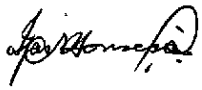
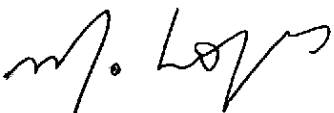
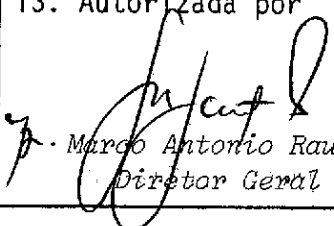


1. Publicação nº <i>INPE-4281-PRE/1153</i>	2. Versão	3. Data <i>Agosto 1987</i>	5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita
4. Origem <i>DMC</i>	Programa <i>A85 508209</i>		
6. Palavras chaves - seleccionadas pelo(s) autor(es) <i>DINÂMICA DE SEPARAÇÃO</i> <i>DESALINHAMENTO</i> <i>NUTAÇÃO</i> <i>ATITUDE</i>			
7. C.D.U.: <i>629.7.062.2</i>			
8. Título <i>DINÂMICA DA SEPARAÇÃO ENTRE O ÚLTIMO ESTÁGIO DO VEÍCULO LANÇADOR E O SATÉLITE</i>		10. Páginas: <i>4</i>	
		11. Última página: <i>3</i>	
9. Autoria <i>Ijar Milagre da Fonseca</i> 		12. Revisada por  <i>Marcelo L. de O. e Souza</i>	
Assinatura responsável		13. Autorizada por  <i>Marco Antonio Raupp</i> <i>Director Geral</i>	
14. Resumo/Notas <i>Este trabalho trata da dinâmica da separação entre o último estágio de um veículo lançador e o satélite, para uma configuração estabilizada por rotação. É mostrado que, mesmo para uma separação perfeita, o ângulo de nutação do satélite imediatamente após a separação é bem diferente do ângulo de nutação do conjunto imediatamente antes da separação. É mostrado também o efeito do desalinhamento do mecanismo de separação (molas) no movimento de atitude do satélite imediatamente após a separação.</i>			
15. Observações <i>Este trabalho será submetido no IX Congresso Brasileiro de Eng^o Mecânica - COBEM/87, de 07 a 11 de Dezembro em Florianópolis Santa Catarina.</i>			

SUMÁRIO

Este trabalho trata da dinâmica da separação entre o último estágio de um veículo lançador e o satélite, para uma configuração estabilizada por rotação. É mostrado que, mesmo para uma separação perfeita, o ângulo de nutação do satélite imediatamente após a separação é bem diferente do ângulo de nutação do conjunto imediatamente antes da separação. É mostrado também o efeito do desalinhamento do mecanismo de separação (molas) no movimento de atitude do satélite imediatamente após a separação.

INTRODUÇÃO

O estudo aqui apresentado objetiva a análise da atitude do satélite imediatamente após sua separação do último estágio. Por esta razão só é tratada a dinâmica de rotação daquele. Ao efeito de uma nutação inicial do conjunto satélite mais último estágio sobre a espaçonave imediatamente após a separação, se superpõem as perturbações devidas às imperfeições do mecanismo de separação, aqui admitido como constituído por um sistema de quatro molas de compressão, dispostas simetricamente em relação à linha de centro do conjunto. Devido à dispersão das molas em relação ao centro de massa do satélite, cm, é gerado um torque impulsivo no instante da separação, o que afeta a atitude deste.

DESENVOLVIMENTO

Considere-se a Figura 1 e os referenciais $O_c X_c Y_c Z_c$, definido no centro de massa do conjunto; $O_s X_s Y_s Z_s$, definido no cm do satélite e coincidente com os seus eixos principais de inércia; $O_u X_u Y_u Z_u$, definido no cm do último estágio do veículo lançador. Os três sistemas são paralelos.

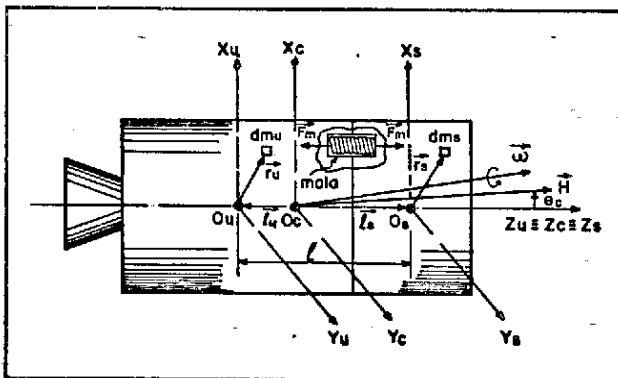


Fig.1 Conjunto último estágio mais satélite.

Sejam os vetores posição dos elementos de massa dm_u e dm_s :

$$\begin{aligned} \vec{r}_{cs} &= \vec{r}_s + \vec{r}_s \\ \vec{r}_{cu} &= \vec{r}_u + \vec{r}_u \end{aligned} \quad (1)$$

O momento angular do sistema, imediatamente antes da separação, é:

$$\begin{aligned} H_c &= \int_{m_u} (\vec{l}_u + \vec{r}_u) \times (\dot{\vec{l}}_u + \dot{\vec{r}}_u) dm_u + \\ &+ \int_{m_s} (\vec{l}_s + \vec{r}_s) \times (\dot{\vec{l}}_s + \dot{\vec{r}}_s) dm_s = (A_u + A_s + \mu l^2) \omega_x \vec{i} + \\ &+ (B_u + B_s + \mu l^2) \omega_y \vec{j} + (C_u + C_s) \omega_z \vec{k}, \end{aligned} \quad (2)$$

onde

$$\mu = \frac{m_u m_s}{m_u + m_s} \text{ é a massa reduzida do conjunto; } \quad (3)$$

ω_α são as componentes da velocidade angular do conjunto ($\alpha = x, y, z$),

\vec{i}, \vec{j} e \vec{k} são os versores segundo as direções x, y e z ;

A, B e C são momentos principais de inércia.

De forma análoga obtém-se o momento angular do satélite imediatamente após a separação. Considerem-se dois casos:

i) Separação perfeita

Neste caso as velocidades angulares imediatamente antes e após a separação são as mesmas. Isto significa admitir um mecanismo de separação perfeito, que não gere nenhum impulso angular em torno do cm do satélite. Neste caso:

$$H_{s1} = A_s \omega_x \vec{i} + B_s \omega_y \vec{j} + C_s \omega_z \vec{k}. \quad (4)$$

ii) Separação com perturbação

Neste caso o mecanismo de separação gera um

impulso angular em torno do cm do satélite, segundo um eixo transversal. O momento angular do satélite é:

$$H_{Bz} = A_s \omega_{x_f} \vec{i} + B_s \omega_{y_f} \vec{j} + C_s \omega_z \vec{k}, \quad (5)$$

onde o índice f significa imediatamente após a separação. Note-se que não há mudança no momento angular segundo a direção k e

$$\omega_{x_f} = \omega_x + \frac{Q_x}{A_s}, \quad (6)$$

$$\omega_{y_f} = \omega_y + \frac{Q_y}{B_s},$$

Q é o impulso angular impresso pelas molas em torno do cm do satélite, segundo os seus eixos transversais x_s e y_s .

A força das 4 molas é dada por:

$$F_m = 4 k l_m \cos \omega_m t, \quad (7)$$

onde

k = constante das molas,

l_m = comprimento máximo comprimido de cada mola,

$$\omega_m = \left(\frac{4K}{\mu} \right)^{1/2}, \quad (8)$$

t = tempo.

Quando o comprimento $l_m(t)$ se distende todo, a força da mola é nula e o sistema se separa. Portanto o tempo de separação, t_{sep} , é:

$$t_{sep} = \frac{\pi}{2} \left(\frac{\mu}{4K} \right)^{1/2} \quad (9)$$

$$Q = \frac{4F_m b}{\omega_m},$$

onde b é a dispersão e representa o "braço" que, associada à força, F_m , e ao intervalo de tempo t_{sep} , determina o impulso angular.

O ângulo de nutação, de modo geral, pode ser definido geometricamente a partir da Figura 2.

$$\theta_c = \arctan \frac{H_{t_c}}{H_{z_c}}, \quad (10)$$

$$\theta_s = \arctan \frac{H_{t_s}}{H_{z_s}},$$

onde:

$$H_{t_c} = [(A_s + A_u + \mu l^2)^2 \omega_x^2 + (B_s + B_u + \mu l^2)^2 \omega_y^2]^{1/2},$$

$$H_{z_c} = (C_s + C_u) \omega_z,$$

$$H_{t_s} = [A_s^2 \omega_{x_f}^2 + B_s^2 \omega_{y_f}^2]^{1/2}, \quad (11)$$

$$H_{z_s} = C_s \omega_z.$$

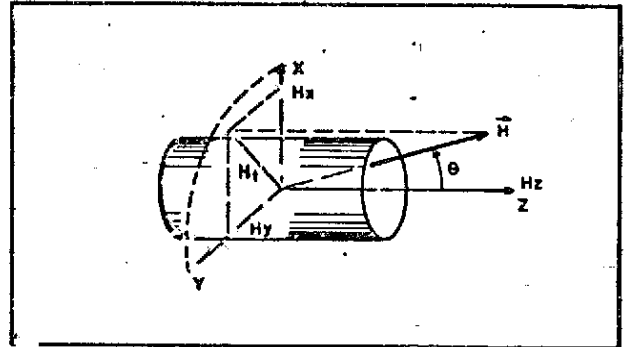


Fig.2 Momento angular.

APLICAÇÃO NUMÉRICA

Na dinâmica da separação as condições finais de cada estágio são as condições iniciais de cada estágio subsequente. Portanto as condições finais do último estágio, que são as condições iniciais imediatamente antes da separação, incluem todas as perturbações introduzidas pelas separações dos estágios anteriores. Segue que, para determinar as condições iniciais imediatamente antes da separação, seria necessário integrar o movimento do veículo desde o lançamento até o instante da separação. Como isto foge ao objetivo do presente trabalho, é considerada aqui a dispersão do último estágio de um lançador típico [1], que inclui os efeitos de todas as perturbações dos estágios anteriores. Para a aplicação numérica considerem-se os seguintes dados:

$$\omega_z = 18,5 \text{ rad/s},$$

$$\theta_c = 3^{\circ},5 \text{ (dispersão do 49 estágio do "SCOUT" D" [1])},$$

$$\mu^2 = 144,70 \text{ kgm}^2,$$

$$I_x = I_y = 13 \text{ kgm}^2,$$

$$A_u = B_u = 59,19 \text{ kgm}^2,$$

$$C_s = 27 \text{ kgm}^2,$$

$$C_u = 21,22 \text{ kgm}^2,$$

$$l = 11000 \frac{\text{cm}}{\text{s}},$$

$$t_{t_c} = 4,627 \text{ seg},$$

$$l_m = 0,023 \text{ m},$$

$$b = 5 \times 10^{-3} \text{ m}$$

Utilizando a primeira das Eqs.(10) e (11) tem-se que, para $\theta_c = 30,5$:

$$(\omega_x^2 + \omega_y^2)^{1/2} = \frac{(C_u + C_s)\omega_z}{(A_u + A_s + \mu I^2)} \tan \theta_c = \omega_c, \quad (12)$$

$$\omega_c = 0,245 \text{ rad/s.}$$

Para a separação perfeita ($\omega_{xf} = \omega_x, \omega_{yf} = \omega_y$), o resultado dado pela Eq. (9) e a segunda das Eqs. (10) fornece:

$$\theta_g = \arctan \frac{A_s \omega_c}{C_s \omega_z}$$

$$\theta_g = 0^{\circ},53.$$

Considerando agora o efeito do mecanismo de separação tem-se:

$$Q = \frac{4K^2 mb}{\omega_m} = 0,221 \text{ kgm}^2/\text{s},$$

$$\omega_{tf} = \omega_c + \frac{Q}{A_s}$$

$$\omega_{tf} = 0,257 \text{ rad/s},$$

Portanto, levando em conta a dispersão das molas:

$$\theta_s = \arctan \frac{A_s \omega_{tf}}{C_s \omega_z}$$

$$\theta_s = 0^{\circ},56.$$

CONCLUSÕES

Foram determinados os efeitos de uma nutação inicial do conjunto e do desalinhamento das molas sobre a atitude do satélite imediatamente após a separação. Note-se que mesmo para uma separação perfeita, o ângulo de nutação do satélite imediatamente após a separação difere muito do ângulo de nutação do conjunto imediatamente antes da separação. Por outro lado, a superposição à nutação do conjunto do desalinhamento das molas aumenta a dispersão do satélite em atitude imediatamente após a separação. Este efeito de superposição é pequeno devido à rigidez giroscópica do sistema, imposta pela estabilização por rotação a 18,5 rad/s (~180 rpm).

REFERÊNCIAS

- [1] Schappell, R.T. et alii. Improved Guidance Hardware Study for the Scout Launch Vehicle, NASA CR-2029, 1972.

ABSTRACT

This work is concerned with the dynamics of separation for a spin-stabilized booster-payload configuration. It is shown that the nutation angle of the satellite after the separation differs from that of the booster-payload before the separation to complete, even with a perfect separation mechanism. It is also shown the misalignment separation mechanism effect on the attitude motion of the satellite after the separation.



PROPOSTA PARA
PUBLICAÇÃO

- DISSERTAÇÃO
- TESE
- RELATÓRIO
- OUTROS

TÍTULO

Dinâmica da separação entre o último estágio do veículo lançador e do Satélite

IDENTIFICAÇÃO

AUTOR(ES)

Ijar Milagre da Fonseca

ORIENTADOR

CO-ORIENTADOR

DISS. OU TESE

LIMITE DEFESA CURSO ORGÃO

___/___/___ DMC

DIVULGAÇÃO

- EXTERNA INTERNA RESTRITA COBEM
- CONGRESSO REVISTA OUTROS

NOME DO REVISOR

Marcelo Lopes de Oliveira e Souza

NOME DO GARANTIDOR

Wilson Custódio Garófalo
Chefe do Departamento de
Mecânica Espacial e Controle

APROVAÇÃO

RECEBIDO 20/05/87

DEVOLVIDO 20/05/87

ASSINATURA

M. Lopes

APROVADO

- SIM
- NÃO

DATA

___/___/___

ASSINATURA

REV. LINGUAGEM

Nº 121

PRIOR 1

RECEBIDO 20/5/87

NOME DO REVISOR

Gloria Belli

OS AUTORES DEVEM MENCIONAR NO VERSO INSTRUÇÕES ESPECÍFICAS, ANEXANDO NORMAS, SE HOUVER

DATILOGRAFIA

PÁG

21/05/87

ASSINATURA

Gloria Belli

RECEBIDO

DEVOLVIDO

NOME DA DATILOGRAFA

Nº DA PUBLICAÇÃO

4281 PRE/1153

PÁG.

CÓPIAS

Nº DISCO

LOCAL

AUTORIZO A PUBLICAÇÃO

SIM

NÃO

___/___/___

DIRETOR

OBSERVAÇÕES E NOTAS