

PROCEDIMENTO PARA CONTROLE AUTÔNOMO DE ATITUDE DE SATÉLITES  
ARTIFICIAIS UTILIZANDO APENAS EQUAÇÕES CINEMÁTICAS  
SIMPLIFICADAS PARA PEQUENOS MOVIMENTOS

VALTAIR ANTONIO FERRARESI  
INPE-DEM - Departamento de Mecânica  
VALCIR ORLANDO  
INPE-CRC - Centro de Rastreo e Controle  
Av. dos Astronautas, 1758 - C.P. 515  
12201 - São José dos Campos - SP  
Brasil

RESUMO

É apresentado um procedimento para controle autônomo de atitude de satélites artificiais. O procedimento evita o emprego das equações dinâmicas do movimento, tanto no estimador de estado, utilizado na malha de realimentação, quanto no cálculo dos torques de controle. O emprego destas equações é substituído por medidas de velocidade angular do satélite obtidas por um bloco giroométrico de três eixos. Com isto são utilizadas as equações cinemáticas da atitude do satélite. Estas equações são consideradas em sua forma simplificada para pequenos movimentos angulares de rolamento, arfagem e guinada. As derivas giroscópicas são estimadas paralelamente ao estado de atitude do satélite, a partir de um algoritmo recursivo de estimação alimentado por observações não-inerciais, o que permite a recalibração dos giroômetros. Os torques de controle são explicitados nas equações cinemáticas com base na hipótese que o intervalo de discretização é suficientemente pequeno para que o movimento nele envolvido seja aproximadamente linear. O procedimento foi testado através de simulação numérica em computador digital, considerando sua aplicação a um satélite de sensoriamento remoto, tendo apresentado desempenho satisfatório já que foram atingidos requisitos de precisão típicos para satélite deste tipo.

ABSTRACT

A procedure for autonomous three axis satellite attitude control is presented. Satellite attitude dynamic equations are avoided even in the attitude estimator, used in the feedback loop, as in the control torque computation. The dynamic equations are replaced by the angular velocity measurements, performed by a three axis gyrometric block. In this fashion, only the attitude kinematic equations are needed. These equations are used in their simplified form for small angle motions in roll, pitch and yaw. The gyroscopic drifts are estimated together with the satellite attitude state vector by using a recursive algorithm on non-inertial sensors measurements. These estimates are then employed to calibrate the gyrometer outputs. The control torques are made explicit in the kinematic equations of motion by the hypothesis that the discretization interval is sufficiently small so that the motion can be considered linear. The procedure was tested for a remote sensing satellite through numerical simulation in digital computer. The results can be considered satisfactory since typical accuracy requirements for similar satellites have been attained.

Keywords: Satellite attitude control; Attitude kinematic equations; Kalman filter; Attitude estimator; Gyroscopic drifts.

1. INTRODUÇÃO

Neste trabalho é apresentado um procedimento de controle autônomo de atitude de satélites artificiais que evita

o emprego das equações dinâmicas do movimento, tanto no cálculo dos torques de controle, quanto no procedimento de estimação de estado da malha de realimentação. São apenas utilizadas as

equações cinemáticas do movimento, aproximadas para pequenas variações angulares. As equações dinâmicas são substituídas por medidas de velocidade angular fornecidas por um bloco giroométrico de três eixos, alinhados aos eixos principais de inércia do satélite.

O procedimento de estimação de atitude utilizado considera as equações cinemáticas dos movimentos angulares de rolamento, arfagem e guinada, de forma simplificada para favorecer o processamento em tempo real em computador de bordo. As derivas giroscópicas são estimadas paralelamente ao estado de atitude do satélite, a partir de um processo de filtragem de Kalman (Wertz, 1978; Jazwinski, 1970) alimentado por observações de sensores não-inerciais (sensores solares e de horizonte). Isto permite a recalibração periódica dos giroômetros (Lefferts, Markley e Shuster, 1982; Rios Neto, Varotto e Ferraresi, 1988). O procedimento de controle de atitude aqui apresentado foi desenvolvido no sentido de manter, no cálculo dos torques de controle, uma coerência com a utilização, na malha de realimentação, de tal técnica de estimação, empregando-se, também no cálculo destes torques, apenas as equações cinemáticas do movimento (Orlando e Ferraresi, 1989), para isto é suposto que o intervalo de discretização é suficientemente pequeno para que o movimento dentro deste possa ser considerado aproximadamente linear. O procedimento foi testado através de simulação numérica em computador digital, considerando sua aplicação a um satélite de sensoriamento remoto.

## 2. DETERMINAÇÃO DE ATITUDE

Será brevemente descrito nesta seção o procedimento de determinação de atitude via Filtro de Kalman, utilizado na malha de realimentação do procedimento de controle desenvolvido. O uso das equações dinâmicas do movimento é evitado através da substituição nas equações cinemáticas, de medidas das componentes do vetor velocidade angular do satélite fornecidas por três giroômetros, convenientemente dispostos segundo três eixos ortogonais do satélite. A integração das equações dinâmicas, cujo objetivo é a obtenção das componentes do vetor velocidade angular, deixa então de ser necessária, ficando substituída pelas saídas dos giroômetros. Isto reduz drasticamente os cálculos dinâmicos do algoritmo do estimador, favorecendo aplicações em tempo real. As medidas dos giroômetros são porém afetadas por, além de erros aleatórios, erros tendenciosos devido às chamadas derivas giroscópicas. As derivas são estimadas conjuntamente com o estado do sistema a partir de medidas fornecidas por sensores não-inerciais de atitude (sensores solares

e de horizonte) com o que sua influência é compensada (Lefferts, Markley e Shuster, 1982; Rios Neto, Varotto e Ferraresi, 1988). Este procedimento de determinação de atitude, que será utilizado na malha de realimentação do controlador proposto, motivou o desenvolvimento deste último, para manter a característica de não utilização das equações dinâmicas também no cálculo dos torques de controle (Orlando e Ferraresi, 1989).

Para pequenas perturbações, a atitude do satélite pode ser descrita por (Wertz, 1978; Rios Neto, Varotto e Ferraresi, 1988).

$$\dot{a}x(t) = wx(t) - Wo.az(t), \quad (1)$$

$$\dot{a}y(t) = wy(t) - Wo, \quad (2)$$

$$\dot{a}z(t) = wz(t) + Wo.ax(t), \quad (3)$$

onde:  $wx(t)$ ,  $wy(t)$  e  $wz(t)$  são as velocidades angulares do satélite em relação ao sistema inercial;  $ax(t)$ ,  $ay(t)$  e  $az(t)$  são ângulos de rolamento, arfagem e guinada e  $Wo$  é a velocidade orbital, considerada constante ao longo da órbita.

As medidas dos giroômetros são modeladas da seguinte forma:

$$\bar{w}(t) = \underline{w}(t) + \underline{b}(t) + \underline{n}(t), \quad (4)$$

onde:  $\bar{w}(t) = [\bar{w}x(t), \bar{w}y(t), \bar{w}z(t)]^T$  é o vetor cujas componentes consistem das velocidades angulares medidas pelos giroômetros nos eixos de rolamento, arfagem e guinada;  $\underline{b}(t) = [bx(t), by(t), bz(t)]^T$  é o vetor de derivas dos giroômetros em relação aos citados eixos e  $\underline{n}(t) = [nx(t), ny(t), nz(t)]^T$  é o vetor de ruídos brancos gaussianos

A substituição das velocidades angulares do satélite pelas medidas dos giroômetros, nas equações cinemáticas do movimento, introduzem erros tendenciosos devidos às derivas giroscópicas. Para compensar o efeito das derivas, no processo de determinação de atitude estas são estimadas conjuntamente com o estado do sistema. Define-se um sistema estendido adicionando-se às equações cinemáticas as equações das derivas, modeladas por suposição como processos brownianos, obtendo-se:

$$\begin{aligned} \dot{a}x(t) &= \bar{w}x(t) - bx(t) - Wo.az(t) - \\ nx(t), \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \dot{a}y(t) &= \bar{w}y(t) - by(t) - Wo - \\ ny(t), \end{aligned} \quad (6)$$

$$\dot{a}z(t) = \bar{w}z(t) - bz(t) + W_0 \cdot ax(t) - nz(t), \quad (7)$$

$$\dot{b}x(t) = ex(t), \quad (8)$$

$$\dot{b}y(t) = ey(t), \quad (9)$$

$$\dot{b}z(t) = ez(t), \quad (10)$$

onde  $ex(t)$ ,  $ey(t)$  e  $ez(t)$  são ruídos brancos gaussianos

Em forma matricial pode-se escrever:

$$\dot{\underline{X}}(t) = F \cdot \underline{X}(t) + G \cdot \underline{N}(t) + I \cdot \underline{w}m(t) + I \cdot \underline{w}_0, \quad (11)$$

onde:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -w_0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \\ w_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (12)$$

$I$  é a matriz de identidade;  
 $\underline{w}m(t) = [\bar{w}(t), 0, 0, 0]^T$ ;  $w_0 = [0, w_0, 0, 0, 0, 0]^T$ ;  
 $\underline{X}(t) = [ax(t), ay(t), az(t), bx(t), by(t), bz(t)]^T$   
 é o vetor de estado;  $G = I_{6 \times 6}$  e  
 $\underline{N}(t) = [nx(t), ny(t), nz(t), ex(t), ey(t), ez(t)]^T$   
 são ruídos brancos gaussianos com média nula e covariância dada por:

$$E [ \underline{N}(t) \cdot \underline{N}^T(j) ] = Q \cdot \delta(t-j), \quad (13)$$

onde  $\delta(t-j)$  é a função delta de Dirac e  $Q$  é a matriz de densidade espectral associada a  $\underline{N}(t)$ .

Considere-se agora que se dispõe de observações da atitude do satélite fornecidas por sensores não-inerciais (sensores solares e de horizonte) modeladas por (Wertz, 1978; Anstett e Govin, 1978; Ribeiro e Ferraresi, 1989):

$$\underline{Y}(t_k) = H \cdot \underline{X}(t_k) + \underline{v}(t_k), \quad (14)$$

onde:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (15)$$

$\underline{Y}(t_k)$  é o vetor de observações de dimensão 3;  $\underline{v}(t_k)$  é um ruído branco gaussiano com média nula e covariância dada por:

$$E [ \underline{v}(t_i) \cdot \underline{v}^T(t_j) ] = R_k \delta_{ij}, \quad (16)$$

sendo  $\delta_{ij}$  a função delta de Kronecker e  $R_k$  a matriz de covariância associada ao ruído nas medidas. São ainda supostas as seguintes hipóteses adicionais: o ruído no estado,  $\underline{N}(t)$ , é não-correlacionado tanto com o estado inicial quanto com o ruído nas observações  $\underline{v}(t_k)$ , assim como este último é não-correlacionado com o estado (Jazwinski, 1970).

O processo de determinação de atitude consiste basicamente da utilização das equações cinemáticas do movimento (Equação 11) para a propagação das estimativas entre instantes de amostragem de dados dos sensores não-inerciais (fase de propagação do algoritmo de filtragem de Kalman) (Wertz, 1978; Jazwinski, 1970). Estes dados, que se constituem, conforme já dito, das observações da atitude do sistema para o estimador, modeladas pela Equação 14, são processados sequencialmente para a atualização das estimativas propagadas para este instante (fase de atualização do algoritmo de Kalman).

## 2. PROCEDIMENTO DE CONTROLE

Apresenta-se nesta seção o procedimento desenvolvido para controle autônomo, em três eixos, de atitude de satélites artificiais, no qual o vetor de torque de controle é calculado, em cada passo, a partir das equações cinemáticas do movimento. A explicitação dos torques de controle nestas equações supõe que o intervalo de discretização é suficientemente pequeno para que o comportamento do sistema possa ser considerado linear dentro do intervalo.

Considere-se, inicialmente as estimativas do vetor de derivas giroscópicas,  $\underline{b}(t)$ , obtidas pelo processo de filtragem, na seguinte forma:

$$\underline{b}(t) = \underline{b}(t) + \underline{\eta}_1(t), \quad (17)$$

onde  $\underline{\eta}_1(t)$  é um vetor de ruídos brancos gaussianos.

Considere-se agora a calibração das saídas do girômetro através da subtração das estimativas das derivas:

$$\underline{\bar{w}}(t) = \underline{w}(t) - \underline{b}(t). \quad (18)$$

Substituindo as Equações 17 e 18 em 4, tem-se:

$$\underline{\bar{w}}(t) = \underline{w}(t) - \underline{\eta}_2(t), \quad (19)$$

onde  $\underline{\eta}_2(t)$  é um vetor cujas componentes são ruídos brancos gaussianos.

Substituindo-se a Equação 19 em 1, 2, e 3, e reescrevendo as equações escalares resultantes em forma matricial, obtem-se:

$$\begin{bmatrix} \dot{ax}(t) \\ \dot{ay}(t) \\ \dot{az}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -w_0 \\ 0 & 0 & 0 \\ w_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} ax(t) \\ ay(t) \\ az(t) \end{bmatrix} - I \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ w_0 \\ 0 \end{bmatrix} +$$

$$- I \cdot \underline{\eta}_2(t) + I \cdot \underline{\tilde{w}}(t), \quad (20)$$

$$\underline{\dot{Z}}(t) = F1 \cdot \underline{Z}(t) + I \cdot \underline{\tilde{w}}(t) - I \cdot \underline{\eta}_2(t) - I \cdot \underline{D}, \quad (21)$$

sendo a definição de cada termo nesta última equação imediata, por correspondência à Equação 20.

Seja  $\phi(t_{k+1}, t_k)$  a matriz de transição de estado do sistema acima, que leva do instante  $t_k$  ao instante  $t_{k+1}$ . Então (Jazwinski, 1970):

$$\begin{aligned} \underline{Z}(t_{k+1}) &= \phi(t_{k+1}, t_k) \cdot \underline{Z}(t_k) + \\ &+ \int_{t_k}^{t_{k+1}} \phi(t_{k+1}, t^-) \cdot \underline{\tilde{w}}(t^-) \cdot dt^- - \\ &- \int_{t_k}^{t_{k+1}} \phi(t_{k+1}, t^-) \cdot [\underline{\eta}_2(t^-) + \underline{D}] \cdot dt^-. \quad (22) \end{aligned}$$

Considere-se agora que, para pequenos movimentos a velocidade angular do satélite possa ser decomposta em uma parcela,  $\underline{wu}(t)$ , que contém o efeito dos torques de controle, e outra parcela,  $\underline{w}^-(t)$ , que contém, somados a um valor inicial, os demais efeitos devidos a torques perturbadores e acoplamentos entre os eixos do satélite. Então  $\underline{\tilde{w}}(t)$  pode ser representada na forma:

$$\underline{\tilde{w}}(t) = \underline{wu}(t) + \underline{w}^-(t). \quad (23)$$

Substituindo a Equação 23 em 22, tem-se:

$$\begin{aligned} \underline{Z}(t_{k+1}) &= \phi(t_{k+1}, t_k) \cdot \underline{Z}(t_k) + \\ &+ \int_{t_k}^{t_{k+1}} \phi(t_{k+1}, t^-) \cdot [\underline{wu}(t^-) + \underline{w}^-(t^-)] \cdot dt^- - \\ &- \int_{t_k}^{t_{k+1}} \phi(t_{k+1}, t^-) \cdot [\underline{\eta}_2(t^-) + \underline{D}] \cdot dt^-. \quad (24) \end{aligned}$$

As equações dinâmicas da atitude de um satélite artificial são da forma (Wertz, 1978):

$$\underline{\dot{w}}(t) = K \cdot [\underline{N_e}(t) + \underline{u}(t) - \underline{w}(t) \times (K^{-1} \cdot \underline{w}(t) + \underline{h}(t))], \quad (25)$$

onde  $\underline{u}(t) = [u_x(t), u_y(t), u_z(t)]^T$ ;  $\underline{e}$  é o vetor cujas componentes são os torques de controle aplicados aos eixos x, y, e z do satélite;  $\underline{N_e}(t)$  é um vetor de dimensão 3 cujas componentes são as somas dos torques perturbadores externos em cada um dos eixos do referencial do satélite; K é uma matriz 3x3 que depende de parâmetros de massa do sistema e  $\underline{h}(t)$  é um vetor de dimensão 3 cujas componentes consistem dos momentos angulares de rodas de reação, utilizadas como atuadores na direção de cada eixo controlado do satélite.

Suponha-se que para pequenos movimentos o efeito dos torques de controle na variação de  $\underline{w}(t)$  possa ser aproximado pelo seguinte termo da equação dinâmica do movimento:

$$\Delta \underline{\dot{w}}(t) \cong K \cdot \underline{u}(t). \quad (26)$$

Suponha-se ainda que o intervalo de discretização do sistema,  $\Delta t_{k+1} = t_{k+1} - t_k$  é suficientemente pequeno para que a aproximação seja válida. O acréscimo em  $\underline{w}(t)$  devido aos torques de controle durante um período de discretização seria então aproximadamente dado por:

$$\Delta \underline{wu}(t_{k+1}) \cong \int_{t_k}^{t_{k+1}} K \cdot \underline{u}(t) \cdot dt, \quad (27)$$

e assim

$$\frac{\partial \Delta \underline{wu}(t_{k+1})}{\partial \underline{u}} = \frac{\partial \underline{wu}(t_{k+1})}{\partial \underline{u}} \cong K \cdot \Delta t_{k+1}. \quad (28)$$

Supondo-se ser válido que em um intervalo de discretização,  $\Delta t$ ,  $\underline{u}(t)$  seja constante, pode-se escrever que:

$$\Delta \underline{wu}(t_{k+1}) = K \cdot \underline{u}(t_k) \cdot \Delta t. \quad (29)$$

Supondo-se desprezível o efeito na velocidade angular de torques perturbadores e acoplamentos para o movimento envolvido em um intervalo de discretização, e utilizando o vetor velocidade angular, medido pelos girômetros em  $t_k$ , em substituição a  $\underline{w}(t_k)$  pode-se escrever:

$$\Delta \underline{w}(t_{k+1}) = \underline{w}(t_{k+1}) - \underline{w}(t_k) \\ = \tilde{\underline{w}}(t_{k+1}) - \tilde{\underline{w}}(t_k). \quad (30)$$

Com o auxílio da Equação 29 chega-se:

$$\tilde{\underline{w}}(t_{k+1}) = \tilde{\underline{w}}(t_k) + K \cdot \underline{u}(t_k) \cdot \Delta t, \quad (31)$$

com isto, a Equação 24 fornece:

$$\tilde{\underline{z}}(t_{k+1}) = \phi(t_{k+1}, t_k) \cdot \tilde{\underline{z}}(t_k) + \\ + S_u(t_{k+1}) \cdot \underline{u}(t_k) + \underline{C1} + \\ + S_w(t_{k+1}) \cdot \tilde{\underline{w}}(t_k), \quad (32)$$

onde:

$$S_u(t_{k+1}) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \phi(t_{k+1}, t^-) \cdot K \cdot \Delta t \cdot dt^-, \quad (33)$$

$$S_w(t_{k+1}) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \phi(t_{k+1}, t^-) \cdot dt^-, \quad (34)$$

$$\underline{C1} = S_u(t_{k+1}) \cdot \underline{D}. \quad (35)$$

Considere-se agora o problema de calcular  $\underline{u}(t_k)$  de modo a se minimizar a seguinte quantidade:

$$J(\tilde{\underline{z}}(t_{k+1}), \tilde{\underline{w}}(t_{k+1}), \underline{u}(t_k)) = \tilde{\underline{z}}^T(t_{k+1}) \cdot \\ \cdot P1 \cdot \tilde{\underline{z}}(t_{k+1}) + \underline{u}^T(t_k) \cdot Q1 \cdot \underline{u}(t_k) + (\tilde{\underline{w}}(t_{k+1}) - \\ - \underline{w}_r(t_{k+1}))^T \cdot W1 \cdot (\tilde{\underline{w}}(t_{k+1}) - \underline{w}_r(t_{k+1})), \quad (36)$$

onde  $\underline{w}_r(t_{k+1})$  são as velocidades de referência em  $t_{k+1}$ ;  $Q1$ ,  $P1$  e  $W1$  são matrizes positiva definidas de dimensão  $3 \times 3$ .

Observe-se que a minimização do funcional acima implica em levar os ângulos  $ax(t)$ ,  $ay(t)$  e  $az(t)$  a zero, o que, por sua vez, implica no alinhamento do referencial do satélite ao referencial orbital local. Como o eixo  $z$  deste referencial mantém-se alinhado, ao longo da órbita, com a vertical local, então o eixo  $z$  do satélite também será alinhado nesta direção, mantendo apontados para a Terra os equipamentos óticos do satélite. Aplicando-se a condição necessária para mínimo,  $\partial J / \partial u = 0$  chega-se a seguinte equação para cálculo do controle em cada instante genérico  $t_k$ :

$$\underline{u}(t_k) = - [S_u^T(t_{k+1}) \cdot P1 \cdot S_u(t_{k+1}) + \\ + Q1 + K^T \cdot W1 \cdot K \cdot \Delta t^2]^{-1} [S_u^T(t_{k+1}) \cdot P1 \cdot \\ \cdot \phi(t_{k+1}, t_k) \cdot \tilde{\underline{z}}(t_k) + S_u^T(t_{k+1}) \cdot P1 \cdot \\ \cdot S_w(t_{k+1}) \cdot \tilde{\underline{w}}(t_k) + S_u^T(t_{k+1}) \cdot P1 \cdot \underline{C1} + \\ + K^T \cdot \Delta t \cdot W1 \cdot (\tilde{\underline{w}}(t_k) - \underline{w}_r(t_{k+1}))]. \quad (37)$$

### 3. APRESENTAÇÃO DOS RESULTADOS OBTIDOS

O procedimento de controle foi testado por simulação numérica em computador digital utilizando-se dados atuais do Satélite Sensoriamento Remoto da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB). Na simulação da atitude do satélite foram considerados os efeitos dos principais torques perturbadores. A simulação das saídas dos sensores inerciais e não-inerciais a partir da atitude simulada, foi feita de maneira realística, incluindo erros aleatórios e tendenciosos típicos (Anstett e Govin, 1978; Ribeiro e Ferraresi, 1989). A aplicação considerada tem por objetivo o controle do satélite em três eixos (rolamento, arfagem e guinada) devendo manter estes três eixos alinhados com o referencial orbital do satélite, garantindo assim o apontamento dos sistemas óticos da carga útil com a vertical local. Na Figura 1 é apresentado um diagrama esquemático do processo correspondente ao teste efetuado.

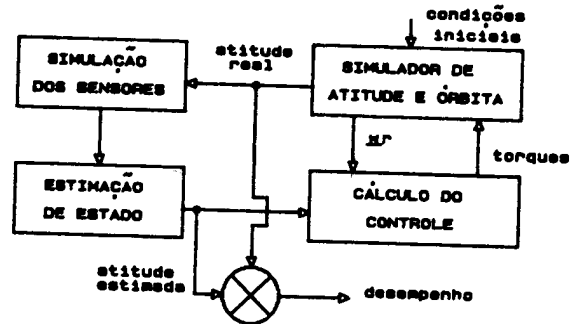


Fig. 1 - Esquema utilizado no teste.

Como atuadores considerou-se o uso de rodas de reações, empregadas no modo nominal de operação do satélite.

As condições iniciais para o estimador foram derivadas das condições iniciais do processo de simulação de atitude acrescidas de um erro de  $0.5^\circ$  e  $1.0E-49/s$  em ângulo e velocidade angular respectivamente. Os resultados obtidos para o procedimento em análise é apresentado a seguir na forma de gráficos, considerando-se uma simulação de 600 seg. com intervalo de discretização de 0,25seg. e com intervalo de atualização de estimativas de 5 seg.

Nas Figuras 2 e 3 são apresentadas as curvas dos ângulos e das velocidades reais. Observa-se nas Figuras 2 e 3 que partiu-se de um erro inicial de apontamento relativamente grande:  $6.5^\circ$ . Após 80 segundos, aproximadamente, o erro em apontamento já havia atingido seu valor de regime da ordem  $0.02^\circ$ . O erro em velocidade atingiu um valor de regime da ordem de  $0.01^\circ/s$ . Requisitos típicos para o apontamento de satélites similares existentes impõem que os erros sejam menores que  $0.1^\circ$  em ângulos e de  $0,02^\circ/s$  em velocidades (Oterloo, 1973).

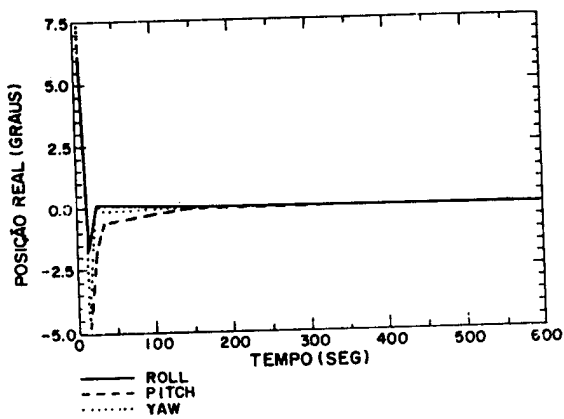


Fig. 2 - Ângulos reais.

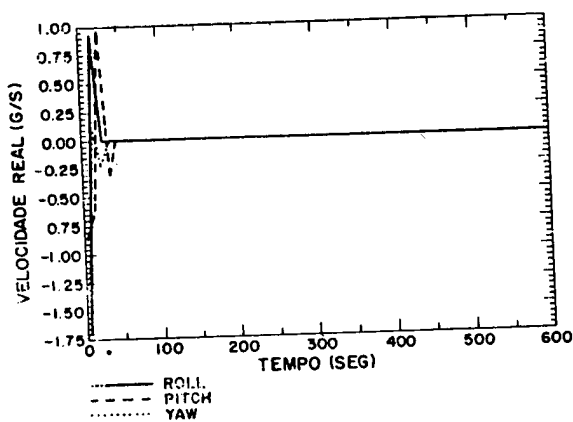


Fig. 3 - Velocidades angulares reais.

Para que se possa avaliar o desempenho do estimador utilizado são apresentadas na Figura 4, sobrepostas, as curvas dos erros reais do ângulo de rolamento e da raiz quadrada do elemento da diagonal da matriz de covariâncias dos erros no estado relativo ao ângulo de rolamento.

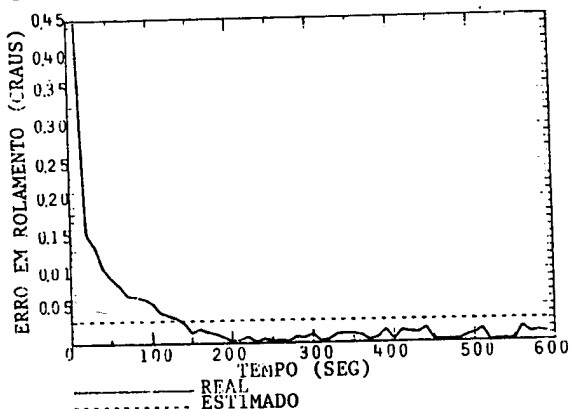


Fig. 4 - Erros reais e estimados do ângulo de rolamento.

A análise da Figura 4 mostra a coerência estatística das estimativas, isto é, o filtro apresentou um bom desempenho, pois o erro estimado, fornecido pela diagonal da matriz de

covariâncias dos erros no estado, está de acordo com os erros reais cometidos, os quais atestam o bom desempenho do estimador. As curvas relativas aos outros dois ângulos não são apresentadas por serem análogas às mostradas.

## 5. CONCLUSÃO

Os testes efetuados com o procedimento, nos quais a simulação da atitude do satélite e as observações foram realizadas de maneira bastante realística, mostraram que as hipóteses consideradas para o desenvolvimento não impõem erros significativos que comprometam a aplicação do algoritmo, já que são atendidos, os requisitos de apontamento e velocidade requerida em satélites de sensoriamento remoto.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANSTETT, P.; GOVIN, B. (1978). Study of an integrated attitude sensing system and development of a prototype. Proceedings of the 8 IFAC Symposium, Oxford, England, 1978 Automatic Control in Space. Vol. I: 257-265.
- JAZWINSKI, A.H. (1970). Stochastic process and filtering theory. New York, Academic.
- LEFFERTS, E.J.; MARKLEY, F.F.; SHUSTER, M.D. (1982). Kalman filtering for spacecraft attitude estimation. AIAA Journal of Guidance and Control. Vol. 5(5): 417-429.
- ORLANDO, V.; FERRARESI, V. A. (1989) Controle de atitude de satélites artificiais em três eixos sem utilização das equações dinâmicas do movimento. X Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Rio de Janeiro, RJ. Anais da X COBEM. Vol. II: 583-586.
- OTERLOO, P.V. (1973) Attitude control for the Netherlands astronomical satellite (ANS). Philips tech. rev. Vol. 33(6): 162-176
- RIBEIRO, J.F.; FERRARESI, V.A. (1989) Estudos preliminares do problema de determinação e controle de atitude do satélite de sensoriamento remoto brasileiro. X Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Rio de Janeiro, RJ, 1989. Anais da X COBEM. Vol. II: 555-558.
- RIOS NETO, A.; VAROTTO, S.E.C.; FERRARESI, V.A. (1988) A proposal for the attitude determination of the MECB remote sensing satellite. VI Japan-Brazil symposium on science and technology, São José dos Campos, Brasil. Anais do VI Japan-Brazil Symposium. Vol. III: 156-160.
- WERTZ, J.R. (1978) Spacecraft attitude determination and control. London, D. Reidel.