Anais do 3º Congresso Temático de Dinâmica e Controle da SBMAC

31-maio a 3-junho-2004
UNESP – Campus de Ilha Solteira

# CORREÇÃO DE EFEMÉRIDES DO SATÉLITE CBERS-2 ATRAVÉS DE PONTOS DE CONTROLE DA IMAGEM

**Gabriel S. Bádue, Helio K. Kuga, Roberto V. F. Lopes**

INPE - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Av. dos Astronautas, 1758
12227-010 – São José dos Campos – SP – Brasil
E-mail: g.badue@ig.com.br, hkk@dem.inpe.br, roberto@dss.inpe.br

## 1. RESUMO

*Propomos neste trabalho um método para estimar erros nas efemérides de atitude e órbita do satélite CBERS-2, a partir de pontos de controle da imagem. Seus resultados visam facilitar o processamento das imagens obtidas pelo satélite. O método de Mínimos Quadrados será desenvolvido para processamento dos desvios nos pontos de controle da imagem.*

## 2. PALAVRAS CHAVES

CBERS, efeméride orbital, imagem por satélite.

## 3. INTRODUÇÃO

Este trabalho tem como objetivo propor um método para estimar os erros nas efemérides de atitude e órbita do CBERS-2, Satélite Sino Brasileiro de Sensoriamento Remoto, usando pontos de controle da imagem. Desta forma pode-se corrigir imprecisões que ocorrem em suas imagens. A estimativa desses erros será feita através do método dos mínimos quadrados [2, 4]. O sucesso dessa estimativa pode diminuir as variações dos pontos de controle nas imagens obtidas pelo satélite, através da correção da posição orbital e da atitude do satélite, facilitando assim, seu processamento e suas aplicações na área de sensoriamento remoto. Além disso, esse processo de estimação irá fornecer essas efemérides do satélite sem o uso de sensores a bordo, diferentemente dos casos em que essas medidas são obtidas a bordo, para determinar a atitude, ou por uma estação de rastreamento, para determinar a posição.

O trabalho está sendo dividido em duas partes: simulação, e estimação dos erros na órbita e atitude. Neste artigo propõe-se usar polinômios de terceiro grau para ajustar a posição e a atitude. Neste caso, a matriz que representa a lei de erros nas efemérides será formada por vinte e quatro parâmetros (coeficientes). O modelo de medidas será definido usando matrizes de rotação que levam as coordenadas dos pontos de controle do sistema inercial (J2000) para o sistema horizontal. Trabalho semelhante foi desenvolvido por [1], porém, com diferenças fundamentais, como o uso de medidas obtidas por sensores de estrelas e o uso do Filtro de Kalman.

## 4. SIMULAÇÃO DOS DESVIOS NOS PONTOS DE CONTROLE

Um simulador de erros nas efemérides orbitais e de atitude, desenvolvido em Fortran, fornece os desvios nos pontos de controle de uma certa imagem, que serão usados no procedimento. Esses pontos na prática estão uniformemente distribuídos em uma imagem, que é formada por n linhas, onde cada linha tem aproximadamente 6000 pixels e leva 0.003 s para ser formada. Para gerar essas variações o simulador leva em conta o número de pontos de controle, o ângulo de abertura da câmera $(\gamma)$, o número de pixels por linha, o tempo que cada linha leva para ser formada e os desvios nas coordenadas de atitude e órbita. Cada pixel simulado como um ponto de controle, foi selecionado aleatoriamente de maneira a formar uma distribuição uniforme, para conferir um grau de realismo e fidelidade à simulação.

## 5. PROCEDIMENTO DE ESTIMAÇÃO

Dados os desvios nos pontos de controle, devemos estimar os coeficientes de uma função polinomial de 3º grau, que melhor ajuste o desvio da posição e a atitude do satélite ao longo da imagem a fim de melhorar o ajuste fino das imagens obtidas. O procedimento de estimação será feito através do método de Mínimos Quadrados [2, 4], que será descrito em 5.3.

### 5.1 MODELO DE ERROS DE ÓRBITA E ATITUDE

O modelo de erros de órbita e atitude é dado pela equação $Y = X.A$, onde $Y$ é o vetor de estados, formado por seis componentes, os três desvios na posição, e os três desvios na atitude. A matriz $X$ é formada pelos parâmetros que devemos estimar. No total são 24 parâmetros, que são os

Anais do 3º Congresso Temático de Dinâmica e Controle da SBMAC
31-maio a 3-junho-2004
UNESP – Campus de Ilha Solteira

coeficientes dos polinômios de 3º grau que irão realizar o ajuste. Já o vetor $A$ é formado pelos instantes de ocorrência dos pontos de controle. Assim:

$$\begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta\theta_x \\ \delta\theta_y \\ \delta\theta_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_0 & a_1 & a_2 & a_3 \\ b_0 & b_1 & b_2 & b_3 \\ c_0 & c_1 & c_2 & c_3 \\ d_0 & d_1 & d_2 & d_3 \\ e_0 & e_1 & e_2 & e_3 \\ f_0 & f_1 & f_2 & f_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ t \\ t^2 \\ t^3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

Onde:

$$Y \equiv \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta\theta_x \\ \delta\theta_y \\ \delta\theta_z \end{bmatrix} \qquad A \equiv \begin{bmatrix} 0 \\ t \\ t^2 \\ t^3 \end{bmatrix}$$

$$X \equiv \begin{bmatrix} a_0 & a_1 & a_2 & a_3 \\ b_0 & b_1 & b_2 & b_3 \\ c_0 & c_1 & c_2 & c_3 \\ d_0 & d_1 & d_2 & d_3 \\ e_0 & e_1 & e_2 & e_3 \\ f_0 & f_1 & f_2 & f_3 \end{bmatrix}$$

onde $(\delta x, \delta y, \delta z)$ são os desvios na posição orbital, $(\delta\theta_x, \delta\theta_y, \delta\theta_z)$ são os desvios na atitude do satélite, e os parâmetros $a_i, b_i, c_i, d_i, e_i, f_i, i = 0,...,3$ são os coeficientes dos polinômios que representam a história dos erros ao longo do tempo.

**5.2 MODELO DE MEDIDAS**

Assumindo que os pontos de controle são dados em coordenadas horizontais, equivalentes à longitude e latitude, temos que encontrar a matriz que relacione os desvios dos pontos de controle com os desvios na posição e atitude, que estão, respectivamente, em coordenadas inerciais e orbitais locais. O modelo de medidas será dado pela equação $P = H.Y$, onde $P$ é o vetor com os desvios do ponto de controle e $H$ é a matriz que relaciona os desvios nos pontos de controle com os desvios na posição e na atitude. Assim:

$$\begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} & H_{14} & H_{15} & H_{16} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} & H_{24} & H_{25} & H_{26} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta\theta_x \\ \delta\theta_y \\ \delta\theta_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

Onde:

$$P \equiv \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix}$$

$$H \equiv \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} & H_{14} & H_{15} & H_{16} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} & H_{24} & H_{25} & H_{26} \end{bmatrix}$$

e onde $\Delta x$ e $\Delta y$ são os desvios no ponto de controle.

Assim, para podermos estimar $X$, devemos definir a matriz $H$, que será formada por um conjunto de matrizes de rotação que transformarão as coordenadas de posição e atitude, passando de um sistema inercial para um sistema horizontal e do sistema orbital para o sistema horizontal, respectivamente [3, 5].

A matriz de rotação, $R(\theta_g)$, transforma as coordenadas de posição, do sistema inercial para o sistema geocêntrico terrestre. Esta matriz depende de $\theta_g$, que representa o tempo sideral de Greenwich, e é dado em um tempo $t$ qualquer por:

$$\theta_g = \theta_{go} + (t - t_o)(d\theta / dt), \quad (3)$$

onde $\theta_{go}$ é o tempo sideral de Greenwich à meia-noite ou à 0hTU, em graus, e $(d\theta / dt) = 0.25068447° / \min$ é a rotação sideral de Greenwich. Assim,

$$R(\theta_g) = \begin{bmatrix} \cos\theta_g & \operatorname{sen}\theta_g & 0 \\ -\operatorname{sen}\theta_g & \cos\theta_g & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

Anais do 3º Congresso Temático de Dinâmica e Controle da SBMAC
31-maio a 3-junho-2004
UNESP – Campus de Ilha Solteira

Já a matriz de rotação $R(\lambda,\phi)$, que transforma as coordenadas de posição do sistema geocêntrico terrestre para o sistema horizontal, depende da latitude $(\lambda)$ e longitude $(\phi)$:

$$R(\lambda,\phi)=\begin{bmatrix}\cos\lambda & \mathrm{sen}\lambda & 0\\ -\mathrm{sen}\lambda\cos\phi & \cos\phi\cos\lambda & \mathrm{sen}\phi\\ \mathrm{sen}\phi\,\mathrm{sen}\lambda & -\mathrm{sen}\phi\cos\lambda & \cos\phi\end{bmatrix} \quad (5)$$

Obtemos então a matriz que transforma as coordenadas de posição do sistema inercial para o sistema horizontal, fazendo a multiplicação das matrizes de rotação definidas acima:

$$T_{IH}=\begin{bmatrix}c\theta_g c\lambda - s\theta_g s\lambda c\phi & c\theta_g s\lambda + s\theta_g c\phi c\lambda & s\theta_g s\phi\\ -s\theta_g c\lambda - c\theta_g s\lambda c\phi & s\theta_g s\lambda + c\theta_g c\phi c\lambda & c\theta_g s\phi\\ s\phi s\lambda & -s\phi c\lambda & c\phi\end{bmatrix} \quad (6)$$

onde $c \equiv \cos$ e $s \equiv \mathrm{sen}$.

As coordenadas de atitude, devem ser transformadas do sistema orbital para o sistema horizontal. A matriz de rotação $R(\Omega,\omega+f,i)$, transforma as coordenadas do sistema orbital local para o sistema geocêntrico terrestre e depende de $\Omega,\omega,i$, que são os elementos keplerianos que definem a órbita do satélite, onde $\Omega$ é a ascensão reta do nodo ascendente, $\omega$ é o argumento do perigeu, $i$ é a inclinação da órbita, e $f$ é a anomalia verdadeira [3, 5]. Assim,

$$R(\Omega,\omega+f,i)=\begin{bmatrix}c(\omega+f)c\Omega - s(\omega+f)cis\Omega & -s(\omega+f)c\Omega - c(\omega+f)cis\Omega & sis\Omega\\ c(\omega+f)s\Omega + s(\omega+f)cic\Omega & -s(\omega+f)s\Omega + c(\omega+f)cic\Omega & -sic\Omega\\ s(\omega+f)si & c(\omega+f)si & ci\end{bmatrix}, \quad (7)$$

onde $c \equiv \cos$ e $s \equiv \mathrm{sen}$.

A transformação completa das coordenadas orbitais locais para as coordenadas horizontais fica:

$$\mathbf{X_h}= R(\Omega,\omega+f,i)\ R(\theta_g)\ R(\lambda,\phi)\,\mathbf{X_i}, \quad (8)$$

onde $\mathbf{X_h}=(x_h,y_h,z_h)$ e $\mathbf{X_i}=(x_i,y_i,z_i)$ são, respectivamente, as coordenadas orbitais locais e as inerciais. Para erros na órbita:

$$\delta\,\mathbf{X_h}= R(\Omega,\omega+f,i)\ R(\theta_g)\ R(\lambda,\phi)\ \delta\,\mathbf{X_i} \quad (9)$$

Para erros na atitude, deve-se acrescentar os pequenos desvios de atitude, nos eixos de rolamento $\theta_x$ ("roll"), arfagem $\theta_y$ ("pitch"), e guinada $\theta_z$ ("yaw"). Então

$$\theta_h = R(\theta_x,\theta_y,\theta_z)\ R(\Omega,\omega+f,i)\ R(\theta_g)\ R(\lambda,\phi)\ \theta_i \quad (10)$$

onde $\theta_i = (\theta_x,\theta_y,\theta_z)$ são erros na atitude inercial, $\theta_h = (\theta_{hx},\theta_{hy},\theta_{hz})$ são os erros angulares no sistema horizontal e

$$R(\theta_x,\theta_y,\theta_z)=\begin{bmatrix}1 & -\theta_z & \theta_y\\ \theta_z & 1 & -\theta_x\\ -\theta_y & \theta_x & 1\end{bmatrix}$$

para $\theta_x,\theta_y,\theta_z$ pequenos.

Assim a transformação para a atitude fica:

$$\delta\theta_h = R(\theta_x,\theta_y,\theta_z)R(\Omega,\omega+f,i)R(\theta_g)R(\lambda,\phi)\delta\theta_i \quad (11)$$

Como os desvios dos pontos de controle são dados por $\Delta x$ e $\Delta y$, podemos desprezar a última linha da matriz resultante da transformação da órbita e atitude, respectivamente, já que o desvio na coordenada de altitude não é uma informação no ponto de controle.

### 5.3. ALGORITMO DE MÍNIMOS QUADRADOS APLICADO AO PROBLEMA

Do modelo de medidas temos a equação $P = H.Y$, que representa a estimação de um ponto de controle no instante $t$ (veja eq. 2 ).

Porém para estimar os desvios de posição e atitude precisamos de um conjunto com k pontos de controles. Expandindo $P$ para os k pontos de controle teremos a matriz $Z$, que será formada pelos desvios desses k pontos de controle. Assim:

$$Z=\begin{bmatrix}\Delta x_1 & \Delta x_2 & \dots & \Delta x_k\\ \Delta y_1 & \Delta y_2 & \dots & \Delta y_k\end{bmatrix} = HX\Psi \quad (12)$$

onde:

$$\Psi \equiv \begin{bmatrix} 0 & 0 & \ldots & 0 \\ t_1 & t_2 & \ldots & t_k \\ t_1^2 & t_2^2 & \ldots & t_k^2 \\ t_1^3 & t_2^3 & \ldots & t_k^3 \end{bmatrix}$$

Acrescentando um ruído gaussiano para representar as incertezas dos pontos de controle, teremos:

$$Z = HX\Psi + V(R) \qquad (13)$$

O ruído V define uma matriz de covariância $R$, que dá a idéia dos erros nos pontos de controle. Assim, assume-se:

$$R = \begin{bmatrix} 10^2 & 0 \\ 0 & 10^2 \end{bmatrix} \qquad (14)$$

ou seja, 10m de desvio-padrão nos erros em x e y.

Aplicando o método dos mínimos quadrados, ou seja, minimizando o funcional

$$J(P) = tr\left\{(Z - HX\Psi)R^{-1}(Z - HX\Psi)^T\right\} \qquad (15)$$

obtêm-se

$$X = \left(H^T H\right)^{-1} H^T Z R^{-1} \Psi^T (\Psi R^{-1} \Psi^T)^{-1} \qquad (16)$$

que será a estimativa dos desvios das efemérides.

## 6. COMENTÁRIOS FINAIS

Este algoritmo desenvolvido será testado nas mais diversas situações, para investigar a viabilidade do procedimento que corrigirá as efemérides de órbita e atitude. Serão testados individualmente, os erros na órbita, os erros na atitude, ou ambos, assumindo que podem existir também derivas nessas efemérides. O modelo do desvio nas efemérides será então aferido para verificar com que grau de precisão ele pode representar a situação real. Por fim, o desenvolvimento final do trabalho será testado em uma imagem obtida pelo satélite CBERS-2, para completa qualificação do procedimento.

## 7. REFERÊNCIAS

[1] WHITE, R.L.; ADAMS, M.B.; GEISLER, E.G.; GRANT, F.D. Attitude and Orbit Estimation Using Stars and Landmarks. **Transactions on Aerospace and Eletronic Systems.** V. AES-11, 2, March 1975.

[2] MAYBECK, P.S. **Stochastic Models, Estimation and Control**. v. 1, 2, 3. New York, NY, Academic Press, 1980, 1981, 1982.

[3] KUGA, H.K.; KONDAPALLI, R.R. **Introdução à Mecânica Orbital**. (INPE-5615-PUD/064)

[4] KUGA, H.K. **Sobre a utilização prática de técnicas de estimação.** Notas de aula, 2004.

[5] GEYLING, F.T.; WESTERMAN, H.R. **Introduction to orbital mechanics**. 1971.