

Referência Completa

Tipo da Referência Conference Proceedings
Repositório sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.29.05.57.43
Metadados sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.29.05.58
Site mtc-m05.sid.inpe.br
Rótulo 7895
Chave Secundária INPE-6719-PRE/2741
Chave de Citação NascimentoKugaPrad:1997:UtSoNa
Autor 1 Nascimento, Jorge Martins do
 2 Kuga, Helio Koiti
 3 Prado, Antonio Fernando Bertachini de Almeida
Grupo 1 DMC-INPE-MCT-BR
Título Utilizacao da solucao de navegacao do GPS para determinacao de orbita de satelites a baixa altitude 
Nome do Evento Congresso Brasileiro de Engenharia Mecanica, 14 (COBEM).
Ano 1997
Título do Livro Anais
Data 08-12 dez. 1997
Localização do Evento Bauru, BR
Palavras-Chave ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAL, MECANICA ESPACIAL, SISTEMA DE POSICIONAMENTO GLOBAL, GPS, DETERMINACAO DE ORBITA.
Resumo In this work the orbit determination problem of an Earth artificial satellite is analyzed. This problem is solved using the GPS (Global Positioning System). It's assumed that the target satellite will carry a GPS receiver. To perform this mission, one needs to perform the following steps: i) To simulate the motion of the GPS and the target satellites; ii) To calculate all the distances between the GPS satellites and the target satellite; iii) To determine which GPS satellites are visible; iv) To corrupt those data by adding a random error; v) To develop a software that is able to get a navigation solution on each point of the orbit; vi) To develop a new software to get the target satellite state vector (position and velocity) from the navigation solution. This work was motivated by INPE's plans of performing this kind of mission in a near future. It must be emphasized that the goal of this work is not to provide the system maximum accuracy, but a sufficient accuracy to track and control the satellite at a low cost.
Idioma Pt
Tipo Secundário PRE CN
Area ETES
Última Atualização dos Metadados 2015:03.03.12.20.36 sid.inpe.br/bibdigital@80/2006/04.07.15.50 administrator
Estágio do Documento concluido
e-Mail (login) marciana
Grupo de Usuários administrator
Visibilidade shown
Transferível 1
Tipo do Conteúdo External Contribution
Data Secundária 19980722
Conteúdo da Pasta source não têm arquivos
Conteúdo da Pasta agreement não têm arquivos
Histórico 2015-03-03 12:20:36 :: administrator -> marciana :: 1997
Campos Vazios accessionnumber affiliation archivingpolicy archivist callnumber copyholder copyright creatorhistory descriptionlevel dissemination documentstage doi e-mailaddress edition editor electronicmailaddress format isbn issn lineage mark mirrorrepository nextedition nexthigherunit notes numberoffiles numberofvolumes organization pages parameterlist parentrepositories previousedition progress project publisher publisheraddress readergroup readergroup readpermission resumeid rightsholder secondarymark serieseditor session shorttitle size sponsor subject targetfile tertiarymark tertiarytype type url versiontype volume
Data de Acesso 28 ago. 2015
atualizar

Referência Completa

Tipo da Referência Conference Proceedings
Repositório sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.29.05.57.43
Metadados sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.29.05.58
Site mtc-m05.sid.inpe.br
Rótulo 7895
Chave Secundária INPE-6719-PRE/2741
Chave de Citação NascimentoKugaPrad:1997:UtSoNa
Autor 1 Nascimento, Jorge Martins do
 2 Kuga, Helio Koiti
 3 Prado, Antonio Fernando Bertachini de Almeida
Grupo 1 DMC-INPE-MCT-BR
Título Utilizacao da solucao de navegacao do GPS para determinacao de orbita de satelites a baixa altitude 
Nome do Evento Congresso Brasileiro de Engenharia Mecanica, 14 (COBEM).
Ano 1997
Título do Livro Anais
Data 08-12 dez. 1997
Localização do Evento Bauru, BR
Palavras-Chave ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAL, MECANICA ESPACIAL, SISTEMA DE POSICIONAMENTO GLOBAL, GPS, DETERMINACAO DE ORBITA.
Resumo In this work the orbit determination problem of an Earth artificial satellite is analyzed. This problem is solved using the GPS (Global Positioning System). It's assumed that the target satellite will carry a GPS receiver. To perform this mission, one needs to perform the following steps: i) To simulate the motion of the GPS and the target satellites; ii) To calculate all the distances between the GPS satellites and the target satellite; iii) To determine which GPS satellites are visible; iv) To corrupt those data by adding a random error; v) To develop a software that is able to get a navigation solution on each point of the orbit; vi) To develop a new software to get the target satellite state vector (position and velocity) from the navigation solution. This work was motivated by INPE's plans of performing this kind of mission in a near future. It must be emphasized that the goal of this work is not to provide the system maximum accuracy, but a sufficient accuracy to track and control the satellite at a low cost.
Idioma Pt
Tipo Secundário PRE CN
Area ETES
Última Atualização dos Metadados 2015:03.03.12.20.36 sid.inpe.br/bibdigital@80/2006/04.07.15.50 administrator
Estágio do Documento concluído
e-Mail (login) marciana
Grupo de Usuários administrator
Visibilidade shown
Transferível 1
Tipo do Conteúdo External Contribution
Data Secundária 19980722
Conteúdo da Pasta source não têm arquivos
Conteúdo da Pasta agreement não têm arquivos
Histórico 2015-03-03 12:20:36 :: administrator -> marciana :: 1997
Campos Vazios accessionnumber affiliation archivingpolicy archivist callnumber copyholder copyright creatorhistory descriptionlevel dissemination documentstage doi e-mailaddress edition editor electronicmailaddress format isbn issn lineage mark mirrorrepository nextedition nexthigherunit notes numberoffiles numberofvolumes organization pages parameterlist parentrepositories previousedition progress project publisher publisheraddress readergroup readergroup readpermission resumeid rightsholder secondarymark serieseditor session shorttitle size sponsor subject targetfile tertiarymark tertiarytype type url versiontype volume
Data de Acesso 28 ago. 2015
atualizar

MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

INPE-6719-PRE/2741

**UTILIZAÇÃO DA SOLUÇÃO DE NAVEGAÇÃO DO GPS PARA
DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA DE SATÉLITES A BAIXA
ALTITUDE**

Jorge Martins do Nascimento
Hélio Koiti Kuga
Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado

Aceito para apresentação no XIV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Bauru,
08 a 12 de dezembro de 1997

INPE
São José dos Campos
1998

UTILIZAÇÃO DA SOLUÇÃO DE NAVEGAÇÃO DO GPS PARA DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA DE SATÉLITES A BAIXA ALTITUDE / UTILIZATION OF THE NAVIGATION SOLUTION FROM THE GPS TO DETERMINE THE ORBIT OF A SATELLITE IN A LOW ORBIT

JORGE MARTINS DO NASCIMENTO, HELIO K. KUGA & ANTONIO F. BERTACHINI A. PRADO
Depto Mecânica Espacial e Controle, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais -INPE
Av. dos Astronautas 1758, CEP 12227-010, São José dos Campos, Brasil - Email: HKK@DEM.INPE.BR, PRADO@DEM.INPE.BR

Abstract

In this work the orbit determination problem of an Earth artificial satellite is analyzed. This problem is solved using the GPS (Global Positioning System). It's assumed that the target satellite will carry a GPS receiver. To perform this mission, one needs to perform the following steps: i) To simulate the motion of the GPS and the target satellites; ii) To calculate all the distances between the GPS satellites and the target satellite; iii) To determine which GPS satellites are visible; iv) To corrupt those data by adding a random error; v) To develop a software that is able to get a navigation solution on each point of the orbit, vi) To develop a new software to get the target satellite state vector (position and velocity) from the navigation solution. This work was motivated by INPE's plans of performing this kind of mission in a near future. It must be emphasized that the goal of this work is not to provide the system maximum accuracy, but a sufficient accuracy to track and control the satellite at a low cost.

Keywords

GPS, Astrodynamics, Orbit Determination

Palavras Chaves

GPS, Astrodinâmica, Determinação de Órbita

1. INTRODUÇÃO

O objetivo principal deste trabalho é apresentar e propor uma solução para o problema da determinação de órbita de um satélite artificial, situado a uma altitude de aproximadamente 1000 km, que possui a bordo um receptor capaz de receber sinais transmitidos por uma constelação de satélites posicionados a uma altitude de aproximadamente 20000 km. Essa constelação é constituída pelos satélites que compõem o Sistema de Posicionamento Global (GPS). Diversos trabalhos foram encontrados na literatura tratando desse assunto, tais como: Wu et alli (1991), Yunck et alli (1994), Zhang et alli (1993).

1.1 SISTEMA GPS

O sistema GPS foi idealizado pelo Departamento de Defesa dos Estados Unidos da América na década de 60, inicialmente com o objetivo de aplicações militares, para disseminação do tempo, determinação de posição, e navegação. Posteriormente foi colocado à disposição para atividades com propósitos civis (Leick, 1994).

O GPS tem como objetivo o auxílio à navegação em três dimensões com elevada precisão nos cálculos de posição, mesmo que o usuário esteja sujeito às mais variadas intensidades de dinâmica, permitindo inclusive informações em tempo real. Apresenta ainda alta imunidade às interferências eletromagnéticas, uma vez que as variações de relêvo não tem influência sobre suas transmissões e por operar em altas frequências, estas são mais precisas se comparadas com as transmissões de rádio em baixas frequências. O GPS permite ainda uma cobertura global 24 horas por dia, além de permitir uma rápida obtenção das informações transmitidas por sua constelação.

2. MÉTODO UTILIZADO

Dentre os vários métodos existentes para a determinação de órbita, escolheu-se o mais simples, ou seja, utilizar o método geométrico ou cinemático (Martins do Nascimento, 1997) para gerar uma seqüência de soluções de navegação, e então usar estas soluções para determinar completamente a órbita.

Para o desenvolvimento deste método, utiliza-se como base a teoria dos mínimos quadrados (Kondapalli e Kuga, 1987).

2.1 DESENVOLVIMENTO DO PROBLEMA

A primeira parte deste problema consiste na propagação das órbitas dos satélites GPS e do satélite denominado "usuário". Os dados de entrada do propagador são os elementos keplerianos conhecidos dos 24 satélites que compõem a constelação do GPS e do satélite usuário.

Este método é baseado na obtenção da distância ("pseudo-range") entre o satélite usuário e os satélites GPS, através de um algoritmo computacional. Esses dados são "corrompidos" por uma seqüência numérica aleatória, criando uma medida de distância com um erro aleatório de distribuição gaussiana com desvio-padrão 100 m e média nula. A partir de então elabora-se um algoritmo baseado na teoria de estimação, que dará os parâmetros que definem o modelo da órbita do satélite, dando origem a um "software" capaz de permitir uma série de simulações, provendo resultados numéricos que, comparados com os dados iniciais de órbita, possam validar o método e determinar a precisão da solução do problema.

A partir dos dados fornecidos pelo "software" propagador, foi criada uma rotina em linguagem "FORTRAN", denominada "PROGRAMA SIMULA" que, com a introdução de um erro aleatório com distribuição gaussiana, torna possível conhecer a distância entre o satélite usuário e cada satélite GPS em cada instante de tempo fornecido pelo propagador, em relação ao sistema inercial. Essas distâncias são dadas na forma vetorial pela equação:

$$y = h + v \quad (2.1)$$

onde:

$y = [\rho_1, \rho_2, \rho_3, \dots, \rho_n]$ é o vetor de observação, h é o vetor relativo às observações da solução de navegação e v é o vetor das medidas dos erros gaussianos.

De posse desses dados, elabora-se outra rotina em linguagem "FORTRAN", denominada "PROGRAMA ESTIMA", onde a ferramenta matemática utilizada foi a teoria dos mínimos quadrados, cujo objetivo é encontrar a solução de navegação (x,y,z) do satélite usuário para cada instante de tempo "t" da propagação, também referenciado ao sistema inercial. Este passo simula a obtenção da solução de navegação do receptor GPS. A solução computacional matemática é encontrada através da expansão da série de Taylor de primeira ordem, ou seja:

$$y = h_0 + \left[\frac{\partial h}{\partial \bar{x}} \right]_{x=x_0} \Delta_x + \bar{v} \quad (2.2)$$

cujas soluções são dadas por:

$$\Delta_x = (H^T W H)^{-1} H^T W \Delta_y \quad (2.3)$$

onde "W" é o inverso da matriz de covariância das medidas dos erros, cuja diagonal é $1/\sigma^2$, $H = \partial h / \partial \bar{x}$, $\Delta_y = y - h_0$

Uma vez obtida a solução de navegação, dada pelo programa ESTIMA, esta é comparada com a solução dada pelo programa SIMULA, ou seja, compara-se a solução estimada com a solução simulada (que é assumida como sendo a solução verdadeira). Essa comparação é feita através do erro de posição, a saber:

$$\Delta r = \left[(x - \hat{x})^2 + (y - \hat{y})^2 + (z - \hat{z})^2 \right]^{1/2} \quad (2.4)$$

onde: (x,y,z) são as componentes da posição atual ou posição simulada e ($\hat{x}, \hat{y}, \hat{z}$) são as componentes da solução de navegação.

Procede-se ainda a uma análise estatística da raiz média quadrática, ou seja, "Root Mean Square" (RMS), do tipo:

$$\text{média} = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k \Delta r_i, \quad (2.5)$$

onde: "k" é o número de instantes amostrados na propagação e " σ " é o desvio padrão em função da média das medidas.

Em função da análise estatística acima, pode-se verificar que, para o caso do método adotado para o problema, o erro médio está em torno de 89 m, para uma distribuição gaussiana com desvio-padrão de 100 m para as medidas de "pseudo-range". Portanto a solução de navegação apresenta erros compatíveis com os do receptor GPS. Porém, nota-se ser a média um valor um tanto alto, caracterizando uma certa tendência (média não nula). Esta tendência deverá ser retirada com a introdução de um modelo dinâmico que possibilitará melhorar a estatística da solução de navegação.

A partir do vetor posição ($\hat{r}$) fornecido pelo estimador e usando a matriz de covariância dada por $(H^T W H)^{-1}$, estabelece-se a "cov ($\hat{r}$)", ou seja:

$$\text{cov}(\hat{r}) = \begin{bmatrix} \sigma_{x^2} & & \\ & \sigma_{y^2} & \\ & & \sigma_{z^2} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

que será da maior importância para o próximo passo do problema.

A parte final desse problema é a determinação de órbita do satélite usuário, a partir da solução de navegação. Esta fase é implementada primeiramente modelando-se o

movimento orbital através das equações diferenciais (Goldstein, 1980) para posição e velocidade, conforme mostrado a seguir:

$$\dot{\bar{r}} = \bar{v} \quad (2.7)$$

$$\dot{\bar{v}} = -\mu \frac{\bar{r}}{r^3} + \bar{P}, \quad (2.8)$$

onde " $\bar{P}$ " é a perturbação dinâmica a ser introduzida. Essa perturbação inclui o termo de achatamento terrestre referente a " J_2 " (Bate, 1971):

Usando agora uma matriz de transição do tipo:

$$\dot{\phi} = F \phi \quad (2.9)$$

onde:

$$F = \frac{\partial f}{\partial x} \quad (2.10)$$

e, "f" sendo o segundo membro das equações diferenciais de movimento, pode-se computar " ϕ " através de rotina "FORTRAN" existente no INPE (Kuga, 1986).

Finalmente, como a ferramenta matemática usada na estimação foi a teoria dos mínimos quadrados, esta é novamente utilizada, no sentido de completar a determinação da órbita.

No passo anterior, usou-se os "pseudo-ranges" como dado de entrada para o estimador, para encontrar a solução de navegação ($\hat{x}, \hat{y}, \hat{z}$). Agora, a partir de uma nova rotina em linguagem "FORTRAN" denominada "PROGRAMA GPSORDET" e, utilizando a solução de navegação, alimenta-se o estimador, conforme o algoritmo matemático abaixo:

$$y = H x + v \quad (2.11)$$

$$y = \begin{bmatrix} \hat{x} \\ \hat{y} \\ \hat{z} \end{bmatrix}, \text{ e} \quad (2.12)$$

$$x = \begin{bmatrix} \bar{r} \\ \bar{v} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

então:

$$y = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{r} \\ \bar{v} \end{bmatrix} + v \quad (2.14)$$

A solução matemática computacional do "GPSORDET" é similar à forma:

$$\Delta x = (H^T W H)^{-1} H^T W \Delta y, \quad (2.15)$$

onde "W" é o inverso da covariância da solução de navegação, ou $\text{cov}(\bar{r})$ e "H" é computado por:

$$H = H(t) \phi(t, t_0) \quad (2.16)$$

Como se trata de um filtro que utiliza a teoria dos mínimos quadrados e, no nosso problema, partiu-se de uma informação inicial para verificar a convergência do mesmo e validar o método como aplicativo para determinação de órbita, utiliza-se a solução com informação a priori conforme mostrado a seguir:

$$\Delta x = P \left(P_0^{-1} \Delta x_0 + H^T \Delta y \right) \quad (2.17)$$

sendo "P" dado pela covariância, ou seja:

$$P = (P_0^{-1} + H^T W H)^{-1} \quad (2.18)$$

3. TESTES E RESULTADOS

Procede-se inicialmente a um teste de visibilidade. Este teste é feito da seguinte maneira: considera-se o raio da Terra (6378 km), mais 1000 km altitude, ou seja, como o satélite usuário (USU) está a aproximadamente 1000 km de altitude, ele orbita em uma circunferência de raio igual a 7378 km. Utilizando-se a lei dos cossenos:

$$c^2 = a^2 + b^2 - 2ab \cos \alpha, \quad (3.1)$$

esta implica em:

$$r_{USU}^2 = r_{GPS}^2 + r_{GPS-USU}^2 - 2r_{GPS}r_{USU} \cos \alpha \quad (3.2)$$

Portanto se "cos α " for maior ou igual a 0, o satélite é visível. Este critério de visibilidade adotado, não é um caso genérico, sendo válido apenas para o objeto deste trabalho.

Para verificar a validade do método adotado, considera-se três diferentes casos como situações de teste. Os critérios de avaliação, ou seja, magnitude de convergência menor ou igual a 10^{-3} e comparação estatística entre a órbita determinada e a órbita real em posição e velocidade são os mesmos para todos os casos, e são dados pelas expressões:

$$\Delta r = |\vec{r} - \hat{r}| \quad (3.3)$$

$$\Delta v = |\vec{v} - \hat{v}| \quad (3.4)$$

A órbita nominal para fins de comparação e válida para os testes realizados é dada por:

$$x = 8380909.596 \text{ m}, y = 0 \text{ m}, z = 0 \text{ m}, \dot{x} = 0 \text{ m/s}, \dot{y} = 2914.044 \text{ m/s}, \dot{z} = 2914.044 \text{ m/s}$$

Para todos os testes realizados, foi considerado a seguinte estimativa inicial ("initial guess") para o estimador de época:

$$x = 8380996.232 \text{ m}, y = -19.862 \text{ m}, z = 42.541 \text{ m} \\ \dot{x} = -170.904 \text{ m/s}, \dot{y} = 2913.276 \text{ m/s}, \dot{z} = 6250.112 \text{ m/s}.$$

Faz-se também uma avaliação dos resíduos entre a órbita determinada e a órbita estimada.

CASO 1:

Considera-se o modelo completo que abrange a dinâmica kepleriana e a influência da perturbação dada pelo acréscimo do coeficiente J_2 .

Os valores para os quais o estimador converge são (posições em m e velocidades em m/s):

$$x = 8380917.310 \pm 3.086, y = -2.580 \pm 5.167, z = 25.560 \pm 6.804 \\ \dot{x} = -0.015 \pm 5.2 \times 10^{-3}, \dot{y} = 2914.040 \pm 4.4 \times 10^{-3}, \dot{z} = 6252.124 \pm 2.8 \times 10^{-3}.$$

As figuras 3.1, 3.2 e 3.3, mostram graficamente uma estatística comparativa entre a órbita determinada e a órbita real, em posição e velocidade e os resíduos nas três componentes, respectivamente.

CASO 2:

Para a verificação deste caso, considera-se apenas o modelo com dinâmica kepleriana, sem a influência da perturbação dada pelo acréscimo do coeficiente J_2 .

Os valores para os quais o estimador converge são (posições em m e velocidades em m/s):

$$x = 8380449.730 \pm 3.084, y = -8117.621 \pm 5.168, z = 3927.779 \pm 6.803$$

$$\dot{x} = -0.104 \pm 5.2 \times 10^{-3}, \dot{y} = 2915.576 \pm 4.4 \times 10^{-3}, \dot{z} = 6250.001 \pm 2.9 \times 10^{-3}$$

As figuras 3.4, 3.5 e 3.6, mostram graficamente uma estatística comparativa entre a órbita determinada e a órbita real e os resíduos nas três componentes, respectivamente.

CASO 3:

Para a verificação deste caso, considera-se o modelo completo que abrange a dinâmica kepleriana e a influência da perturbação dada pelo coeficiente J_2 . Porém, como este caso tem uma aplicação prática e, considerando que o satélite USU está em órbita da Terra a uma altitude de aproximadamente 1000 km, tem-se então um período orbital de aproximadamente 90 minutos. Para esta condição, ele é observável por uma estação durante aproximadamente 15 minutos em cada órbita. Como propaga-se as órbitas por duas horas e meia, tem-se aí compreendido dois períodos de observação ou, pequenos arcos de observação ou arcos truncados. No problema, considera-se como período de observação o instante inicial mais 15 minutos e o instante 90 minutos mais 15 minutos.

Os valores para os quais o filtro converge são (posições em m e velocidades em m/s):

$$x = 8380952.617 \pm 8.093, y = -11.116 \pm 7.918, z = 35.582 \pm 8.044$$

$$\dot{x} = -0.029 \pm 1.29 \times 10^{-2}, \dot{y} = 2914.034 \pm 1.00 \times 10^{-2}, \dot{z} = 6252.099 \pm 7.02 \times 10^{-3}$$

As figuras 3.7, 3.8 e 3.9, mostram graficamente uma estatística comparativa entre a órbita determinada e a órbita real, em posição e velocidade e os resíduos nas três componentes, respectivamente

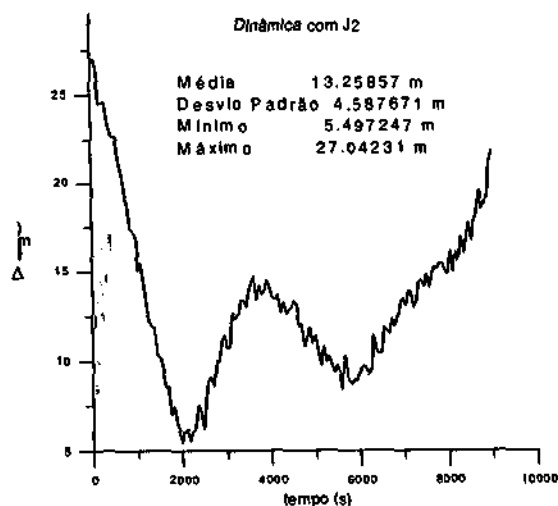


Fig. 3.1 - Diferença em posição entre a órbita determinada e a órbita real.

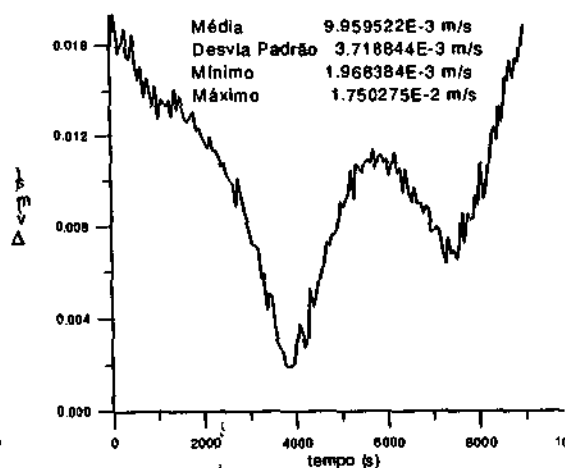


Fig. 3.2 - Diferença em velocidade entre a órbita determinada e a órbita real.

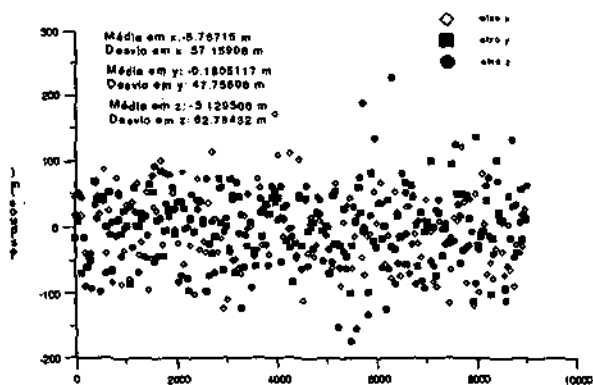


Fig. 3.3 - Resíduos entre a órbita determinada e a solução de navegação.

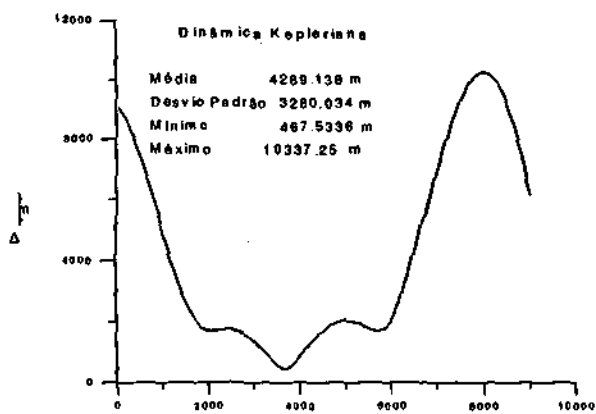


Fig. 3.4 - Diferença em posição entre a órbita determinada e a órbita real.

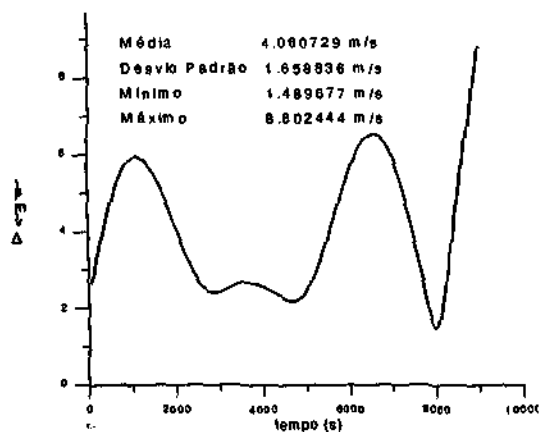


Fig. 3.5 - Diferença em velocidade entre a órbita determinada e a órbita real.

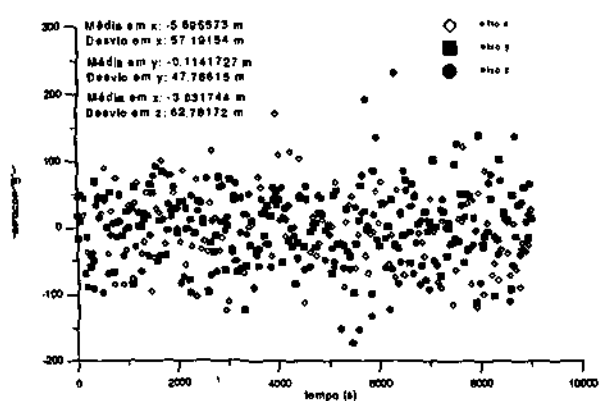


Fig. 3.6 - Resíduos entre a órbita determinada e a solução de navegação.

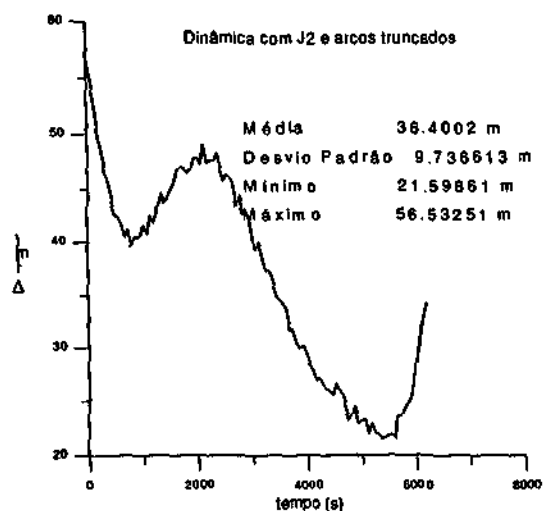


Fig. 3.7 - Diferença em posição entre a órbita determinada e a órbita real.

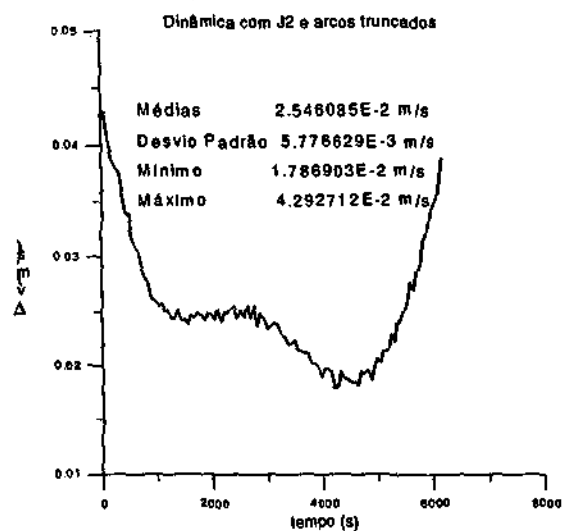


Fig. 3.8 - Diferença em velocidade entre a órbita determinada e a órbita real.

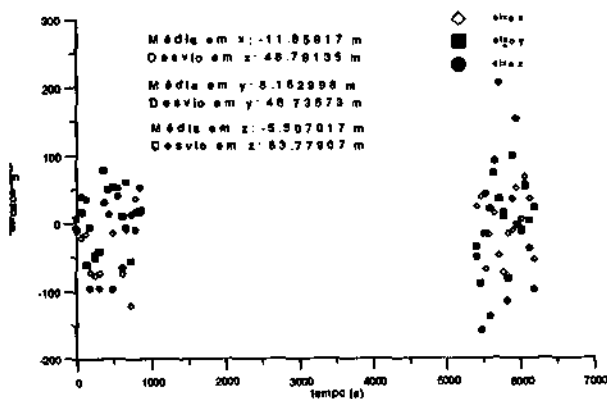


Fig. 3.9 - Resíduos entre a órbita determinada e a solução de navegação.

4.1 CONCLUSÕES

Conforme o critério de convergência adotado, os três tipos de testes realizados convergem no terceiro passo de iteração do integrador. Isso demonstra a robustez do filtro utilizado, ou seja, a teoria de mínimos quadrados aplicada à solução de um problema não linear, como é o caso da determinação de órbita, se mostra altamente eficiente e estável se comparado, por exemplo, ao filtro de Kalman que, embora também eficiente, é bastante sensível em estabilidade.

Pode-se concluir que os testes realizados são suficientes para verificar a funcionalidade do método, não obstante outras situações possam ser verificadas, uma vez que seu comportamento supera as expectativas quanto à minimização dos erros entre a órbita determinada e a órbita real.

5. REFERÊNCIAS

- Bate, R. R. *Fundamentals of Astrodynamics*, Dover Publications, New York, 1971.
- Goldstein, H. *Classical Mechanics*, Addison-Wesley, New York, 1980.
- Kondapalli, R. R. & Kuga, H.K. *On the Least Squares Correction Method for Orbit Estimation Problem*, INPE, São José dos Campos, 1987.
- Kuga, H. K. *Matriz de Transição do Movimento Kepleriano Elíptico*, INPE, São José dos Campos, 1986.
- Leick, A. *GPS Satellite Surveying*, John Wiley & Sons, New York, 1994.
- Martins do Nascimento, J. *Utilização da Solução de Navegação do GPS para Determinação de Órbita de Satélites a Baixa Altitude*, Dissertação de Mestrado, INPE, São José dos Campos, 1997.
- Wu, S.C., Yunck, T.P. & Thornton, C.L. Reduced-Dynamic Technique for Precise Orbit Determination of Low Earth Satellites, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 1, no. 14, pp. 24-30, 1991.
- Yunck, T.P., Bertiger, W.I., Wu, S.C., Bar-Sever, E.Y., Christensen, E.J., Haines, B.J., Lichten, S.M., Muellerschoen, R.J., Vigue, Y. & Willis, P. First Assessment of GPS-Based Reduced Dynamic Orbit Determination on TOPEX/POSEIDON, *Geophysical Research Letters*, vol. 7, no. 21, pp. 541-544, 1994.
- Zhang, Z. & Yang, X. A New Method to Determine Low Earth Orbit Using GPS, *Advances in the Astronautical Science*, AAS paper 93-273, 1993.



AUTORIZAÇÃO PARA PUBLICAÇÃO

TÍTULO					
Utilização da Solução de Navegação do GPS para Determinação de Órbita de Satélites a Baixa Altitude.					
AUTOR					
Jorge M. do Nascimento, Hélio K. Kuga, Antonio F. Bertachini A. Prado.					
TRADUTOR					
EDITOR					
ORIGEM DMC	PROJETO SPG	SÉRIE - 399	Nº DE PÁGINAS 7	Nº DE FOTOS	Nº DE MAPAS
TIPO					
☐ RPQ	☒ PRE	☐ NTC	☐ PRP	☐ MAN	☐ PUD
☐ TAE	☐ _____				
DIVULGAÇÃO					
☒ EXTERNA	☐ INTERNA	☐ RESERVADA	☐ LISTA DE DISTRIBUIÇÃO ANEXA		
PERIÓDICO/EVENTO					
XIV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Bauru 08 a 12 de dezembro de 1997.					
CONVÊNIO					
AUTORIZAÇÃO PRELIMINAR					
____/____/____			_____ ASSINATURA		
REVISÃO TÉCNICA					
☐ SOLICITADA	☐ DISPENSADA	_____ ASSINATURA			
RECEBIDA ____/____/____		DEVOLVIDA ____/____/____		_____ ASSINATURA DO REVISOR	
REVISÃO DE LINGUAGEM					
☐ SOLICITADA	☐ DISPENSADA	_____ ASSINATURA			
Nº ____		_____ ASSINATURA DO REVISOR			
PROCESSAMENTO/DATILOGRAFIA					
RECEBIDA ____/____/____		DEVOLVIDA ____/____/____		_____ ASSINATURA	
REVISÃO TIPOGRÁFICA					
RECEBIDA ____/____/____		DEVOLVIDA ____/____/____		_____ ASSINATURA	
AUTORIZAÇÃO FINAL					
12 / 05 / 98		 _____ Assinatura do Autor			
PALAVRAS-CHAVE					
GPS, Astrodinâmica, Determinação de Órbita.					