

| | | | |
|---|---------------------------|--|--|
| 1. Publicação nº <i>INPE-3186-PRE/551</i> | 2. Versão | 3. Data <i>Julho, 1984</i> | 5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita |
| 4. Origem <i>DMC/DGC</i> | Programa <i>CONTAT</i> | | |
| 6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>SATÉLITES ARTIFICIAIS</i> <i>CONTROLE ESTOCÁSTICO</i> <i>CONTROLE ADAPTATIVO</i> | | | |
| 7. C.D.U.: <i>681.513.6:629.7.062.2</i> | | | |
| 8. Título <i>UM CONTROLADOR ADAPTATIVO DE ATITUDE PARA SATÉLITES ARTIFICIAIS TERRESTRES</i> | | 10. Páginas: <i>07</i> | |
| | | 11. Última página: <i>06</i> | |
| | | 12. Revisada por | |
| 9. Autoria <i>João Moro</i> <i>Atair Rios Neto</i> <i>Hernani Luiz Brinati</i> <i>João Moro.</i> | | <i>Luiz Danilo D. Ferreira</i> 13. Autorizada por | |
| Assinatura responsável | | <i>Nelson de Jesus Parada</i> Diretor Geral | |
| 14. Resumo/Notas <i>O trabalho apresenta a análise e síntese preliminar de um sistema de controle de atitude ativo em três eixos para satélites artificiais de baixa altitude. A partir do Princípio da Separação, sob condições aproximadas, apresenta-se uma solução do problema de controle para sistemas dinâmicos não-lineares, utilizando procedimento de controle estocástico, em que a sua dualidade com o problema de estimação é explorada para o cálculo dos ganhos da lei de controle. A estimação de estado é realizada através do filtro estendido de Kalman associado a técnicas adaptativas de compensação do modelo dinâmico e de avaliação do ruído no estado. O resultado é um controlador adaptativo, com capacidade de operar em situações onde a dinâmica do sistema não é completamente conhecida. Para efeito da avaliação preliminar, são feitos testes através da simulação digital do movimento de atitude de um satélite artificial do tipo de sensoriamento remoto de recursos naturais. A qualidade dos resultados obtidos pré-qualifica o procedimento para aplicação em sistemas de controle de atitude em tempo real.</i> | | | |
| 15. Observações <i>Este trabalho será apresentado no 1º Congresso Latino-Americano de Automática/5º Congresso Brasileiro de Automática - 1º CLA/5º CBA - Campina Grande, PB, de 3 a 6 de setembro de 1984.</i> | | | |

UM CONTROLADOR ADAPTATIVO DE ATITUDE PARA SATÉLITES ARTIFICIAIS TERRESTRES

João Moro
Atair Rios Neto

Instituto de Pesquisas Espaciais - INPE
Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico - CNPq
C.P. 515 - São José dos Campos - 12.200 - São Paulo - Brasil

Hernani Luiz Brinati
Departamento de Engenharia Naval
Universidade de São Paulo - USP
São Paulo - 01.000 - Brasil

Resumo

O trabalho apresenta a análise e síntese preliminar de um sistema de controle de atitude ativo em três eixos para satélites artificiais de baixa altitude. A partir do Princípio da Separação, sob condições aproximadas, apresenta-se uma solução do problema de controle para sistemas dinâmicos não-lineares, utilizando procedimento de controle estocástico, em que a sua dualidade com o problema de estimação é explorada para o cálculo dos ganhos da lei de controle. A estimação de estados é realizada através do filtro estendido de Kalman associado a técnicas adaptativas de compensação do modelo dinâmico e de avaliação do ruído no estado. O resultado é um controlador adaptativo, com capacidade de operar em situações onde a dinâmica do sistema não é completamente conhecida. Para efeito da avaliação preliminar, são feitos testes através da simulação digital do movimento de atitude de um satélite artificial do tipo de sensoriamento remoto de recursos naturais. A qualidade dos resultados obtidos pré-qualifica o procedimento para aplicação em sistemas de controle de atitude em tempo real.

An adaptive attitude controller for terrestrial artificial satellites

Abstract

This work presents the analysis and preliminary synthesis of a three-axis active attitude control system (ACS) for low orbit artificial satellites. Starting from the application of the Separation Principle, under approximated conditions, a solution of the control problem for nonlinear dynamic systems is presented. The solution uses a stochastic control procedure in which its duality with the estimation problem is explored to calculate the gains of the feedback control law. State estimates are provided by the extended Kalman filter associated with adaptive techniques of dynamic model compensation and state-noise evaluation. The result is an adaptive controller, with capacity to operate in situations in which the system dynamic is not completely known. Tests of the proposed procedure are conducted for preliminary evaluation using a digital simulation of a natural resources remote sensing satellite. The quality of the results obtained pre-qualify the procedure for applications in systems of attitude control in real time.

1. INTRODUÇÃO

A necessidade (ou não) do emprego de um Sistema de Controle de Atitude (SCA) para um satélite artificial advém, como mostrado por Souza (1981), dos requisitos da missão deste satélite. Como exemplos de requisitos de missões relativos a um SCA podem-se citar: a necessidade de apontagem de telescópios ou sensores de medida para o Sol, para a Terra, para os planetas ou para as estrelas; a necessidade de apontagem de antenas de comunicação para a Terra, para outro satélite ou mesmo para a Lua; a necessidade de orientação do

satélite em relação ao Sol, de modo a manter as condições térmicas adequadas.

O desenvolvimento da Missão Espacial Completa Brasileira começa a demandar conhecimentos sobre alguns tipos bem determinados de missões e SCAs. Assim, a partir da modelagem matemática do movimento do satélite, este trabalho visa determinar, implementar e testar em um computador a lei de controle, para um SCA que realize as funções:

- a) Aquisição e Reaquisição de Atitude, que deve permitir ao SCA, partindo de uma atitude qualquer, conduzir o satélite às vi-

zinhanças das condições que possibilitem o acionamento da função de apontagem fina;

- b) Apontagem Fina, que deve permitir ao SCA estabilizar o satélite em relação à referência com as precisões especificadas.

2. DEFINIÇÃO DO PROBLEMA

Considere-se o sistema dinâmico descrito pela equação diferencial ordinária não-linear:

$$\dot{X}(t) = F[X(t), U(t)] + G(t)w(t), \quad (1)$$

onde X é o vetor de dimensão n do estado; U é o vetor de dimensão p do controle; F é uma função vetorial de dimensão n , função não-linear do estado; G é uma matriz $n \times m$ contínua e dependente do tempo; e w é um vetor de dimensão m que expressa o ruído dinâmico, tendo as seguintes propriedades estatísticas:

$$E\{w\} = 0; E\{w \cdot w^T\} = Q(t)\delta(t-\tau),$$

onde Q é a matriz de densidade espectral associada a w .

Admita-se que o estado não seja disponível diretamente, mas indiretamente através do processo:

$$Y(t) = h[X(t), t] + v(t),$$

onde $v(t)$ é o ruído de medição, suposto branco, gaussiano, de média nula e covariância conhecida.

Considere-se, ainda, que o objetivo do controle seja fazer com que o estado do sistema (1) evolua no tempo de forma a satisfazer uma relação entre as variáveis de estado do tipo:

$$\psi[X(t)] = 0. \quad (2)$$

O Princípio da Separação (veja-se Gelb et alii, 1974) serviu como inspiração para o desenvolvimento do método proposto para a solução de problemas de controle na presença de incertezas, no sentido de que tal solução compreende duas etapas distintas: a estimação do estado e a determinação do controle necessário para atingir o objetivo estabelecido.

3. ESTIMAÇÃO DO ESTADO

O problema probabilístico de estimação de estado de um sistema não-linear é complexo e, em geral, não permite uma solução analítica exata. Para utilizar a teoria de filtragem no problema em questão, é necessário o estudo de suas aplicações a sistemas não-lineares, que se assemelham com a formulação dada às equações de determinação de atitude. A aproximação comum mais adotada é a linearização em torno da estimativa mais recente, numa tentativa de mantê-la próxima ao estado real, caracterizando o filtro estendido de Kalman. Neste trabalho, utiliza-se o filtro estendido de Kalman (veja-se Jazwinski, 1970) com

compensação do modelo dinâmico (Ingram, 1971; Moro, 1983), aliada a uma técnica de ruído adaptativo (Rios Neto e Kuga, 1982; Moro, 1983).

O objetivo principal da técnica de compensação do modelo dinâmico é minimizar os efeitos da imprecisão da modelagem matemática, estimando e incluindo seus efeitos no sistema dinâmico. O principal objetivo da técnica do ruído adaptativo é estimar o nível de ruído necessário no estado para evitar a divergência do filtro.

4. DETERMINAÇÃO DA LEI DE CONTROLE

O procedimento descrito a seguir é aquele apresentado nos trabalhos de Rios Neto e Cruz (1979) e Moro (1983).

Para a solução do problema apresentado na Seção 1 proceder-se-á à análise em tempo discreto, sendo (t_k, t_{k+1}) um intervalo típico de discretização.

Admita-se que o filtro estendido de Kalman, quando aplicado ao sistema no instante t_k , levando em consideração as observações efetuadas até t_k (inclusive), observações essas aqui simplesmente representadas por θ_k , forneça uma estimativa $\bar{X}(t_k/t_k)$ de $X(t_k)$:

$$\bar{X}(t_k/t_k) \approx E\{X(t_k)/\theta_k\}.$$

Seja \bar{X} um vetor de estados de referência que, no intervalo (t_k, t_{k+1}) , obedece à equação:

$$\dot{\bar{X}} = F(\bar{X}, \bar{U}), \quad \bar{X}(t_k) = \bar{X}(t_k/t_k),$$

sendo \bar{U} suposto constante neste intervalo e igual a \bar{U}_{k-1} , valor calculado do controle no intervalo anterior.

A integração dos termos lineares da expansão de (1) em torno de \bar{X} e \bar{U} resulta (Moro, 1983):

$$\delta X(t_{k+1}) = \phi(t_{k+1}, t_k) \delta X(t_k) + \gamma(t_{k+1}, t_k) \delta U_k + \Gamma(t_k) w(t_k), \quad (3)$$

onde:

$$\delta X = X - \bar{X}, \quad \delta U = U - \bar{U}, \quad w(t_k) \sim N(0, Q(t_k))$$

$$\phi(t, t_k) = \frac{\partial F}{\partial X} \Big|_{\bar{X}, \bar{U}} \phi(t, t_k), \quad \phi(t_k, t_k) = I$$

$$\gamma(t, t_k) = \int_{t_k}^t \phi(t, \tau) \frac{\partial F}{\partial U} \Big|_{\bar{X}, \bar{U}} d\tau,$$

$$\Gamma(t_k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \phi(t_{k+1}, \tau) G(\tau) d\tau.$$

Combinando a expansão em série de Taylor

da Equação (2), em torno da trajetória de referência \bar{X} , com a Equação 3, resulta (Moro, 1983):

$$O_{k+1} = \psi_{k+1} U_k + \rho_{k+1} \quad (4)$$

onde:

$$\psi_{k+1}^* \triangleq \left. \frac{d\psi}{dX} \right|_{\bar{X}(t_{k+1})}$$

$$\psi_{k+1} = \psi_{k+1}^* \gamma(t_{k+1}, t_k)$$

$$O_{k+1} = \psi_{k+1} \bar{U}_k - \psi(\bar{X}(t_{k+1}))$$

$$\rho_{k+1} = \psi_{k+1}^* (\phi(t_{k+1}, t_k) \delta X(t_k) + \Gamma(t_k) w(t_k)) + \epsilon_{k+1}$$

em que ϵ_{k+1} , representando os erros de linearização, é modelado por uma sequência gaussiana de média nula. Portanto,

$$E\{\rho_{k+1}\} = 0$$

já que o filtro de Kalman fornece estimativas justas do estado e $w(t_k)$ tem média nula.

Seja N_{k+1} a matriz de covariância do ruído ρ_{k+1} :

$$E\{\rho_{k+1} \rho_{k+1}^T\} = N_{k+1}$$

O problema se apresenta, então, como de terminar U_k a partir da Equação 4, tal que:

$$\bar{U}_k = U_k + \lambda(k)$$

onde $\lambda(k)$ é o erro associado a estimativa do controle.

O estimador linear de mínimo erro médio quadrático, aplicado ao problema acima fornece as estimativas \bar{U}_k do vetor de controle U_k :

$$\bar{U}_k = (\psi_{k+1}^T N_{k+1}^{-1} \psi_{k+1})^{-1} \psi_{k+1}^T N_{k+1}^{-1} O_{k+1}$$

A matriz de covariância de ρ_{k+1} é tomada com uma aproximação do tipo:

$$N_{k+1} = \text{diag}(\alpha_i \beta_{k+1,i}^2), \quad 0 < \alpha_i \leq 1$$

sendo que os valores de $\beta_{k+1,i}$, calculados segundo um procedimento estatístico (Moro, 1983), são função da precisão da estimativa do estado e da variação aceitável para o controle no intervalo (t_k, t_{k+1}) .

O macro-esquema do problema do controle

estocástico pode ser representado na forma de diagrama de blocos, conforme a Figura 1.

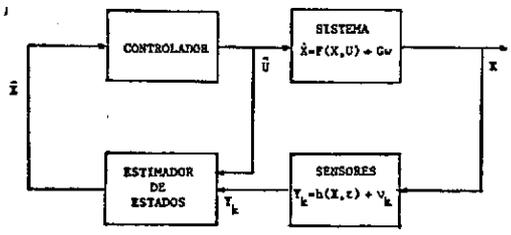


Fig. 1: Configuração do controlador estocástico.

5. MODELO MATEMÁTICO

Para o estudo da atitude do satélite considere-se os seguintes sistemas de coordenadas (Moro, 1983):

- a) $Gxyz$: com a origem no centro de massa, G , do satélite e versores \bar{i}, \bar{j} e \bar{k} ;
- b) $Gx'y'z'$: com a origem no centro de massa, G , do satélite, eixo y' perpendicular ao plano da órbita, eixo z' coincidindo com a direção do raio vetor (centro da Terra-satélite) e o eixo x' formando triedro direto.

Admitindo que os eixos do sistema $Gxyz$ são eixos principais de inércia do satélite, o modelo matemático (Moro, 1983) pode ser escrito como:

$$\dot{w}_x = \frac{1}{I_x} [(I_y - I_z) w_y w_z + U_x] + \epsilon_x + w_1(t)$$

$$\dot{w}_y = \frac{1}{I_y} [(I_z - I_x) w_z w_x + U_y] + \epsilon_y + w_2(t)$$

$$\dot{w}_z = \frac{1}{I_z} [(I_x - I_y) w_x w_y + U_z] + \epsilon_z + w_3(t)$$

$$\dot{q}_1 = w_z q_2 - w_y q_3 + w_x q_4$$

$$\dot{q}_2 = -w_z q_1 + w_x q_3 + w_y q_4$$

$$\dot{q}_3 = w_y q_1 - w_x q_2 + w_z q_4$$

$$\dot{q}_4 = -w_x q_1 - w_y q_2 - w_z q_3$$

$$\dot{\epsilon}_x = -b\epsilon_x + w_4(t)$$

$$\dot{\epsilon}_y = -b\epsilon_y + w_5(t)$$

$$\dot{\epsilon}_z = -b\epsilon_z + w_6(t)$$

onde w_x, w_y e w_z são as componentes instantâneas da velocidade angular do satélite no sistema $Gxyz$; I_x, I_y e I_z são os momentos principais de inércia; ϵ_x, ϵ_y e ϵ_z são as componentes da aceleração não-modelada ao longo dos eixos, x, y e z ; q_1, q_2, q_3 e q_4 são as componentes do quaternião; e w_i ($i=1, 2, 3, 4, 5, 6$) expressam o ruído dinâmico.

6. EXEMPLO DE APLICAÇÃO

Para efeito de testes foi escolhido o satélite TD-1A (Figura 2), onde o sistema Gxyz foi escolhido de maneira que o eixo x coincida com -x₂, o eixo y coincide com -x₁ e o eixo z coincide com -x₃.

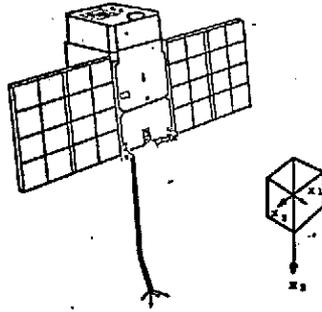


Fig. 2: Satélite exemplo.

Escolheu-se uma missão do tipo de sensoriamento remoto de recursos naturais, cujas especificações em deslocamento e velocidade (Figura 3), são (Moro, 1983):

$$\begin{aligned} -0,5^\circ &\leq \gamma_1, \gamma_2 \leq 0,5^\circ, \\ -0,0065 \text{ graus/s} &\leq w_x \leq 0,0065 \text{ graus/s}, \\ -0,01 \text{ graus/s} &\leq w_z \leq 0,01 \text{ graus/s}, \\ -0,0065 \text{ graus} &\leq w_y - v_s/ST \leq \\ &\leq 0,0065 \text{ graus/s}, \end{aligned}$$

onde v_s é a velocidade instantânea do satélite na direção Q e ST é módulo do vetor centro da Terra-satélite.

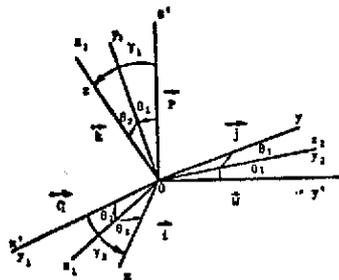


Fig. 3: Deslocamentos angulares.

Com estas especificações podem-se determinar as componentes da função vetorial, ψ(X), como (Moro, 1983):

$$\begin{aligned} \psi_1(X) &= Q_{11}X_G/ST + Q_{12}Y_G/ST + Q_{13}Z_G/ST; \\ \psi_2(X) &= Q_{21}X_G/ST + Q_{22}Y_G/ST + Q_{23}Z_G/ST; \end{aligned}$$

$$\psi_3(X) = Q_{31}X_G/ST + Q_{32}Y_G/ST + Q_{33}Z_G/ST - 1;$$

$$\psi_4(X) = R_{12}Q_{11} + R_{22}Q_{12} + R_{32}Q_{13} - 1;$$

$$\psi_5(X) = R_{12}Q_{21} + R_{22}Q_{22} + R_{32}Q_{23};$$

$$\psi_6(X) = R_{12}Q_{31} + R_{22}Q_{32} + R_{32}Q_{33};$$

$$\psi_7(X) = w_x; \quad \psi_8(X) = w_z;$$

$$\psi_9(X) = w_y - v_s/ST;$$

onde Q_{ij} são as componentes da matriz de rotação que relaciona os sistemas Gxyz e Geocêntrico; R_{ij} são as componentes da matriz de rotação que relaciona os sistemas Gxyz e Gx'y'z'.

O modelo matemático utilizado para realizar a simulação do movimento e observações de atitude de um satélite artificial terrestre baseia-se no trabalho desenvolvido por Moro (1983). As condições iniciais adotadas para os estados "real" e estimação são (em unidades no sistema MKS):

$$\begin{aligned} X &= (w_x; w_y; w_z; q_1; q_2; q_3; q_4)^T = \\ &= (0,03; 0,04; 0,03; 0,024; 0,062; \\ &-0,935; -0,34841)^T, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \hat{X} &= (\hat{w}_x; \hat{w}_y; \hat{w}_z; \hat{q}_1; \hat{q}_2; \hat{q}_3; \hat{q}_4; \epsilon_x; \epsilon_y; \epsilon_z)^T = \\ &= (0; 0; 0; 0,0562; 0,1423; -0,851; \\ &-0,5; 0; 0; 0)^T. \end{aligned}$$

6.1 - RESULTADOS DO "ESTIMADOR"

As Figuras 4 e 5 (onde DW e DQ representam os erros reais nas estimativas; e DELW e DELQ a precisão nas estimativas) ilustram o funcionamento do filtro.

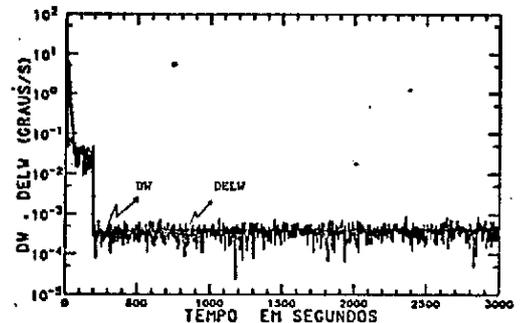


Fig. 4: Erro na velocidade.

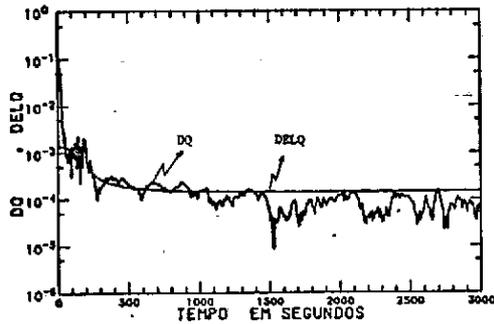


Fig. 5: Erro no quaternion.

6.2 - RESULTADOS DO "CONTROLADOR"

As Figuras de 6 a 10 ilustram o desempenho do "controlador". Deve-se ressaltar que nestas figuras o símbolo * representa o valor inicial da variável. Convém mencionar que após decorridos 1000 segundos os valores de γ_1 e γ_2 são inferiores a 0,05° e que os valores de w_x , w_z e $(w_y - v_s/ST)$ são, em valores absolutos, inferiores a 0,0025 graus/s.

Os valores dos torques do vetor de controle, $U = (U_x; U_y; U_z)^T$, calculados pelo "controlador", são supostos disponíveis instantaneamente para serem utilizados pelo algoritmo de simulação do movimento e observações de atitude. Ressalte-se que o máximo valor calculado para as componentes do vetor de controle, em regime transitório, é de 4.13 Nm e que, em regime permanente, os valores, em valor absoluto, se situam numa faixa entre 10^{-3} a 10^{-5} Nm (Moro, 1983).

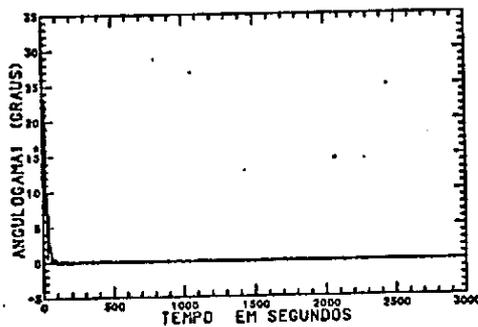


Fig. 6: Valor de γ_1 .

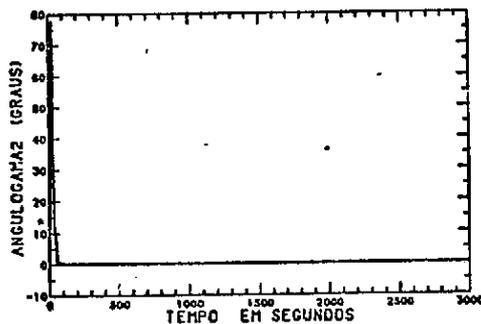


Fig. 7: Valor de γ_2 .

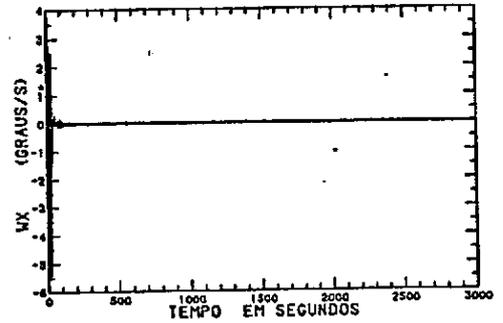


Fig. 8: Valor de w_x .

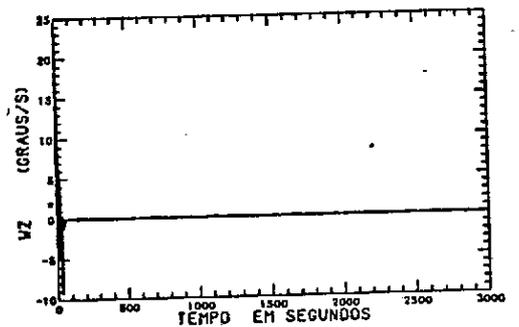


Fig. 9: Valor de w_z .

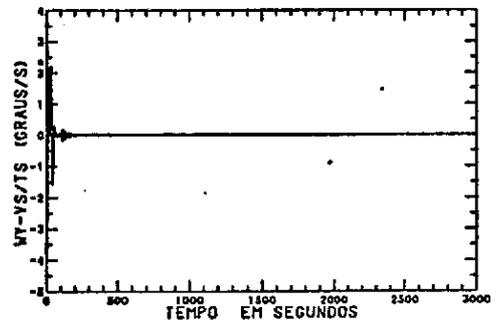


Fig. 10: Valor de $w_y - v_s/ST$.

7. CONCLUSÕES

A análise dos resultados mostra que o procedimento de controle desenvolvido cumpre satisfatoriamente as especificações, realizando as funções de Aquisição e Reaquisição e de Apontagem Fina. Portanto, o controle automático de atitude de satélites, realizado sob o enfoque de controle estocástico, mostrou-se promissor com o procedimento aqui proposto.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

Gelb, A.; Kasper Jr., J.F.; Nas Jr., R.A.; Price, G.F.; Sutherland Jr., A.A. Applied optimal estimation, Cambridge, MIT, Press, 1974.

- Ingram, D.S. Orbit determination in the presence of unmodeled accelerations, Austin, TX, The University of Texas at Austin, 1971. (Applied Mechanics Laboratory Report 1022).
- Jazwinski, A.H. Stochastic processes and filtering theory, New York, Academic Press, 1970.
- Moro, J. Modelagem, análise e síntese preliminar de um sistema de controle de atitude de ativo em três eixos para satélites artificiais. Dissertação de Doutorado apresentado à EPUSP, São Paulo, 1983.
- Rios Neto, A.; Cruz, J.J. Proposta de pilotagem automática de embarcações com emprego de controle estocástico, 6º Congresso Pan-Americano de Engenharia Naval, Engenharia Portuária e Transportes Marítimos, Mexico, 1979.
- Rios Neto, A.; Kuga, H.K. Estimação adaptativa do ruído no estado para o filtro de Kalman. 4º Congresso Brasileiro de Automática, vol. 1, pp. 101-105, 1982.
- Souza, M.L.O. Estudo e desenvolvimento de um sistema de controle de atitude em três eixos para satélites artificiais usando atuadores pneumáticos a gás frio e volantes a reação. Dissertação de Mestrado em Ciências Espaciais. São José dos Campos, SP, INPE, 1981. (INPE-2000-IDL/042)