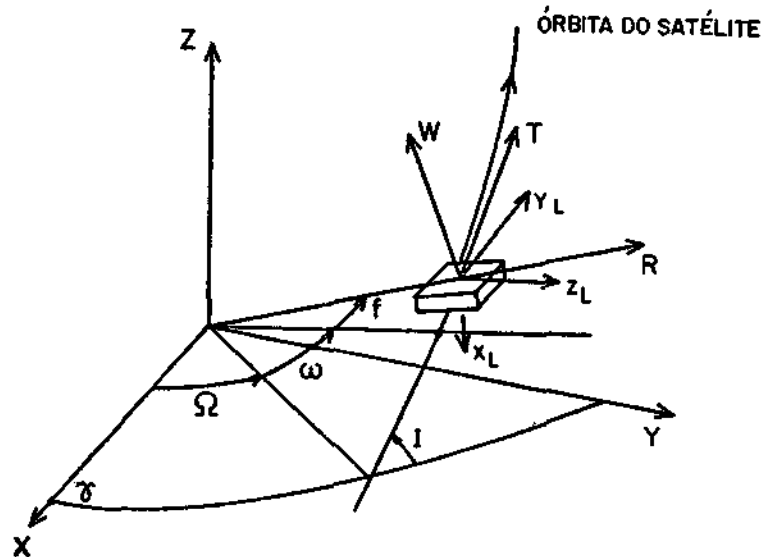


Fig. 2 - Sistemas: inercial (X, Y, Z) , orbital (R, W, T) , local (X_L, Y_L, Z_L) .

Simplificações são introduzidas na Equação 1, de tal modo que os resultados obtidos não são afetados por estas aproximações. Assim fazendo,

$$T_R = T_W,$$

$$\alpha = \sigma = \sigma' = 1,$$

a força aerodinâmica decomposta em relação ao sistema local será:

$$\text{em relação ao eixo } X_L \rightarrow l_{X_L} = 1, \quad l_{Y_L} = l_{Z_L} = 0,$$

$$F_{X_L} = \frac{\rho U^2}{2} \left\{ \xi \left[\xi(1 + \operatorname{erfs}\xi) + \frac{e^{-s^2\xi^2}}{s\sqrt{\pi}} \right] + \frac{1}{2s^2} (1 + \operatorname{erfs}\xi) + \frac{1}{2} \left[\frac{e^{-s^2\xi^2}}{s^2} + \sqrt{\pi} \xi \left(\frac{1 + \operatorname{erfs}\xi}{s} \right) \right] \right\} A; \quad (2.a)$$

$$\text{em relação ao eixo } Y_L \rightarrow l_{Y_L} = 1, \quad l_{X_L} = l_{Z_L} = 0,$$

$$F_{Y_L} = \frac{\rho U^2}{2} \left\{ \eta \left[\xi(1 + \operatorname{erfs}\xi) + \frac{e^{-s^2\xi^2}}{s\sqrt{\pi}} \right] \right\} A; \quad (2.b)$$

em relação ao eixo $Z_L \rightarrow l_{Z_L} = 1, l_{X_L} = l_{Y_L} = 0,$

$$F_{Z_L} = \frac{\rho U^2}{2} \left\{ \zeta \left[\xi(1 + \operatorname{erfs}\xi) + \frac{e^{-s^2\xi^2}}{s\sqrt{\pi}} \right] \right\} A. \quad (2.c)$$

Para completar a avaliação da perturbação devida à força aerodinâmica sobre um satélite terrestre, ainda é necessário efetuar uma transformação de sistemas, i.é., transformar as Equações 2, que estão descritas no sistema local, para o sistema orbital. Então de acordo com [1], tem-se que:

$$\begin{bmatrix} W \\ T \\ R \end{bmatrix} = [R]^T \begin{bmatrix} F_{X_L} \\ F_{Y_L} \\ F_{Z_L} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

sendo:

$$[R]^T = \begin{bmatrix} \cos\theta_2\cos\theta_3 - \operatorname{sen}\theta_2\operatorname{sen}\theta_1\operatorname{sen}\theta_3 & \cos\theta_2\operatorname{sen}\theta_3\operatorname{sen}\theta_1\cos\theta_3 & -\operatorname{sen}\theta_2\cos\theta_1 \\ -\cos\theta_1\operatorname{sen}\theta_3 & \cos\theta_1\cos\theta_3 & \operatorname{sen}\theta_1 \\ \operatorname{sen}\theta_2 + \operatorname{sen}\theta_3\cos\theta_2\operatorname{sen}\theta_1 & \operatorname{sen}\theta_2\operatorname{sen}\theta_3 - \cos\theta_2\operatorname{sen}\theta_1\cos\theta_3 & \cos\theta_2\cos\theta_1 \end{bmatrix}$$

e

$\theta_1, \theta_2, \theta_3$ os ângulos entre os sistemas orbital e local.

4. PERTURBAÇÕES NOS ELEMENTOS ORBITAIS

As perturbações devidas à força aerodinâmica, nos elementos orbitais de um satélite, são obtidas através das equações planetárias de Lagrange, as quais relacionam as componentes da força perturbadora no sistema orbital com os elementos orbitais, ou seja, elas expressam a taxa de variação dos parâmetros orbitais em função do tempo.

As equações planetárias de Lagrange para as forças aerodinâmicas são escritas na forma [2]:

$$\begin{aligned}
\frac{da}{dt} &= \frac{2}{n(1-e^2)^{1/2}} \left[R e \operatorname{sen} f + \frac{a}{r_v} (1-e^2)T \right] , \\
\frac{de}{dt} &= \frac{n(1-e^2)^{1/2}}{na} \left[R \operatorname{sen} f + T(\cos f + \cos E) \right] , \\
\frac{dI}{dt} &= \frac{r_v \cos(\omega + f)}{na(1-e^2)^{1/2}} W , \\
\frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r_v \operatorname{sen}(\omega + f)}{na^2(1-e^2)^{1/2} \operatorname{sen} I} W , \\
\frac{d\omega}{dt} &= \frac{(1-e^2)^{1/2}}{nae} \left\{ -R \cos f + \left[1 + \frac{r_v}{a(1-e^2)} \right] T \operatorname{sen} f - \frac{e r_v}{a(1-e^2)} \cot I \cdot \right. \\
&\quad \left. \cdot \operatorname{sen}(\omega + f) W \right\} , \\
\frac{dM}{dt} &= n - \frac{1}{na} \left[\frac{2 r_v}{a} - \frac{a(1-e^2)}{ae} \cos f \right] R - \frac{(1-e^2)}{nae} \operatorname{sen} f \left[1 + \frac{r_v}{a(1-e^2)} \right] T ,
\end{aligned} \tag{4}$$

onde f é a anomalia verdadeira; E , a anomalia excêntrica; e r_v , o raio vetor do satélite.

5. APLICAÇÃO

Neste trabalho, a avaliação da perturbação devida à força aerodinâmica, nos parâmetros orbitais do satélite, será feita apenas para a componente W , pois, sendo ela normalmente negligenciada por muitos autores, quer se saber qual a sua contribuição perturbadora. Para tanto, ela será comparada com a perturbação devida ao geopotencial (potencial terrestre) desenvolvido até o harmônico esférico de segunda ordem (J_2).

Para a determinação destas perturbações, um satélite existente (TD-1) foi escolhido, cujos elementos orbitais, para uma dada época, possuem os seguintes valores:

$$\begin{aligned}
a &= 6910,8 \text{ km,} \\
e &= 0,001, \\
I &= 97,6^\circ, \\
\Omega &= 253,7^\circ, \\
\omega &= 8,0^\circ, \\
M &= 49,5^\circ.
\end{aligned}$$

As Figuras 3, 4 e 5 apresentam os resultados da avaliação da perturbação devida à componente W em função da anomalia excêntrica.

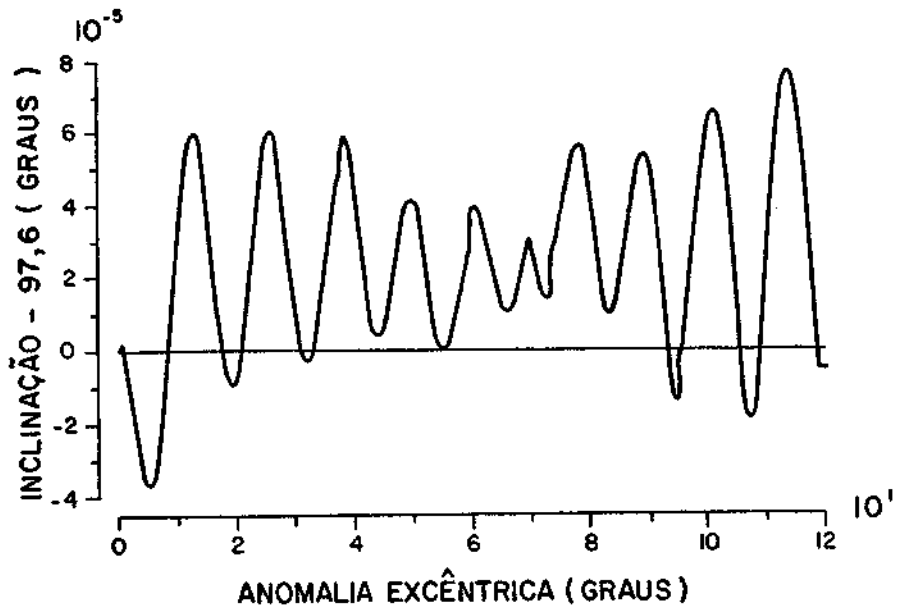


Fig. 3 - Variação da inclinação.

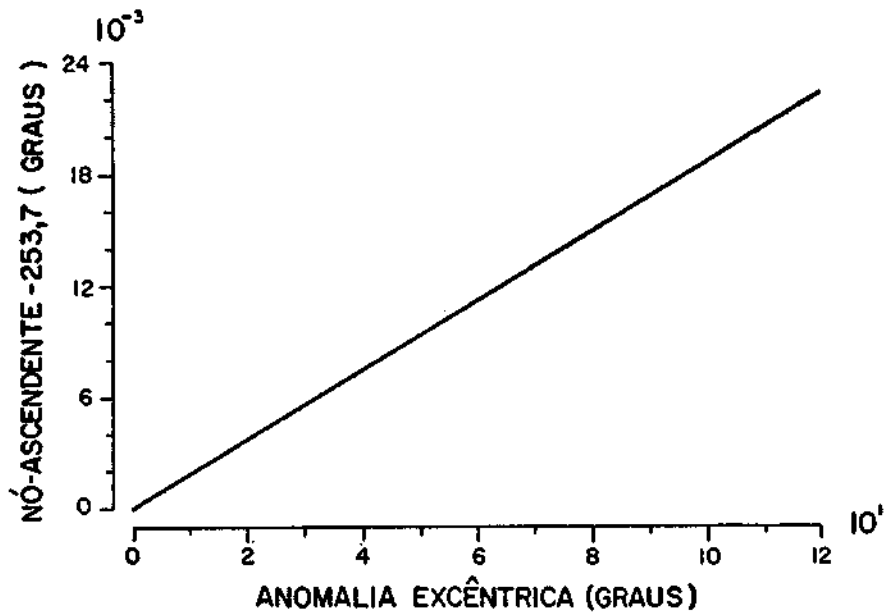


Fig. 4 - Variação do nó-ascendente.

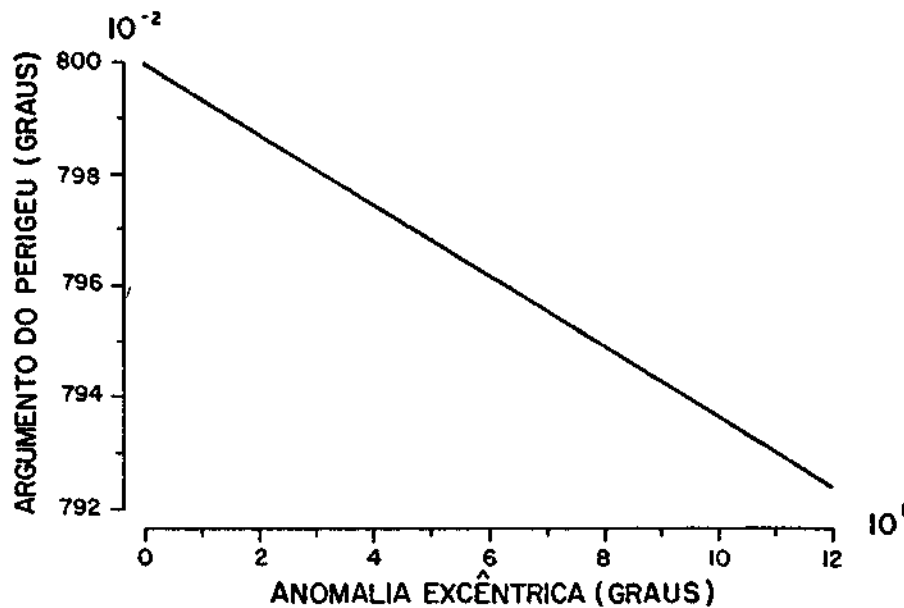


Fig. 5 - Variação do argumento do perigeu.

6. CONCLUSÕES

As Equações 4 foram integradas em anomalia excêntrica (E) mediante a transformação $dt = \frac{(1 - e \cos E)}{n} dE$, e os resultados indicam que a componente W da força aerodinâmica afeta principalmente a inclinação, o nó ascendente e o argumento do perigeu.

As Figuras que apresentam um traço, Figura 4 e Figura 5, indicam que as variações nos parâmetros orbitais, tanto devido à componente W da força aerodinâmica como ao geopotencial, possuem a mesma ordem de grandeza.

A Figura 3 mostra que a componente W, sendo perpendicular ao plano da órbita, ocasiona uma perturbação de curto período na inclinação (I), fato este anteriormente atribuído à alta velocidade dos ventos da atmosfera superior [4].

Tendo em vista os resultados obtidos, conclui-se que a componente W da força aerodinâmica geralmente desprezada por outros autores precisa ser levada em conta numa avaliação rigorosa de efeito da interação da atmosfera terrestre com o satélite.

7. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] MEIROVITCH, L. Methods of Analytical Dynamics. Dynamics, McGraw, Hill Book Company, 1970.
- [2] PILCHOWSKI, H.U.; SILVA, W.C.C.; FERREIRA, L.D.D. Introdução à Mecânica Celeste, INPE-2126-RPE/350, 1981.
- [3] SCHAAF, S.A.; CHAMBRE, P.L. Flow of Rarefied Gases. Princeton, NJ, Princeton University Press, 1961. Princeton Aeronautical Paperbacks, 8.
- [4] KARR, G.R. Environmental Dynamics at Orbital Atitudes. The University of Alabama in Huntsville, 1976.
- [5] COOK, G.E. The Effect of Aerodynamic Lift on Satellite Orbits. Planet Space Sci, Vol. 12, pp. 1009-1020, 1964.
- [6] HECHLER, F.; ECKSTEIN, M.C. Drag and Lift Perturbations of the Orbit of the TD-1 Satellite. ESRO-SR-14, 1970.