1. Publicação nº	2. Versão	3. Data	5. Distribuição
INPE-4271-PRE/1143		*Agosto 1987*	☐ Interna ☒ Externa ☐ Restrita

4. Origem	Programa
DMC	*A7651 510912*

6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es)

ATITUDE
SIMULAÇÃO DE MANOBRAS

7. C.D.U.: *629.7.062.6*

8. Título *INPE-4271-PRE/1143*

SIMULAÇÃO DE ATITUDE E DE MANOBRAS PARA O SATÉLITE BRASILEIRO ESTABILIZADO POR ROTAÇÃO

10. Páginas: *5*

11. Última página: *4*

12. Revisada por

Valcir Orlando

9. Autoria

Hélio Koiti Kuga
L.Danilo D. Ferreira
Ulisses T.V. Guedes

13. Autorizada por

Marco Antonio Raupp
Diretor Geral

Assinatura responsável

14. Resumo/Notas

Este artigo apresenta um resumo do desenvolvimento dos estudos de análise dinâmica da atitude do satélite de Coleta de Dados estabilizado por rotação da MECB (Missão Espacial Completa Brasileira). Um dos objetivos destes estudos foi verificar a viabilidade do sistema de estabilização proposto, por meio de simulações digitais. Tais simulações foram realizadas e mostram o comportamento dinâmico da atitude do satélite, tanto na fase livre quanto na fase controlada (Manobra), o que permite obter informações qualitativas sogre os vários aspectos deste sistema de estabilização e de controle.

15. Observações *Este trabalho será submetido no IX Congresso Brasileiro de Engº Mecânica - COBEM/87, de 07 à 11 de Dezembro em Florianópolis, Santa Catarina.*

SUMÁRIO

Este artigo apresenta um resumo do desenvolvimento dos estudos de análise dinâmica da atitude do satélite de Coleta de Dados estabilizado por rotação da MECB (Missão Espacial Completa Brasileira). Um dos objetivos destes estudos foi verificar a viabilidade do sistema de estabilização proposto, por meio de simulações digitais. Tais simulações foram realizadas e mostram o comportamento dinâmico da atitude do satélite, tanto na fase livre quanto na fase controlada (manobra), o que permite obter informações qualitativas sobre os vários aspectos deste sistema de estabilização e de controle.

INTRODUÇÃO

Recentemente, no primeiro semestre de 1986, decidiu-se que o satélite de Coleta de Dados da MECB (Missão Espacial Completa Brasileira) seria estabilizado por rotação ("spin stabilization") [1]. A partir daí, estudos intensivos foram realizados com o objetivo de viabilizar o sistema de estabilização e propor esquemas de controle de atitude, considerando a utilização de uma bobina magnética que gera um campo paralelo ao eixo de rotação do satélite, para prover, por interação com o campo geomagnético, os torques necessários à atuação do controle.

Este trabalho resume os processos de simulação da dinâmica e do sistema de controle por bobina magnética, bem como os resultados das simulações em computador digital, os quais corroboraram a viabilidade dessa estratégia de estabilização [1-3]. Esta simulação forneceu elementos para prever o comportamento dinâmico de atitude do satélite, planejar janelas de lançamento de atitude, produzir os instantes de acionamento do controle ativo e calcular o tempo de vida útil do satélite levando em conta vínculos operacionais (e.g., vínculos térmicos).

Adotou-se um sistema conveniente de coordenadas esféricas para expressar as equações diferenciais do movimento de atitude do eixo de rotação. Os principais torques perturbadores modelados foram os torques magnéticos ativos e residuais, torques devidos a correntes de Foucault e torques devidos à gradiente de gravidade [1]. Uma vez simulada a dinâmica, procedeu-se à seleção e ao dimensionamento da bobina magnética a ser embarcada [4], com o objetivo de produzir controle ativo comutável de solo via telecomando. As principais características da bobina foram calculadas de forma a controlar o eixo de rotação e proporcionar uma sobrevida à carga útil do satélite. Numa etapa de validação/qualificação do software, este foi utilizado para simular a atitude do satélite Telstar [2,5], e seu desempenho foi analisado por comparação com os dados reais deste satélite, o qual utilizou estabilização e controle semelhantes.

Finalmente, procedeu-se à realização de simulações aplicadas ao satélite brasileiro proposto [3]. Os resultados mostram a evolução da atitude no tempo e os efeitos de manobras efetuadas com a bobina em determinados instantes de tempo.

MODELAGEM DA DINÂMICA DE ATITUDE

As equações diferenciais da atitude do eixo de rotação foram deduzidas nas coordenadas esféricas α (ascenção reta), δ (declinação) e ω (velocidade angular), conforme a Figura 1, onde $\hat{I},\hat{J},\hat{K}$ são os versores do sistema inercial.

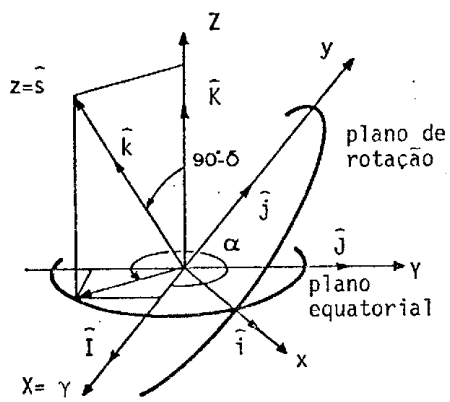

Fig. 1 - Orientação inercial do eixo de rotação.

A variação do momento angular em termos dessas coordenadas é dada por [1]:

$$\dot{\vec{L}} = I_z\,\omega\cos\delta\,\dot{\alpha}\,\hat{I} + I_z\,\omega\,\dot{\delta}\,\hat{J} + I_z\,\dot{\omega}\,\hat{K}\,, \qquad (1)$$

onde I_z é o momento de inércia do eixo de rotação.

O torque magnético ativo/residual é dado por [1]:

$$N_m = -m\,B_y\,\hat{I} + m\,B_x\,\hat{J}$$

$$B_x = -B_X \operatorname{sen}\alpha + B_Y \cos\alpha\,, \qquad (2)$$

$$B_y = -B_X \cos\alpha \operatorname{sen}\delta - B_Y \operatorname{sen}\delta \operatorname{sen}\alpha + B_Z \cos\delta\,,$$

$$B_z = B_X \cos\alpha\cos\delta + B_Y \cos\delta \operatorname{sen}\alpha + B_Z \operatorname{sen}\delta\,,$$

onde B_x, B_y e B_z são os componentes do campo magnético terrestre local nas coordenadas esféricas; B_X, B_Y e B_Z são os componentes do campo magnético terrestre no sistema inercial, e m é o momento magnético ao longo do eixo de rotação, que interagindo com o campo geomagnético irá produzir o torque. Nota-se que seu principal efeito é precessional, pois age nos componentes $\hat{i}$ e $\hat{j}$, afetando as coordenadas angulares α e δ.

As correntes do Foucault que circulam em superfícies condutoras do satélite também produzem torques em satélites estabilizados por rotação. A expressão geral é dada por [6]:

$$\vec{N}_f = p\,\vec{B} \times (\vec{B} \times \vec{\omega})\,, \qquad (3)$$

onde $\vec{\omega}$ é o vetor velocidade angular, $\vec{B}$ é o campo geomagnético local e p é um coeficiente que depende da geometria e condutividade do material. A Expressão 3 desenvolvida fica:

$$\vec{N}_f = p\,\omega\,[-B_x B_z\,\hat{i} + B_y B_z\,\hat{j} - (B_x^2 + B_y^2)\,\hat{k}]\,. \qquad (4)$$

O efeito mais relevante desse torque é a queda da velocidade de rotação, notadamente de forma exponencial.

Os torques gravitacionais são influentes quando o corpo não possui simetria esférica na distribuição de massa (momentos de inércia). Tal assimetria origina o torque de gradiente de gravidade. Os componentes do torque podem ser escritos como [7]:

$$\vec{N}_g = \frac{3\mu}{r^3}\,[(I_z - I_y)l_2 l_3\,\hat{i} + (I_x - I_z)l_1 l_3\,\hat{j} + (I_y - I_x)l_1 l_2\,\hat{k}]\,, \qquad (5)$$

onde μ é a constante geogravitacional, I_x, I_y e I_z são os momentos principais de inércia, r é a distância do corpo ao centro da Terra, e l_1, l_2, l_3 são cossenos diretores do centro de massa do satélite, definidos por:

$$l_1 = \hat{r}.\hat{i}, \quad l_2 = \hat{r}.\hat{j}, \quad l_3 = \hat{r}.\hat{k}, \qquad (6)$$

onde $\hat{r}$ é o versor $\vec{r}/r$. Nota-se que $\hat{r}$ depende da posição orbital, o que complica um pouco a avaliação nas coordenadas da Figura 1, conforme pode ser visto em [1].

Por fim, as Equações 1,2,4 e 5 fornecem as equações diferenciais ordinárias do movimento de atitude do satélite em termos das coordenadas α, δ, e ω.

TESTES E SIMULAÇÕES

A fase de validação e qualificação do software consistiu em comparações com dados experimentais reais sobre a atitude do satélite Telstar 1, cf. [8]. O sistema de Equações Diferenciais Ordinárias foi integrado com um Runge-Kutta de 8a. ordem, com passo fixo de 4 min. durante um intervalo de 113 dias. Ao fim dos 113 dias os erros cometidos pelo simulador foram de $\Delta\alpha$ = 1,2° e $\Delta\delta$ = 0,3°, considerados bastante satisfatórios para a utilização a que se propõe.

Em seguida, foram realizadas simulações para o satélite brasileiro proposto. As condições nominais iniciais de teste foram calculadas em [3]:

data de lançamento: 1989/06/21 09:00 horas GMT;
altitude 750 km, órbita circular, 25° de inclinação;
α = 108,23°; δ = 24,39°; ω = 180 rpm;
coeficiente de Foucault: p = 1916 m^4/Ohm [3,9];
momento magnético residual: m_r = -0,6 Am^2 .

As Figuras 2,3,4 e 5 mostram os resultados de uma simulação de 180 dias.

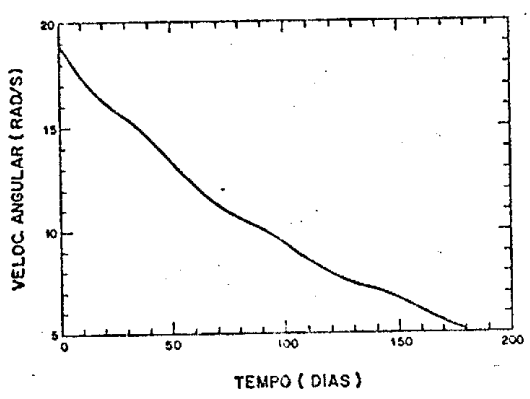

Fig. 2 - Velocidade angular versos tempo.

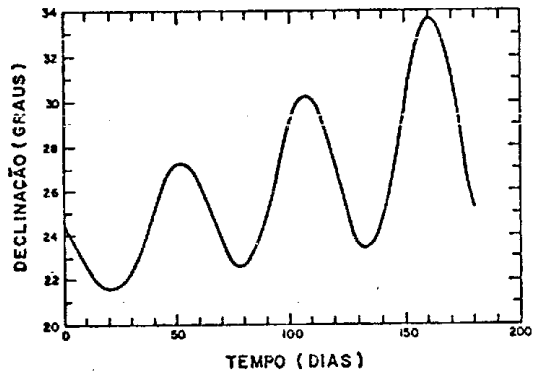

Fig. 3 - Declinação versos ascenção reta.

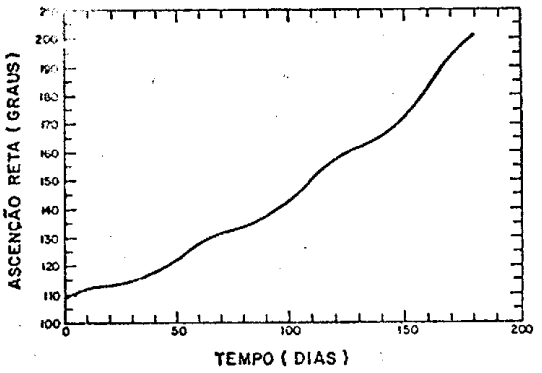

Fig. 4 - Ascenção reta versos tempo.

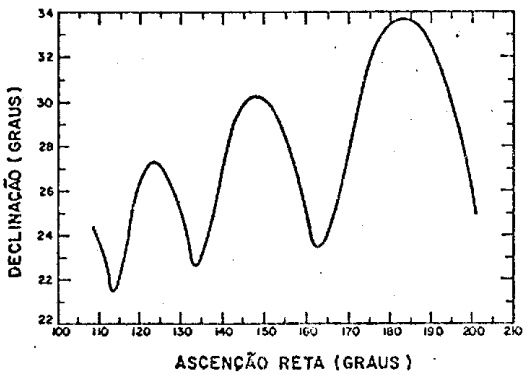

Fig. 5 - Declinação versos tempo.

Pela Figura 5 nota-se uma natureza oscilatória na declinação do eixo de rotação. Este fato é devido a 3 frequências implicitamente incrustradas na Equação Diferencial para a declinação, a saber: duas vezes a frequência orbital, frequência de rotação da Terra e frequência de precessão do nodo ascendente da órbita. Para longos períodos de integração o efeito da precessão nodal é visivelmente pronunciado: aproximadamente 6,1°/dia que resulta num período de cerca de 60 dias. A amplitude da oscilação tende a aumentar com o tempo devido à queda da velocidade angular. A ascenção reta do eixo de rotação (Figura 4) contém somente uma parte de natureza oscilatória, complementada por um termo secular que depende da componente B_z do campo geomagnético o qual produz a taxa de precessão. A parte oscilatória mostra a frequência da precessão nodal mais acentuada, ao passo que as outras frequências estão mascaradas na escala da figura. A velocidade angular, Figura 2, decresce 73% após 180 dias. A constante de tempo, calculada aproximadamente de forma analítica, é da ordem de 142 dias, de forma que a velocidade angular deve diminuir 63% durante 142 dias.

MANOBRAS DE ATITUDE

Para a realização de manobras de atitude, foi projetada uma bobina magnética a ser colocada na seção transversal do eixo de rotação, de modo a produzir uma indução magnética neste eixo. Esta indução somada ao campo magnético residual do satélite irá interagir com o campo geomagnético para produzir torques corretivos, cf. a Equação 2. Este tipo de controle ativo é similar ao utilizado pelo satélite Telstar 1 [5]. O principal objetivo da bobina é evitar problemas térmicos devido à incidência direta do Sol no painel inferior do satélite (geocêntrico), provendo torques corretivos para evitar esta situação. A bobina magnética foi projetada de forma a decrescer o ângulo de separação entre o Sol e o eixo de rotação de 90° até 0° em 30 dias. Para tanto, o momento magnético induzido necessário foi calculado em $|m_b| = 6$ Am² [4]. Portanto, o momento magnético total m na Equação 2, $m = m_r + m_b$, pode assumir os valores -6,6; -0,6; +5,4 Am correspondentes às polaridades negativa, nula e positiva da bobina de controle.

Por fim, simulou-se o comportamento dinâmico da atitude quando a bobina foi ativada. A Figura 6 mostra o efeito da ativação da bobina nos dias 133, 161 e 180. Nestes pontos, a bobina foi ativada por 6 dias em ambas as polaridades ($\pm$ 6 Am²).

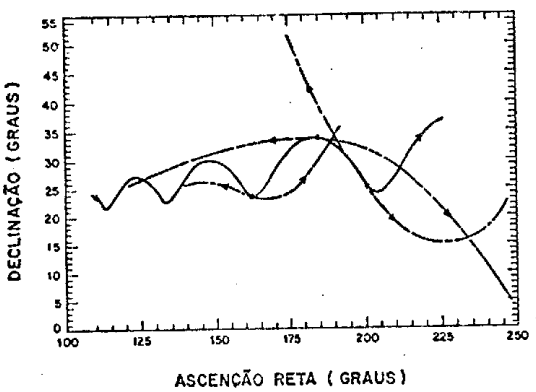

Fig. 6 - Efeito de manobras em α e δ.

Nota-se que a taxa de precessão angular é amplificada progredindo em direções opostas e dependendo do sinal da polarização. Além disto conclui-se que, em geral, a resposta à manobra é mais rápida à medida que o tempo passa. Este fato ocorre devido à queda da velocidade angular que confere menor estabilidade inercial e, portanto, menor resistência à manobra. A Tabela 1 apresenta as variações de atitude durante o intervalo de acionamento da bobina. O subscrito "o" representa o valor dos ângulos de atitude no início da atuação magnética.

Tabela 1 - Efeitos da manobra

DURAÇÃO DA MANOBRA	INSTANTES DA MANOBRA (DIA)	POLARIDADE DA BOBINA	$\alpha - \alpha_o$ (GRAUS)	$\delta - \delta_o$ (GRAUS)
~ 6 dias	133	+1	-23	+3
		-1	+29	+12
	161	+1	-65	-7
		-1	+63	-29
	180	+1	-26	+27
		-1	+46	-4

Aparentemente a mudança em ascenção reta α é sensivelmente maior ao ligar a bobina quando a declinação δ se aproxima do seu pico (máximo) local. De fato, a taxa de variação de α é ponderada por um fator multiplicativo tg δ (ver Equações 1 e 2) na sua parte oscilatória, alterando esta taxa em função do valor de δ. Por outro lado, a manobra também aumenta a amplitude do comportamento senoidal da declinação. Este efeito pode eventualmente levar a situações de risco (problemas térmicos) devido ao incremento do ângulo de separação do Sol e do satélite. Conclui-se que uma estratégia de manobra baseada em bobinas magnéticas deve considerar, pelo menos, os seguintes pontos:

- duração da manobra,
- instante de ativação da bobina e sua polaridade,
- restrições térmicas e outras impostas pela missão.

No caso do satélite proposto, aparentemente uma estratégia simples consistiria em alinhar aproximadamente a ascenção reta do Sol com a do satélite, com a face inferior (painel geocêntrico) oposta à direção dos raios solares. Na realidade, espera-se que o eixo de rotação esteja quase perpendicular aos raios solares no fim da vida nominal do satélite (6 meses). Então a duração da atuação magnética poderia ser calculada de forma a minimizar o ângulo de separação com o Sol. Este mínimo local é admissível somente em certas épocas, fato que concorre para restringir as épocas de acionamento da bobina, portanto, definindo épocas possíveis para sua ativação. Por outro lado, a bobina pode ser utilizada também para situações emergenciais, por ocasião do lançamento ou ao longo da vida, caso o satélite se aproxime de uma atitude crítica que incorra em risco para a missão.

CONCLUSÃO

Este artigo mostra o desenvolvimento da análise dinâmica, bem como simulações de atitude, tanto na fase livre como na fase controlada. O estudo mostra a simplicidade e a viabilidade deste sistema e fornece sugestões a serem aplicadas no sistema de controle do satélite estabilizado por rotação da MECB.

REFERÊNCIAS

[1] Kuga, H.K.; Silva, W.C.C.; e Guedes U.T.V. Dinâmica de atitude para satélites estabilizados por rotação. INPE, São José dos Campos, maio 1987, No prelo.

[2] Kuga, H.K.; Ferreira, L.D.D.; Guedes, U.T.V.; and Moro, J. Attitude dynamics simulation of Telstar 1 satellite. São José dos Campos, INPE, June 1986 (DMC/ANDIN-006/86).

[3] Kuga, H.K.; Guedes, U.T.V.; and Ferreira, L.D.D. Attitude and maneuver simulation for the proposed spin stabilized brazilian satellite. São José dos Campos, INPE, June 1986 (DMC/ANDIN-011/86).

[4] Orlando, V.; Kuga, H.K.; Ferreira, L.D.D. and Martins Neto, A.F. Selection of the coil generated magnetic moment. São José dos Campos, INPE, May 1986 (Internal Communication DMC-062/86).

[5] Yu, E.Y. Spin decay, spin precession damping and spin axis drift of the Telstar satellite. The Bell System Technical Journal, pp. 2169-2193, Sept, 1963.

[6] Wertz, J.R. Spacecraft attitude determination and control. London, Reidel, 1978.

[7] Meirovitch, L. Methods of analytical dynamics. NY, Mcgraw, 1970.

[8] Thomas, L.C. and Capellari, J.O. Attitude determination and prediction of spin-stabilized satellites. The Bell System Technical Journal, pp. 1657-1726, July 1964.

[9] Smith, G.T. A theoretical study of the torques induced by a magnetic field on rotating cylinders and spinning thin wall cones frustums, and general body of revolution. Washington, D.C., NASA 1962 (NASA TR R-129).

ABSTRACT

This paper presents a summary concerning the development of studies dealing with the attitude dynamical analysis of MECB (Missão Espacial Completa Brasileira) spin stabilized data collection satellite. One of the aims of these studies was to verify the feasibility of the proposed stabilization system, through digital simulations. Such simulations were carried out and show the dynamical behavior of the satellite attitude during free and controlled phase (maneuver), allowing one to obtain qualitative information about several aspects of this estabilization and control system.