



## DINÂMICA DE ATITUDE DE UM SATÉLITE CONSIDERANDO A ABERTURA DE UM PAINEL SOLAR.

**José Ricardo Soria Porro.**  
[jri@dem.inpe.br](mailto:jri@dem.inpe.br)

**André Fenili.**  
[andre\\_fenili@yahoo.com](mailto:andre_fenili@yahoo.com)

**Mário César Ricci.**  
[mcr@dem.inpe.br](mailto:mcr@dem.inpe.br)  
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)  
Av. Dos Astronautas 1758, São José Dos Campos - SP.

**Resumo :** *Um dos requisitos para um satélite alcançar sua fase operacional em órbita é se ter conhecimento de sua atitude imediatamente após sua separação do veículo lançador. O conhecimento da atitude após a injeção em órbita é determinado pelo uso de sensores posicionados na estrutura do satélite. Em geral a injeção em órbita é seguida da abertura de componentes externos (painéis solares, antenas, etc) que provocam uma redistribuição da massa afetando os momentos e produtos de inércia do satélite modificando sua atitude. Este fato justifica a análise da dinâmica da atitude durante o transitório, quando esses componentes são abertos. Dois satélites motivaram o estudo implementado neste paper. Um deles é o satélite CBERS-1, contendo um painel solar com 6 metros de comprimento, o outro é o micro-satélite SACI-2, que possuía 4 braços mecânicos. A questão que surge é o que ocorre com a atitude após a abertura das partes móveis? Como o impacto da abertura afeta a atitude se não for utilizado um controle ativo?. Este paper apresenta os modelos matemáticos do satélite e do motor e discute o problema da dinâmica de atitude durante a fase transitória. A atitude do satélite será obtida via simulação do modelo matemático em computador.*

*Palavras Chaves: Atitude, Abertura, Satélite .*

### 1. INTRODUÇÃO

O efeito do movimento de abertura de componentes do tipo antenas, braços mecânicos, hastes, painéis solares, bem como o movimento de componentes internos, tipo rodas de reação, volantes de inércia, são elementos que afetam o movimento de atitude. Mesmo se considerarmos esses componentes como corpos completamente rígidos, o que em certos casos é uma idealização válida, ainda assim seus movimentos podem afetar a dinâmica do veículo como um todo. No caso da abertura de painéis e braços mecânicos, as principais implicações são as mudanças nos momentos e produtos de inércia do veículo com possíveis alterações na simetria do corpo, provocando o deslocamento do centro de massa do sistema como um todo. Na fase transitória, caracterizada pela abertura de seus apêndices (painéis,

antenas, braços mecânicos, etc), a dinâmica precisa ser bem estudada. Este estudo inclui simulações via computador, para prevenção de problemas de desestabilização ou atitude indesejada muito diferente daquela prevista. Soma-se a isto o risco de choque, caso a abertura de seus painéis se der de forma impulsiva. Choques podem causar danos na estrutura do veículo bem como nos seus dispositivos do tipo sensores ou células solares colocados na estrutura do veículo.

A idéia deste trabalho teve origem nos projetos dos satélites sino-brasileiro, CBERS-1, Fig.(1) e do satélite científico SACI-2, Fig.(2). O satélite CBERS-1 não possuiu em sua concepção um controle ativo para suavizar a abertura de seus painéis solares enquanto que o satélite SACI-2 previu em sua concepção um controle ativo, utilizando um motor de corrente contínua, um sistema redutor de velocidade composto de engrenagens e cabos para sincronizar e suavizar a abertura de seus braços mecânicos.

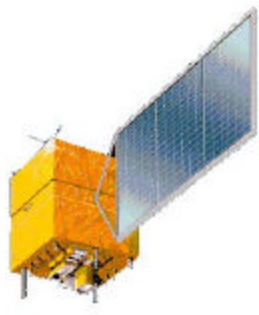


Figura 1. Satélite CBERS-1.

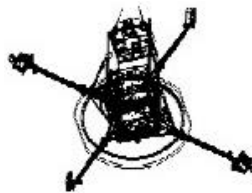


Figura 2. Satélite Saci-2.

## 2. FORMULAÇÃO DO PROBLEMA

Será usada a formulação Lagrangiana para Coordenadas Generalizadas e Quasi-coordenadas, para a obtenção das equações do movimento. Por esta abordagem a obtenção do modelo matemático é feita via conceito de energia.

### 2.1 Definição do Modelo Físico

O modelo do satélite em estudo, é constituído de um corpo central, contendo um painel solar articulado, que é composto de três sub-painéis e o yoke que é o braço de ligação entre o corpo principal do satélite e o painel. Uma das funções do yoke é manter o painel solar distante da sombra do corpo principal do satélite e de permitir o movimento rotacional do painel para captar melhor a energia solar quando totalmente aberto. Detalhes são mostrados na Fig. (3)

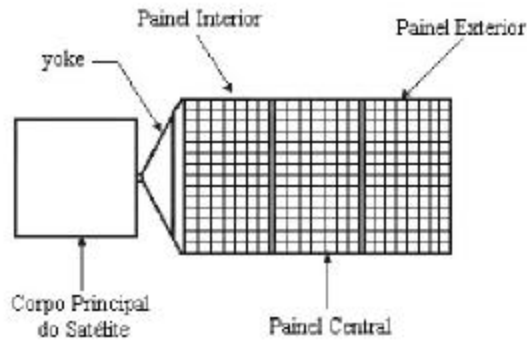


Figura 3. Modelo físico do satélite.

Durante a abertura do painel solar, o centro de massa se desloca e portanto ocorre uma alteração nas propriedades de inércia e de simetria do satélite. A forma de abertura do painel bem como o deslocamento do centro de massa são mostrados na Fig.(4).

Dois sistemas de referência são mostrados: O sistema  $xyz$ , fixo no centro de massa (CM) do satélite na configuração do painel fechado e o sistema  $x_c y_c z_c$ , que representa o deslocamento do CM do satélite durante a abertura do painel solar.

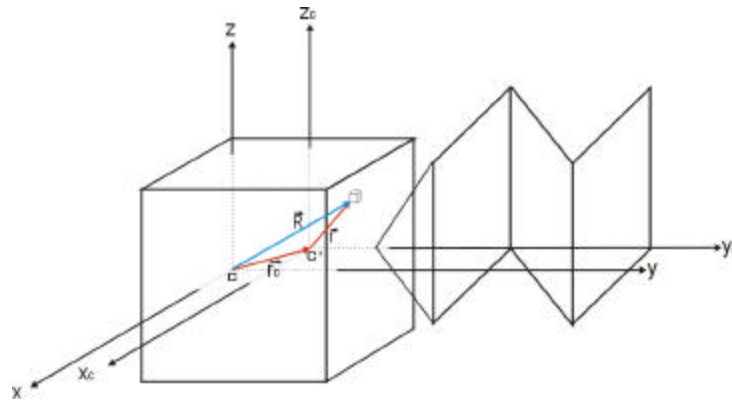


Figura 4. Modelo do satélite com o deslocamento de seu centro de massa.

Neste estudo a energia cinética  $T$ , e potencial  $V$ , podem ser escritas como:

$$T = T(\omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{q}_i) \tag{1}$$

$$V = V(q_i) \tag{2}$$

Onde:

$i=1,2,3,4$ . (referentes ao yoke, primeiro, segundo e terceiro sub-painel respectivamente).

$q_i$  e  $\dot{q}_i$  são as coordenadas e velocidades generalizadas, associadas à abertura dos sub-painéis;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  são as componentes da velocidade angular do satélite.

Considerando que todos os painéis irão abrir com rotação em torno do eixo z , como mostra a figura acima. Deverá existir uma matriz de rotação do tipo 2, definida como:

$$\begin{bmatrix} \cos \mathbf{f} & \text{sen } \mathbf{f} & 0 \\ -\text{sen } \mathbf{f} & \cos \mathbf{f} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

ou dependendo do sentido da rotação, ela pode ser escrita, como:

$$\begin{bmatrix} \cos \mathbf{f} & -\text{sen } \mathbf{f} & 0 \\ \text{sen } \mathbf{f} & \cos \mathbf{f} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

Essas matrizes serão utilizadas para transformar os sistemas de coordenadas definidos nos eixos de rotação dos sub-painéis para o sistema definido no CM do satélite. A partir de configuração inicial (painel fechado) para a configuração final (painel totalmente aberto).

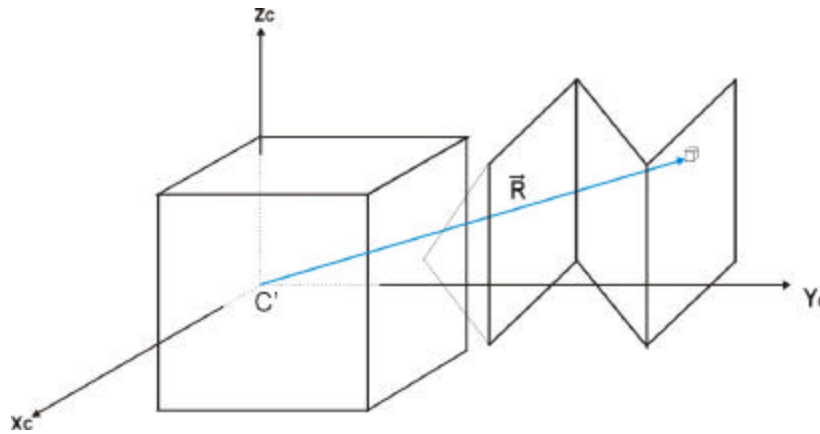


Figura 5. Modelo do satélite na configuração final.

A energia cinética obtida para a configuração final é dada pela equação:

$$T_{total} = \frac{1}{2} \{\omega\}^T [I_s + I_1 + I_2 + I_3 + I_4] \{\omega\} + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 [I_{y_i}] \dot{\theta}_i^2 + \{\omega\}^T \sum_{i=1}^4 \dot{\theta}_i [I_{g_i}] \{r_i\} \quad (5)$$

Onde:

$I_i$  = são as matrizes de inércia dos sub-painéis e do yoke em relação ao centro de massa do satélite, que incluem os momentos de inércia em relação a cada eixo de referência bem como o teorema dos eixos paralelos.

$I_{y_i}$  = representa o momento principal de inércia em relação ao eixo y, de cada sistema de referência;

$I_{g_i}$  = representa uma matriz de inércia característica de cada sistema de coordenadas.

Essa velocidade angular não resulta exatamente da derivada de uma coordenada, já que:  $\omega = \omega(\psi, \theta, \phi, \dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi})$ . Onde:  $\psi, \theta, \phi$ , são os ângulos de atitude. Essas coordenadas estão associadas ao conceito de quasi-coordenada.

A fórmula de Lagrange que fornece as equações de movimento é:

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q} = Q_i \quad (6)$$

Onde, neste trabalho:

$q$  e  $\dot{q}$  são as coordenadas e velocidades generalizadas, associadas ao movimento de abertura dos painéis ( $q_i$  e  $\dot{q}_i$ );

$Q_i$  são as forças generalizadas associadas ao mecanismo de abertura dos painéis (força das molas e o torque do motor);

$L$  é a função Lagrangiana, dada por:  $L = T - V$ .

A Eq.(6), fornece as equações do movimento dos sub-painéis,  $\ddot{q} = \ddot{q}(w, \dot{q}_i, q_i)$   $i = 1, 2, 3, 4$  e  $\mathbf{a} = x, y, z$ .

Para a obtenção das equações de Euler, será usada a formulação de Lagrange para quasi-coordenadas, cuja fórmula é:

$$\frac{d}{dt} \left\{ \frac{\partial T}{\partial \omega} \right\} + \left\{ \frac{\partial T}{\partial \omega} \right\} = \{N\} \quad (7)$$

Onde:

$\{N\}$  é o vetor dos torques externos.

$T$  é a energia cinética de rotação dada pela Eq.(1).

Estas fórmulas fornecem as equações do movimento rotacional:

$$\dot{\omega}_\alpha = \dot{\omega}_\alpha(\omega_\alpha, \dot{\theta}_\alpha, N_\alpha) \quad \alpha = x, y, z.$$

$N_\alpha$  está associado ao torque do motor.

As equações da cinemática são  $\omega = \omega(\psi, \theta, \phi, \dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi})$ , cuja inversão fornece as equações da atitude:

$$\dot{\psi} = \dot{\psi}(\omega_\alpha, \psi, \theta, \phi);$$

$$\dot{\phi} = \dot{\phi}(\omega_\alpha, \psi, \theta, \phi);$$

$$\dot{\theta} = \dot{\theta}(\omega_\alpha, \psi, \theta, \phi).$$

### 3. DESCRIÇÃO DOS MECANISMOS DE ABERTURA DO PAINEL SOLAR

Considere o mecanismo de abertura dos painéis, cujos detalhes são mostrados na Fig.(6).

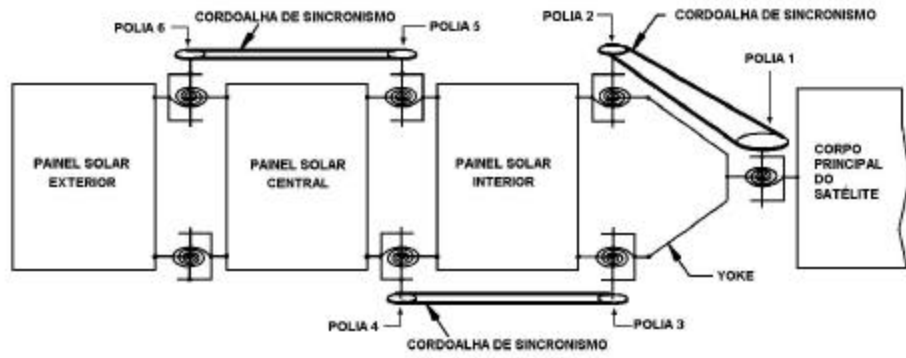


Figura 6: Mecanismo de abertura e sincronismo.

Esse mecanismo Fig.(6) é composto por molas do tipo espiral, que impulsionam a abertura dos sub-painéis e um conjunto de polias e cabos que controlam a abertura de forma sincronizada. Um motor de passo será posicionado no eixo que liga o corpo principal do satélite ao yoke e atuará como um controlador da velocidade de abertura dos painéis. Na ausência desse motor, podem ocorrer efeitos impulsivos indesejados, caso a energia gerada pelas molas não seja corretamente dimensionada. Em consequência disso poderiam ocorrer choques que danificariam os sensores ou as células solares.

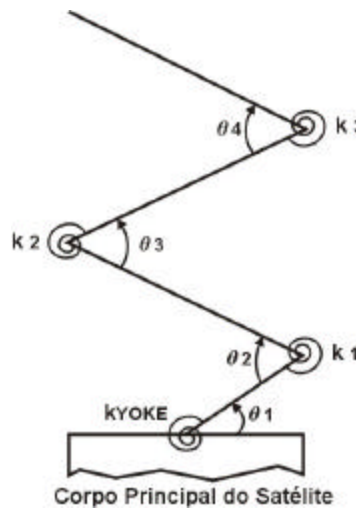


Figura 7: Movimento angular durante a abertura dos sub-painéis.

A Fig.(7) permite visualizar o movimento de abertura dos sub-painéis com seus respectivos ângulos de abertura, relativos ao corpo principal do satélite e a posição das molas com suas constantes elásticas.

O torque gerado pelas molas é dado pela seguinte expressão:

$$T_{mec} = K_{mec} \cdot (\varphi - \theta) \quad (8)$$

Onde:

- $K_{mec}$  = constante elástica da mola;
- $\varphi$  = ângulo de pré-torque da mola;
- $\theta$  = ângulo de abertura dos sub-painéis.

Pode-se observar que o torque aplicado pela mola diminui conforme aumenta o ângulo de abertura dos sub-painéis.

No eixo de articulação entre o yoke e o corpo principal do satélite são montadas quatro molas e nos demais eixos de articulação são montadas duas molas.

#### 4. DESCRIÇÃO DO MOTOR DE PASSO:

O motor a ser utilizado nesse trabalho é um motor de passo híbrido (também chamado de motor síncrono de indução trifásico, desenvolvido pela *Schaeffer Magnetics* (*Schaeffer Magnetics*, 1999)). Esse tipo de motor é um dispositivo barato e confiável, que opera de forma digital gerando baixa velocidade.



Figura 8. Motor de Passo (cortesia da *Schaeffer Magnetics*).

O torque gerado pelo motor depende do esquema de acionamento da ponte trifásica transistorizada, de acordo com o chaveamento desejado que pode ser feito de 6 maneiras diferentes, dependendo do sentido da corrente.

$$T_{motor} = T_{corrent} \cos\left(c_e \theta_m + n \frac{\pi}{3}\right) + T_{imã} \sin(c_m \theta_m) \quad (9)$$

Onde:

$c_e$  nº de ciclos elétricos por revolução do rotor.

Um ciclo elétrico consiste do movimento progressivo de 6 estados elétricos (chaveamento), que resulta uma rotação de  $12^\circ$  do rotor do motor. Portanto para o rotor executar uma revolução igual a  $360^\circ$ , essa constante é igual a 30;

$\theta_m$  ângulo mecânico do rotor;

$c_m$  nº de passos mecânicos por revolução do rotor;

Cada revolução do rotor equivale a  $2^\circ$  mecânicos. Portanto para o rotor executar uma revolução igual a  $360^\circ$ , essa constante é igual a 180.

O Motor aplicará um torque ao sistema, atuando como um freio durante a abertura dos sub-painéis, com o objetivo de minimizar o impacto ocasionado pela ação das forças impulsivas geradas pelas molas.

Tabela 1. Especificações elétricas e mecânicas do motor de passo tipo 2 da *Schaeffer Magnetic*

Voltagem Aplicada	12 volts
Corrente Limite	0.5 A
Resistência	12 Ohms
Constante Motor ( $K_t$ )	0.169477 N.m/A
Torque do Imã	0.056492 N.m
Máxima Largura do Pulso	0.035 s
Mínimo Tempo Morto	0.0005 s
Ângulo de passo de saída, $Dq_{SA}$	0.02°
Passos por revolução, $N_{rev}$	18,000
Redução harmônica, $GR$	100:1
Ângulo de passo do rotor, $Dq_r$	2.0°
Taxa de passo da saída, $w_{max}^{motor}$	450 passos/s; 9.0 °/s

## 5. RESULTADOS PRELIMINARES DA SIMULAÇÃO DO MOTOR DE PASSO:

O modelo do torque do motor de passo descrito acima, levando em conta as especificações do motor Tab.(1), foi construído e simulado em um computador, utilizando para isso, o software Matlab® e o pacote Simulink.

Após a definição do modelo e de sua simulação, considerando essa com um período de 3s, obtivemos com apenas uma das fases acionadas (voltagem  $V_{st}$ ), os seguintes resultados que apresentam valores de posição angular, torque e corrente para um degrau de tensão de 12V e condições iniciais nulas.

A Fig.(9) mostra os níveis de tensão, considerando apenas a tensão  $V_{st}$  ligada. A tensão alterna-se ligada com um intervalo determinado, igual a 0,035s, correspondente a máxima largura de um pulso, especificação do motor, Tab.(1) e desligada com um intervalo de tempo de 0,0005s, correspondente ao mínimo tempo que a tensão pode ficar desligada, especificação do motor, Tab.(1).

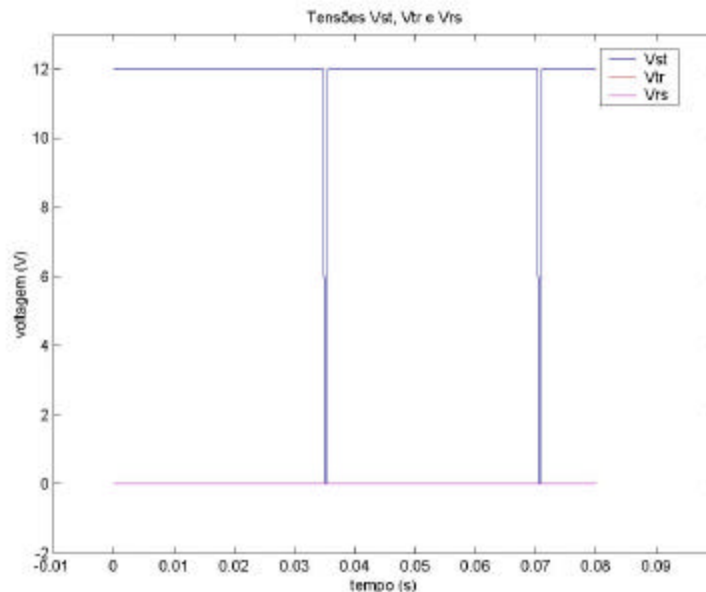


Figura 9. Gráfico das tensões em função do tempo.



A Fig.(10) representa o torque total gerado pelo motor considerando somente uma das fases acionadas (fase  $V_{st}$ ), equivalente a soma das parcelas do torque elétrico gerado pelas bobinas e pelo torque gerado pelo ímã permanente, estabilizando em um tempo aproximado de 2s. Essa configuração só sofrerá alteração quando uma nova fase for acionada.

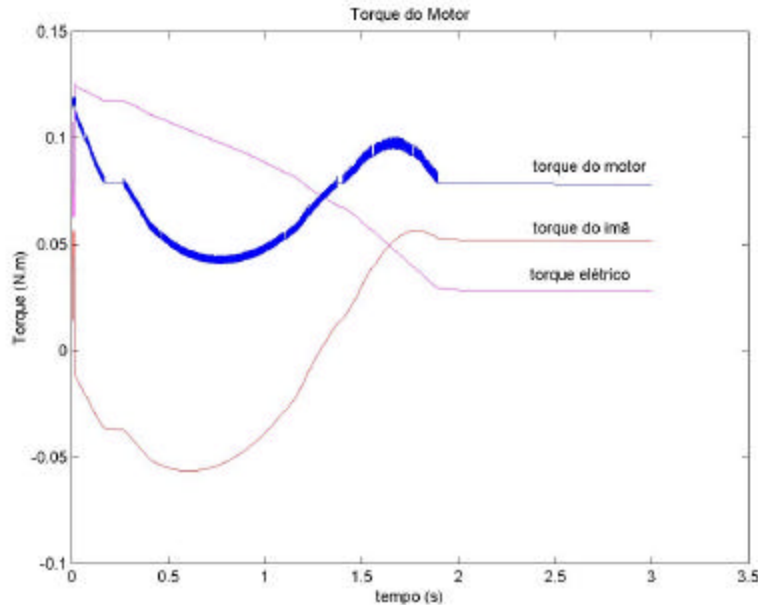


Figura 10. Gráfico do Torque do Motor em função do tempo.

## 6. CONCLUSÃO

A partir do resultados obtidos da simulação da dinâmica de atitude durante a fase transitória, será possível avaliar qual a atitude do satélite no final da abertura de seu painel solar e fornecer elementos para uma análise e um melhor dimensionamento do sistema de controle da atitude.

## 7. REFERÊNCIAS

- Fonseca, I.M, Santos, M.C., Neri, J.<sup>o</sup>C.F, 1999, “On the Attitude Dynamics of the Second Brazilian Scientific Satellite SACI-2”, 50<sup>th</sup> International Astronautical Congress, Amsterdam, Holland, Oct. 4-5, paper IAF-99-A3.01.
- MATLAB®, “User Guide”, Math Works Inc, US.
- Moog, Schaeffer Magnetics Division, “Catalog Registration Sheet Type 2 Solar Array Assembly”, book 0119.
- Meirovitch, L, 1970, “Methodos of Analytical Dynamics”, Ed. McGraw-Hill Inc, USA.
- Palerosi, A.P., 1997, “Dinâmica do Movimento de Abertura dos Painéis Solares do Satélite CBERS”, Dissertação de Mestrado, ITA, Brasil.
- Ricci, M.C., 1989, “Mecanismos Espaciais de Baixa Velocidade para Acionamento de Painéis Solares: Análise e Projeto de um Modelo Experimental, Dimensionamento de Mancais”, Dissertação de Mestrado, INPE, Brasil.
- Ricci, M.C., 1996, “Motor Síncrono de Indução: Características Construtivas e Operacionais”, INPE, Brasil.

SIMULINK®, 1990, “A Program for Simulation Dynamics Systems, User Guide”, Math Works Inc, US.

Sing, G., 1972, “Mathematical Modeling of Step Motors”, Proceedings of the First Conference on Incremental Motion Control Systems and Devices, Urbana, Illinois, US, pp 59-148.

Wertz, J.R., 1978, “Spacecraft Attitude Determination and Control”, D. Reidel Publishing Company, London, England, pp 487-661.

## **ATTITUDE DYNAMICS OF A SATELLITE DURING ITS SOLAR PANEL DEPLOYMENT.**

**José Ricardo Soria Porro.**

[jri@dem.inpe.br](mailto:jri@dem.inpe.br)

**André Fenili.**

[andre\\_fenili@yahoo.com](mailto:andre_fenili@yahoo.com)

**Mário César Ricci.**

[mcr@dem.inpe.br](mailto:mcr@dem.inpe.br)

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)

Av. Dos Astronautas 1758 São José Dos Campos - SP.

***Abstract:** One of the requirements for the satellite to reach the in orbit operational phase is the knowledge of its attitude immediately after its separation from the launcher and/or the deployment of its solar panels, masts, booms, etc. The knowledge of the satellite attitude after its injection into orbit is obtained by attitude determination via the usage of on-board sensors. In general the deployment of satellite components redistributes mass and affects the moment and product of inertia values. These changes can affect substantially the satellite attitude motion. This fact justifies the satellite attitude dynamics analysis during the transient phase when such components are deployed. Another effect this paper focuses on is the impact the impulsive springs forces used to deploy the solar panel have on the satellite structure. To guarantee a smooth deployment a step motor is used to impose a prescribed deployment speed. In addition to that a cable and a pulley system are used to guarantee a synchronized motion of the solar panel parts. To accomplish the objective of this work the satellite mathematical model is derived via Lagrangian formulation for generalized coordinates and for quasi-coordinates. Then the model is simulated in a computer to implement the transient phase.*

*Key words* Attitude, Deployment, Satellite.