

**MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA  
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS**

**INPE-9548-PUD/120**

**SOLUÇÕES DE NAVEGAÇÃO VIA GPS**

**Vivian Martins Gomes  
Ana Paula Marins Chiaradia  
Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado  
Hélio Koiti Kuga**

**Bolsa de Iniciação Científica patrocinada pelo Conselho Nacional de Pesquisa e  
Desenvolvimento (CNPq), desenvolvida junto ao Departamento de Engenharia e  
Tecnologias Espaciais (DMC).  
Período: agosto/2001 – junho/2002**

**INPE  
São José dos Campos  
2003**

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA  
PIBIC / CNPq/INPE

# ***SOLUÇÕES DE NAVEGAÇÃO VIA GPS***

**Bolsista: Vivian Martins Gomes**

vivian.gomes@uol.com.br

**Orientadores: Dr. Antônio F. Bertachini A. Prado**

prado@dem.inpe.br

**Dr. Hélio Koiti Kuga**

hkk@dem.inpe.br

**Dra. Ana Paula Marins Chiaradia**

chiara@ief.ita.br

**INPE – SÃO JOSÉ DOS CAMPOS**

Agosto/2001 – Janeiro/2002

Bolsa de Iniciação Científica suportada pelo Conselho Nacional  
de Pesquisa e Desenvolvimento – CNPq, desenvolvida junto ao  
Departamento de Engenharia e Tecnologia Espaciais – DMC.

## SUMÁRIO

<b>Capítulo 1</b> Introdução.....	1
<b>Capítulo 2</b> Revisão Bibliográfica.....	2
<b>Capítulo 3</b> Sistema GPS.....	7
3.1 Descrição do Sistema GPS.....	7
3.2 Segmento Espacial.....	7
3.3 Segmento de Controle.....	8
3.4 Segmento Usuário.....	8
3.5 Sinais dos Satélites GPS.....	9
3.6 Mensagem de Navegação.....	10
<b>Capítulo 4</b> Método para Soluções de Navegação através de GPS.....	13
4.1 Método Geométrico.....	13
4.2 Método Algébrico.....	14
4.3 Método Estatístico.....	17
<b>Capítulo 5</b> Desenvolvimento computacional.....	21
5.1 Trabalhos Futuros.....	22
<b>Capítulo 6</b> Referências.....	23

## CAPÍTULO 1

### INTRODUÇÃO

Determinar a órbita de um satélite artificial significa determinar a posição e a velocidade do satélite, em relação a um referencial inercial, utilizando um conjunto de medidas de observação do satélite. Estas observações podem ser obtidas através de sistemas de rastreamento em solo ou de sensores a bordo do veículo espacial. Técnicas modernas de observação são atualmente capazes de medir a distância entre o instrumento e o satélite com a precisão de centímetros ou até melhor.

Ao longo dos anos, os requisitos das missões ficaram mais rigorosos. Com isto, os métodos de determinação de órbita tiveram que ser tornar mais precisos, sem aumentar gastos computacionais e financeiros. Vários métodos foram desenvolvidos e aperfeiçoados com relação ao modelo do sistema dinâmico, às medidas e às técnicas de estimação.

O INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais) vem determinando órbita de seus satélites com muito sucesso utilizando estações de rastreamento terrestres localizadas em pontos estratégicos pelo Brasil. Mas, a necessidade de desenvolver algoritmos com maior precisão e baixo custo computacional é sempre um desafio constante. A cada dia, novas técnicas vêm sendo desenvolvidas, como a utilização do sistema GPS. Porém, este tipo de tecnologia ainda não foi utilizada pelo INPE ou por qualquer instituto brasileiro.

Assim, este trabalho tem por objetivo investigar, desenvolver, implementar e comparar soluções de navegação possíveis através do uso de medidas obtidas por receptores GPS, em ambiente espacial.

## CAPÍTULO 2

### REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Fazendo-se um levantamento na literatura pode-se encontrar numerosos trabalhos sobre o sistema GPS, como Dana (1998), Hofman-Wellenhof *et. al.* (1994), Leick (1994), Seeber (1993), Strang (1997), Wells (1986), Van Dierendonck *et. al.* (1980), Noll (1998), Leva *et. al.* (1996), entre outros.

Inicialmente, a órbita de um satélite artificial era conhecida utilizando medidas feitas pelas estações de rastreamento terrestre, como os trabalhos desenvolvidos no INPE de Paiva (1981) e Kuga (1982). Nestes trabalhos, foram utilizados procedimentos de estimação adaptativa para determinar a órbita de satélites artificiais em tempo real. O filtro de Kalman estendido foi utilizado como estimador de estado.

Como continuação do seu trabalho, Kuga (1989) estudou técnicas de filtragem e suavização aplicadas à determinação de órbitas de satélites. O filtro de Kalman foi implementado na forma fatorizada UD em conjunto com técnicas adaptativas para estimar o nível de ruído dinâmico, que é utilizado para prevenir a divergência das estimativas devidas ao modelo impreciso do movimento orbital. Outros estudos foram realizados no INPE com respeito a estimação adaptativa, como os de Rios Neto e Kuga (1981), Rios Neto *et. al.* (1982), Rios Neto e Kuga (1982), Rios Neto e Paiva (1983), Orlando e Rios Neto (1984), Rios Neto e Kuga *et. al.* (1989).

Determinação de órbita usando sistema de navegação por satélites, como o sistema GPS, é uma atividade que surgiu no começo dos anos 80. Desenvolvimentos recentes têm mostrado precisão abaixo de 13 cm para missões de satélites com altímetro. Um ambiente de operação de pós-processamento é necessário para atingir esta precisão, com um atraso do tempo que pode atingir uma semana ou mais (Bertiger *et al.*, 1994).

Lopes e Kuga (1986, 1988) desenvolveram um procedimento para determinar uma órbita através do processamento de medidas GPS de uma frequência. Os erros e as matrizes de covariância foram obtidos levando em conta, não somente os erros das medidas, mas também, as incertezas nas posições e velocidades dos satélites GPS. Erros sistemáticos devidos aos relógios assíncronos foram considerados. Utilizaram o método

dos mínimos quadrados como estimador de estado.

Paiva (1989) desenvolveu um procedimento para determinação de órbita a bordo de satélites artificiais terrestres. Utilizou um modelo simples para a dinâmica do satélite e o filtro de Kalman estendido, como estimador de estado. A dinâmica do movimento do satélite foi representada por expressões polinomiais para cada elemento orbital. As observações GPS, como alcance e velocidade radial, obtidas a bordo do satélite artificial foram processadas seqüencialmente. Os resultados de testes foram obtidos sob condições simuladas.

Osório (1992) usou as variáveis de Poincaré modificadas para representar o movimento do satélite. O filtro estendido de Kalman foi utilizado como estimador de estado e a forma (quadrática) de Joseph foi usada para atualizar a matriz de covariância. Utilizou a medida de fase nas duas frequências para obter o posicionamento preciso dos satélites, fixar a ambigüidade das fases, determinar os parâmetros que definem o estado dos relógios e o conteúdo eletrônico total ao longo do percurso dos sinais na ionosfera. Não levou em conta os *cycle-slips* e o multicaminho. A precisão em posição variou entre 10 cm e 1,5 m e a precisão em velocidade em torno de 0,08 m/s.

Bertiger *et. al.* (1994) fizeram uma comparação entre as órbitas precisas calculadas por três grupos: *Jet Propulsion Laboratory* (JPL), *CSR* e *Goddard Space Flight Center* (GSFC). Cada grupo usa diferentes *softwares* de análise aplicados para um ou mais dos três tipos de dados precisos de rastreamento: GPS, *Doppler Orbitography and Radio positioning Integrated by Satellite* (DORIS) e *Satellite Laser Ranging* (SLR). A precisão obtida em termos da componente radial da posição para o satélite T/P foi melhor do que 3 cm RMS, usando a técnica de dinâmica reduzida do JPL.

Gold *et. al.* (1994) mostraram, com o satélite EUVE (órbita baixa de aproximadamente 500 km de altitude), que é possível obter precisão de 10 a 20 m com ou sem SA utilizando navegação por satélite em tempo real e um modelo de força limitado. Além disso, Gold *et. al.* (1994) estimaram outros termos, como a tendência da fase para cada satélite. O estado estimado consistiu da posição, velocidade, tendência e a deriva do relógio do receptor GPS. Usaram medidas de pseudo-distância e fase da portadora em uma frequência.

Um método utilizando os elementos orbitais clássicos como estado a ser estimado pelo filtro de Kalman, modelo de dinâmica simplificado considerando uma órbita kepleriana, matriz de transição considerando o movimento kepleriano puro e modelo de medida considerando as observações de pseudo-distância fornecida pelo GPS, foi estudado por Zhang e Yang (1993), Chiaradia (1996) e Chiaradia *et. al.* (1997).

Nos trabalhos de Binning (1996, 1997a) foram utilizados dados do satélite T/P. Dois modos diferentes de processamento são apresentados: dados pós-processados dos GPS foram usados para estimar o estado do satélite T/P, via suavizador; e os parâmetros da navegação transmitida são usados para estimar o estado do T/P em tempo real simulado. A precisão da órbita foi aferida comparando as estimativas do filtro do Kalman com as *Precision Orbit Ephemeris* (POE's) calculadas pelo JPL. Binning utilizou as medidas da pseudo-distância em duas frequências. Foi feita correção ionosférica nas medidas utilizando o modelo de duas frequências. O modelo de dinâmica considerou perturbações devidas ao geopotencial (JGM 50x50), perturbações do terceiro corpo, marés devidas à Lua e ao Sol e a pressão de radiação solar. O estado a ser estimado consistiu de posição, velocidade, tendência e a deriva do relógio do receptor GPS. Usou modelo de atitude para remover os efeitos do movimento da antena.

Em Binning (1997) foram descritos métodos e implementações do filtro de Kalman estendido, suavizador e resolução da ambigüidade para a fase da portadora para o problema de determinação absoluta de órbita de satélite e navegação relativa, satélite a satélite, utilizando medidas GPS. Quatro algoritmos foram apresentados na área de navegação relativa: aqueles que usaram somente pseudo-distância e aqueles que usaram somente a fase da portadora. Os erros em posição da navegação absoluta foram de 50 cm para solução suavizada utilizando informação precisa do GPS e de 3 a 7 m usando os parâmetros da navegação transmitida.

Montenbruck *et. al.* (1996) e Gill (1997) utilizaram a solução de navegação do GPS e o método dos mínimos quadrados para determinar a órbita da estação espacial MIR. O erro em posição da MIR resultou em precisão melhor do que 50 m durante o intervalo de dados.

Lopes e Kuga (1997) realizaram um experimento e testaram o algoritmo ORBEST para calcular a solução de navegação através do processamento dos dados brutos da pseudo-distância de um receptor GPS. Em Kuga *et. al.* (2000) é apresentado um resumo deste e de outros trabalhos sobre a determinação de órbita de satélites artificiais utilizando receptores GPS desenvolvidos no INPE.

Nascimento *et. al.* (1997) também utilizaram a solução de navegação GPS e o método dos mínimos quadrados, como estimador, para determinar a órbita de satélites artificiais. No modelo da dinâmica, foi considerado o efeito do achatamento da Terra. Os dados foram simulados obtendo erro estimado em posição em torno de  $13 \pm 4,5$  m e erro estimado em velocidade em torno de  $9,95 \times 10^{-3} \pm 3,7 \times 10^{-3}$  m/s.

Gill *et. al.* (2000) descreveram a missão do pequeno satélite alemão BIRD com um receptor GPS de uma frequência (L1) a bordo para determinação de órbita. Este satélite está previsto para ser lançado depois de maio de 2001 em órbita heliosíncrona com altitude média de 565 km. A determinação de órbita foi baseada na integração numérica (RK4) das equações do movimento usando o modelo de campo gravitacional da Terra JGM-3  $10 \times 10$  e aplicação do filtro de Kalman estendido para processamento de dados. Isto permitiu fornecer dados precisos da posição do veículo espacial com uma precisão melhor do que 90 m em intervalo de 30 s, depois do receptor ter sido desligado. Uma aproximação kepleriana da matriz de transição é usada. Um estudo da visibilidade de satélites GPS pelo BIRD foi apresentado em Gill *et. al.* (2000) e Gill (1999).

Chiaradia (2000) desenvolveu um algoritmo para determinação de órbitas e manobras orbitais de satélites artificiais em tempo real e a bordo utilizando medidas GPS de uma frequência. O modelo de medidas utilizado incluiu as correções dos erros de origem sistemática e aleatória. O vetor de estado, que consistiu na posição, velocidade e no desvio do relógio, foi estimado pelo filtro de Kalman estendido. As equações do movimento orbital considerou perturbações devidas ao geopotencial. As equações de movimento foram integradas através do Runge-Kutta de passo fixo de quarta ordem (RK4). A matriz de covariância dos erros no estado foi propagada no tempo através do cálculo da matriz de transição. O erro em posição obtido por este modelo foi de 15 a 20 m com desvio padrão em torno de 6 a 10 m com ou sem degradação das medidas



através da Disponibilidade Seletiva (SA). O erro em velocidade obtido foi de 0,014 a 0,018 m/s com desvio padrão em torno de 0,006 a 0,008 m/s com ou sem SA. Resultados semelhantes foram obtidos por Gold *et. al.* (1996) com um modelo um pouco menos simplificado do que este e usando pseudo-distância e fase da portadora como medidas de observação

A disponibilidade a bordo de conhecimento contínuo e preciso da órbita de um satélite artificial torna prática a idéia de aumentar o grau de autonomia do sistema de controle, reduzindo a necessidade de intervenções em solo. No INPE, já existem alguns trabalhos sendo realizados para realizar controle autônomo de satélites artificiais usando GPS e outros sistemas, como os trabalhos de Orlando *et. al.* (1997) e Orlando e Kuga (1999, 2000a, 2000b).

## **CAPÍTULO 3**

### **SISTEMA GPS**

#### **3.1 DESCRIÇÃO DO SISTEMA GPS**

O sistema GPS (*Global Positioning System*) é um sistema de navegação por satélites desenvolvido pela Força Aérea dos Estados Unidos durante as décadas de 70 e 80 e colocado em operação na década de 90.

O princípio básico de funcionamento do GPS é determinar a posição e a velocidade tridimensionais e o tempo com alta precisão. O sistema GPS permite ao receptor determinar sua posição e tempo em qualquer lugar e a qualquer hora utilizando dados de apenas quatro satélites. O sistema pode ter um número ilimitado de usuários simultaneamente em qualquer parte do mundo.

O princípio de navegação por satélites consiste na transmissão de sinais e dados das posições dos satélites GPS em relação a um sistema de coordenadas. O receptor mede o tempo de transmissão do sinal, que permite calcular a distância entre o usuário e os satélites GPS, e decifra os dados. Se o relógio do receptor estiver sincronizado com os relógios dos satélites GPS, a medida das distâncias de três diferentes satélites GPS, em posição conhecida, permitirão ao usuário calcular a sua posição. Se o relógio do receptor não estiver sincronizado com os relógios dos satélites, serão necessários quatro satélites GPS, sendo o quarto para determinar o desvio do relógio, uma quantidade desconhecida. As medidas da distância com relógio impreciso são chamadas de *pseudo-distância*.

O Sistema GPS é compreendido de três segmentos: Espacial, Controle e Usuário que são descritos a seguir.

#### **3.2 SEGMENTO ESPACIAL**

O sistema espacial tem a função de gerar e transmitir códigos, a fase da portadora e a mensagem de navegação e consiste de uma constelação de 24 satélites GPS (21

navegando e três de reserva) em seis planos orbitais com período de 11h e 58 min. O raio da órbita é 26.560 km com excentricidade de 0.0131. Cada plano da órbita contém quatro satélites igualmente espaçados, como mostra a Figura 1.1, distribuídos de tal forma que forneça uma visibilidade simultânea de pelo menos quatro satélites para um usuário localizado em qualquer parte do mundo e em qualquer instante. Entretanto, o mesmo satélite se torna visível quatro minutos mais cedo a cada dia devido a diferença de quatro minutos por dia, entre a órbita do satélite e a rotação da Terra. A meta de tempo de vida dos satélites é de 7,5 anos (Leick, 1994).

### **3.3 SEGMENTO DE CONTROLE**

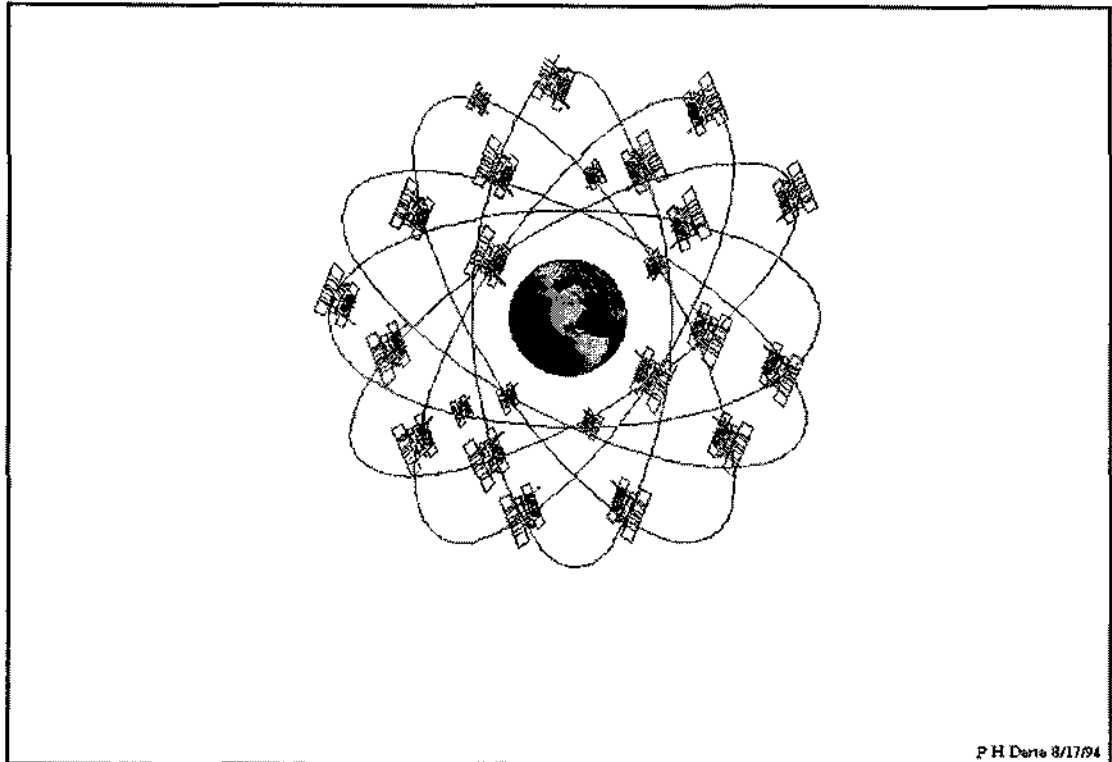
A função do segmento de controle é produzir o Tempo GPS e as efemérides dos satélites e gerenciar os veículos espaciais; isto é, atualizar periodicamente as informações que são transmitidas por todos os satélites, isto inclui as efemérides dos satélites, o *status*, os dados do relógio e o Almanaque.

O segmento de controle consiste de uma Estação Mestre de Controle (MCS), localizada na base de *Falcon Air Force* próxima a Colorado Springs no Colorado, Estados Unidos, e mais quatro estações de monitoramento no Hawaii, Kwajalein, Diego Garcia e Ascension Island.

### **3.4 SEGMENTO USUÁRIO**

O segmento usuário consiste de receptores militares e civis especialmente designados para receber, decodificar e processar os sinais dos satélites. O usuário observa e grava as transmissões de vários satélites e aplica algoritmos de solução para obter a sua posição, velocidade e tempo.

Os receptores GPS convertem os sinais recebidos em estimativas da posição, velocidade e tempo. Quatro satélites são exigidos para calcular as quatro dimensões de X, Y, Z (posição) e tempo.



**Figura 1.1: Constelação do Sistema GPS - Fonte: Dana (1998)**

### **3.5 SINAIS DOS SATÉLITES GPS**

O sinal GPS é transmitido em duas frequências: um sinal primário de 1575.42 MHz (chamado de L1) e uma transmissão secundária de 1227.6 MHz (chamado de L2). Estes sinais são gerados sincronamente de modo que o usuário que recebe os dois sinais pode diretamente calibrar o atraso ionosférico e aplicar correções apropriadas. Entretanto, muitos usuários civis somente usam a frequência L1.

A frequência L1 carrega a mensagem de navegação e os sinais do código SPS. A frequência L2 é usada para medir o atraso ionosférico através de receptores equipados PPS.

Os sinais são modulados com dois tipos de códigos. Existem duas modulações na frequência mais alta (L1), mas somente uma única modulação (protegida) em L2.

O código *C/A* (*Coarse/Acquisition*) é transmitido em 1.023 MHz e é modulado na frequência L1. É de uso civil e é sempre transmitido, mas está sujeito a degradações. O uso deste sinal é chamado de Serviço Padrão de Posicionamento (SPS). O código *P* (*Precise*) é, algumas vezes, chamado de código protegido e é transmitido em 10.23 MHz (10 vezes mais rápido que *C/A*), modulado em L1 e L2. Devido a sua modulação mais alta, o sinal é mais preciso. O sinal fornece o Serviço de Posicionamento Preciso (PPS). É de uso militar e para usuários autorizados. Esta característica é conhecida como *Antispoofing* (A-S). Quando criptografado, o código *P* torna-se código *Y* (ou *P/Y*).

Os operadores militares do sistema têm a capacidade de degradar intencionalmente a precisão do sinal *C/A* dessincronizando o relógio do satélite ou incorporando pequenos erros nas efemérides transmitidas que é chamada Disponibilidade Seletiva (SA).

### **3.6 MENSAGEM DE NAVEGAÇÃO**

Os receptores GPS recebem continuamente uma série de dados dos satélites GPS na forma de bits modulados em sinais. Estes dados são chamados de mensagem de navegação e são transmitidos nas frequências L1 (1575.42 MHz) e L2 (1227.6 MHz). Estas informações são computadas e controladas pelo segmento de controle e frequências são usadas para regular o atraso ionosférico. Os sinais L1 e L2 transmitem ao usuário as efemérides do satélite, as correções do relógio do satélite, parâmetros atmosféricos, parâmetros orbitais de todos os satélites e outros dados relevantes sobre o sistema em geral.

A mensagem de navegação consiste em 25 quadros, cada um contendo 1500 bits. Cada quadro é subdividido em cinco subquadros de 300 bits e cada subquadro consiste em 10 palavras de 30 bits cada uma. Em uma razão de 50 bits, levando 6 segundos para transmitir um subquadro, 30 segundos para completar um quadro e 12,5 minutos para uma transmissão completa da mensagem. As mensagens são atualizadas a cada quatro horas (Leick, 1994).

Os observáveis GPS são as distâncias deduzidas das diferenças medidas de tempo ou

fase baseadas na comparação entre os sinais recebidos e os sinais gerados pelo receptor. Pode-se dizer que esta diferença de tempo é simplesmente o tempo que o sinal leva para propagar do satélite à antena do receptor. Portanto, um dado observável é a diferença de tempo multiplicada pela velocidade da luz. O observável assim obtido é chamado de pseudo-distância, porque utilizam dois relógios assincronizados com o tempo, um no satélite (aquele que governa a geração do sinal do GPS) e outro no receptor (aquele que governa a geração da réplica do código), além de incluir todos os erros atmosféricos e de propagação do sinal. O receptor pode determinar este erro de sincronização junto com as suas coordenadas de posição e velocidade.

Os observáveis básicos do GPS são a pseudo-distância do código, que chamamos somente por pseudo-distância, e a pseudo-distância da fase da portadora, que chamamos somente por fase da portadora.

A equação fundamental da pseudo-distância, medida em metros, é dada por:

$$\rho_c = \rho + c[\Delta t_{GPS}(t) - \Delta t_u(t)] + \Delta_{ION} + \Delta_{TRO} + \varepsilon = c\tau, \quad (1)$$

onde  $\rho = \sqrt{(x_{GPS} - x)^2 + (y_{GPS} - y)^2 + (z_{GPS} - z)^2}$  é a distância geométrica entre a antena do satélite GPS e a do receptor;  $x$ ,  $y$ , e  $z$  (incógnitas) são as coordenadas da posição da antena do receptor GPS;  $x_{GPS}$ ,  $y_{GPS}$ , e  $z_{GPS}$  (enviadas) são as coordenadas da posição do satélite GPS;  $c$  é a velocidade da luz (conhecida);  $\Delta t_{GPS}$  é o erro do relógio do satélite GPS com respeito ao tempo do GPS (calculado);  $\Delta t_u$  é o erro de sincronização entre o relógio do satélite GPS e o receptor GPS, chamado de desvio do relógio do receptor (incógnita);  $t$  aqui é utilizado para explicitar a dependência temporal de  $\Delta t_{GPS}$  e  $\Delta t_u$ ;  $\Delta_{ION}$  e  $\Delta_{TRO}$  são os erros devidos aos atrasos ionosféricos e troposféricos, respectivamente (estimados);  $\varepsilon$  são os ruídos de observação (estimados ou negligenciados); e  $\tau$  é o tempo de propagação do sinal observado entre o satélite GPS e a antena do receptor (medido)

A medida da fase da portadora é definida como a diferença entre a fase da portadora do satélite GPS recebida pela antena do receptor e a fase do oscilador interno do receptor na época da medida. A equação fundamental da fase da portadora, medida em ciclos, é

dada por:

$$\phi_c = \rho + c[\Delta t_{GPS}(t) - \Delta t_u(t)] - \Delta_{ION} + \Delta_{TPO} + \lambda N + \varepsilon, \quad (2)$$

onde  $\lambda$  é o comprimento de onda da portadora (conhecido) e  $N$  é o número inteiro de ciclos completos da portadora (incógnita).

## CAPÍTULO 4

### MÉTODOS PARA SOLUÇÕES DE NAVEGAÇÃO ATRAVÉS DE GPS

Existem diferentes métodos para se obter soluções de navegação através do GPS:

- Métodos geométricos
- Métodos algébricos
- Métodos estatísticos.

#### 4.1 MÉTODO GEOMÉTRICO

Os métodos geométricos são basicamente métodos simples que fornecem uma estimativa inicial grosseira para a solução de navegação, que pode ser refinada posteriormente através dos outros métodos, ou através de filtros estatísticos. O método descrito em Lopes e Kuga (1997) será implementado. Outro método geométrico alternativo seria aquele descrito em Kleusberg (1994).

Para produzir um método simples e sistemático para resolver o problema de inicialização do algoritmo, o *bias* será negligenciado. Assim, uma solução linear aproximada pode ser encontrada da seguinte maneira:

$$y_{p_i}^2 \approx |r - R_i|^2 = r^T r + R_i^T R_i - 2R_i^T r, \quad (3)$$

onde  $r$  é o vetor posição do satélite usuário,  $R_i$  é o vetor posição do  $i$ -ésimo satélite GPS.

Subtraindo a Eq. (3) de sua média aritmética em  $i$ , temos:

$$y_{p_i}^2 - \langle y_{p_i}^2 \rangle \approx R_i^T R_i - \langle R_i^T R_i \rangle - 2[R_i - \langle R_i \rangle]^T r, \quad (4)$$

onde  $\langle \cdot \rangle$  representa o operador de média aritmética.



Definindo:

$$\tilde{R} \equiv [\dots: R_i - \langle R_i, \rangle: \dots]^T \quad (5)$$

e

$$z \equiv \frac{1}{2} [\dots: R_i^T R_i - \langle R_i^T R_i, \rangle - (y_{pi}^2 - \langle y_{pi}^2, \rangle): \dots]^T \quad (6)$$

resulta em:

$$\tilde{R}r \approx z. \quad (7)$$

Uma solução aproximada deste sistema linear determinado pode ser dada por:

$$r^0 = (\tilde{R}^T \tilde{R})^{-1} \tilde{R}z. \quad (8)$$

A condição de existência para a pseudo inversa de  $\tilde{R}$  pode ser especificada da seguinte maneira: um número  $n \geq 4$  de satélites GPS não coplanar deve ser observado do satélite usuário.

## 4.2 MÉTODO ALGÉBRICO

O nível de precisão da solução de navegação baseada em medidas GPS depende do tipo de medida coletada (depende do tipo e qualidade do receptor), da duração que as medidas foram coletadas e como elas foram modeladas e processadas. Se as medidas GPS são processadas em tempo real, o problema de posicionamento mais simples consiste em resolver simultaneamente um conjunto de equações de navegação baseado em única frequência.

No mínimo quatro medidas simultâneas são necessárias para formar a solução. A entrada para esse algoritmo são os vetores posição (3 x 1) dos satélites GPS e as medidas pseudoranges dos satélites GPS para o receptor.

O método algébrico de solução de navegação estudado e proposto é computacionalmente eficiente e numericamente estável, conforme Bancroft (1985).

As equações do sistema de navegação GPS são geralmente resolvidas com uma aplicação do método de Newton:

$$x_{n+1} = x_n + H^{-1}(t - f(x_n)), \quad (9)$$

onde  $x$  é um vetor compreendendo a coordenada de posição do usuário junto com a correção do relógio,  $t$  é um vetor de medidas de quatro pseudo-distância e  $H$  é uma matriz de derivada parcial  $H = f_x$ .

Façamos  $x$  e  $\{s_i : 1 \leq i \leq n\}$  indicar as coordenadas de posição do satélite e usuário no sistema de coordenadas cartesianas; e  $\{t_i : 1 \leq i \leq n\}$  as medidas da pseudo-distância coletadas pelo usuário de cada um dos  $n$  satélites:

$$t_i = d(x, s_i) + b, \quad (10)$$

onde  $d(x,y)$  é a distância de  $x$  a  $y$  e  $b$  a correção do relógio. Definimos os vetores de dados de colunas  $1 \times 4$ :

$$a_i = (s_i^T, t_i)^T, \quad 1 \leq i \leq n. \quad (11)$$

Definimos:

$$A = (a_1 \quad a_2 \quad a_3 \quad \dots \quad a_n)^T, \quad (12)$$

$$i_0 = (1 \quad 1 \quad 1 \quad \dots \quad 1)^T, \quad (13)$$

$$r = (r_1 \quad r_2 \quad r_3 \quad \dots \quad r_n)^T, \quad (14)$$

onde  $r_i, 1 \leq i \leq n$  é calculado por:

$$r_i = \langle a_i, a_i \rangle / 2. \quad (15)$$

Calculamos a inversa generalizada:

$$B = (A^T W A)^{-1} A^T W, \quad (16)$$

onde  $W$  é a matriz positiva simétrica. Calculamos os vetores coluna  $1 \times 4$   $u$  e  $v$  de:

$$u = B i_0 \quad (17)$$

e

$$v = B r \quad (18)$$

juntamente com os coeficientes  $E, F, G$ , definidos por:

$$E = \langle u, u \rangle, \quad (19)$$

$$F = \langle u, v \rangle - 1, \quad (20)$$

$$G = \langle v, v \rangle. \quad (21)$$

Resolvendo a equação quadrada:

$$E\lambda^2 + 2F\lambda + G = 0 \quad (22)$$

para o par de raízes  $\lambda_{1,2}$ .

$$y_{1,2} = \lambda_{1,2} u + v. \quad (23)$$

Então com a identificação

$$y^T = (x^T - b)^T \quad (24)$$

também o par  $x_1, b_1$  ou o par  $x_2, b_2$  resolverá o problema GPS para a posição do usuário e correção do relógio. Para diferenciar a solução real, substituímos de volta as equações definindo as pseudo-distância originais.

### 4.3 METODO ESTATÍSTICO

O método estatístico utiliza redundância de medidas para estatisticamente obter a melhor solução. Os sinais GPS podem ser recebidos e decodificados adequadamente pelos receptores GPS. Se os sinais forem recebidos adequadamente, um conjunto de três satélites seria suficiente para suprir as dificuldades geométricas (Lopes e Kuga, 1988, 1997).

Porém, principalmente devido a derivas no relógio um bias é introduzido na distância computada geometricamente (pseudorange) tornando essencial o uso de quatro satélites.

Em trabalhos anteriores, Lopes e Kuga propuseram um método estatístico de mínimos quadrados para resolver o problema de determinação de órbita através de medidas GPS. O método era especialmente adequado para medidas processadas por um número redundante de satélites GPS, tornando-o distinto de métodos convencionais que invariavelmente devem analisar a matriz DOP.

A vantagem do método consiste no processamento de todas as medidas válidas de pseudorange assumindo precisões no mínimo igual ou melhor que as convencionais. Outro benefício do método é a falta de necessidade de analisar várias matrizes DOP 4 x 4 para selecionar a melhor configuração entre os satélites visíveis.

Para determinação de posição estática de baixa precisão, a solução de navegação pode ser obtida, por exemplo, através do algoritmo proposto por Lopes e Kuga (1988):

$$\text{Minimizar } L(r, \rho_i) = \frac{1}{2} \sum_i a_i |r - (R_i + \rho_i)|^2 \quad (25)$$

$$\text{Sujeito a } \rho_i' \rho_i = y_i^2, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (26)$$

$$\text{Dados } \{(R_i, y_i, a_i), i = 1, 2, \dots, n; \quad n \geq 3\} \quad (27)$$

onde  $r$  é o vetor posição do satélite usuário (ou alvo);  $R_i$  é o vetor posição do  $i$ -ésimo satélite GPS;  $\rho_i$  é o vetor posição relativo do satélite usuário em relação ao  $i$ -ésimo satélite GPS;  $y_i$  é o pseudo-range (pseudo-distância) medido a partir do  $i$ -ésimo satélite GPS; e  $a_i$  é um peso positivo. Assume-se que tanto  $y_i$  quanto  $R_i$  estão corrompidos por erros aleatórios não-viesados (“unbiased”),  $\delta y_i$  e  $\delta R_i$  com covariâncias dadas por:

$$\begin{aligned} E[(\delta y_i)^2] &= \sigma_{y_i}^2, \\ E[\delta R_i \delta R_i'] &= \sigma_{R_i}^2 I \end{aligned} \quad (28)$$

onde  $E[.]$  é o operador esperança;  $I$  é a matrix identidade; e os desvios-padrão  $\sigma_{y_i}$  e  $\sigma_{R_i}$  são quantidades conhecidas. Pode-se então modificar levemente o método para levar em conta os erros sistemáticos. O método estendido é então formulado como:

$$\text{Minimizar } L^*(r, \rho_i, \Delta y) = L(r, \rho_i) + \frac{1}{2} a^* \Delta y^2, \quad (29)$$

$$\text{Sujeito a } \rho_i' \rho_i = (y_{pi} + \Delta y)^2, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (30)$$

$$\text{Dados } \{a^*, (R_i, y_i, a_i), i = 1, 2, \dots, n; \quad n \geq 4\} \quad (31)$$

onde  $y_{pi}$  é a medida de pseudo-range,  $\Delta y$  é uma constante a ser adicionada a  $y_{pi}$  para correção do bias, e  $a^*$  é um peso positivo. Dessa forma assume-se que o pseudo-range pode ser modelado por:

$$y_{pi} = \bar{y}_i + b + \delta y_i, \quad (32)$$

onde  $\bar{y}_i$  é o verdadeiro range e  $b$  é o bias, com  $E[b] = 0$ ,  $E[b^2] = \sigma_b^2$ , e  $\sigma_b$  está diretamente relacionado à precisão  $\sigma_i$  do relógio do receptor GPS, ou seja  $\sigma_b = c \sigma_i$ , onde  $c$  é a velocidade da luz. Embora  $b$  tenha sido modelado como erro aleatório de média nula, deve-se lembrar que de fato ele representa um bias porque o que é adicionado a todas as medidas de range  $\bar{y}_i$  é o mesmo valor constante: uma simples realização  $b$ . Os pesos positivos  $a_i$  e  $a^*$  são supostos obedecerem ao vínculo de normalidade:

$$a^* + \sum_i a_i = 1. \quad (33)$$

A derivação da solução pode ser obtida através do método dos multiplicadores de Lagrange. Definindo-se uma função de custo modificada:

$$l^* = L^* + \frac{1}{2} \sum_i \lambda_i a_i [\rho_i^2 - (y_{pi} + \Delta y)^2], \quad (34)$$

e impondo as condições de otimalidade:

$$\frac{\partial l^*}{\partial r} = \sum_i a_i [r - (R_i + \rho_i)]^i = 0, \quad (35)$$

$$\frac{\partial l^*}{\partial \rho_i} = a_i \{\lambda_i \rho_i - [r - (R_i + \rho_i)]\}^i = 0, \quad (36)$$

$$\frac{\partial l^*}{\partial \Delta y} = a^* \Delta y - \sum_i \lambda_i a_i (y_{pi} + \Delta y) = 0, \quad (37)$$

e levando em conta o vínculo (30) segue-se que:

$$\sum_i a_i u_i [ |r - R_i| - (y_{pi} + \Delta y) ] = 0 \quad (38)$$

$$\rho_i = \frac{r - R_i}{1 + \lambda_i} = (y_{pi} + \Delta y) u_i, \quad (39)$$

$$a^* \Delta y = \sum_i \lambda_i a_i (y_{pi} + \Delta y), \quad (40)$$

onde  $u_i$  é o versor dado por:

$$u_i = \frac{|r - R_i|}{y_{pi} + \Delta y} - 1. \quad (41)$$

Resolvendo as equações (41) e (39) para  $\lambda_i$  tem-se:

$$\lambda_i = \frac{|r - R_i|}{y_{pi} + \Delta y} - 1. \quad (42)$$

Usando o vínculo de normalidade (33) junto com a equação (42) acima, pode-se escrever:

$$\Delta y = \sum_i a_i [ |r - R_i| - y_{pi} ] \quad (43)$$

e finalmente definindo-se a quantidade  $U$  como  $U = \sum_i a_i u_i$  resulta:

$$f(r - R_i, y_{pi}) \equiv \sum_i a_i (u_i - U) [ |r - R_i| - y_{pi} ] = 0. \quad (44)$$

Este conjunto de equações (41), (43) e (44) fornece a solução fechada para a determinação de posição do satélite, utilizando medidas GPS viesadas, via método de mínimos quadrados. Estas equações podem ser resolvidas numericamente via o método de Newton-Raphson quando um chute inicial está disponível. Veja Lopes e Kuga (1997) para detalhes.

## CAPÍTULO 5

### DESENVOLVIMENTO COMPUTACIONAL

O objetivo principal deste trabalho é investigar, desenvolver, implementar, e comparar soluções de navegação possíveis através do uso de medidas obtidas por receptores GPS, em ambiente espacial. A parte do trabalho descrita neste relatório abrange um período de 6 meses, tendo sido previsto mais um período de 6 meses para o trabalho completo. Entretanto, por motivos diversos, não foi possível achar candidatos de nível para a devida continuidade. Ressalte-se que esta interrupção foi devida ao término da graduação da bolsista.

Descreve-se a seguir a montagem da infra-estrutura de programas de computador desenvolvidos para o prosseguimento desta pesquisa. Como parte deste trabalho continuará sendo desenvolvido em tese de mestrado, inicialmente houve a necessidade de se fazer um estudo sobre os modelos teóricos para determinação de órbita de satélites artificiais.

Nesta fase inicial foi utilizado um programa elaborado pelo Dr. Hélio Koiti Kuga, do Departamento de Mecânica e Controle do INPE, que lê a mensagem de navegação em formato Rinex e gera as posições  $x$ ,  $y$  e  $z$  de cada satélite GPS (Chiaradia, 2000). Com a utilização deste, foi desenvolvido um programa em linguagem Fortran, que fornece a posição de cada satélite GPS visível, através da decodificação da mensagem de navegação, para cada instante. Da mesma forma pode-se ler, em formato Rinex, as observações de pseudo-range coletadas pelo receptor GPS. As efemérides dos satélites GPS em conjunto com as observações de pseudo-range fornecem o conjunto de dados necessário para se obter a solução de navegação, ou seja, a posição do receptor GPS naquele instante. Ou seja, toda a infra-estrutura de software necessária para gerar os dados para teste dos vários algoritmos está agora disponível.

Esta etapa da infra-estrutura foi implementada nesta Iniciação Científica. Com isso, futuramente poderá ser implementado um estimador de órbita em tempo real baseado no filtro de Kalman.



## **5.1 TRABALHOS FUTUROS**

Uma vez que a infra-estrutura necessária foi implementada até o momento, resta comparar os diversos algoritmos propostos. Pretende-se, como continuidade desta pesquisa, no mínimo analisar e comparar em termos de precisão e gasto computacional, os métodos equacionados e propostos no Capítulo 4: um método algébrico, um método geométrico, e um método estatístico.

## CAPÍTULO 6

### REFERÊNCIAS

Bancroft, S. **An algebraic solution of the GPS equations.** *Ieee Transactions on Aerospace and Eletronics Systems*, v.AES-21, n.7, 1985.

Bertiger, W.I; Bar-Server, Y.E.; Christensen, E.J.; Davis, E.S.; Guinn, J.R.; Haines, B.J.; Ibanez-Meier, R.W.; Jee, J.R.; Lichten, S.M.; Melbourne, W.G.; Muellerschoen, R.J.; Munson, T.N.; Vigue, Y.; Wu, S.C.; Yunck, T.P.; Schutz, B.E.; Abusali, P.A.M.; Rim, H.J.; Watkins, M.M.; Willis, P. GPS precise tracking of TOPEX/Poseidon: results and implications. **Journal of Geophysical Research.** v. 99, n. C12, p. 24449-24463, 1994.

Binning, P. W. GPS, dual frequency, SA free satellite navigation. **Proceedings of ION 52nd Annual Meeting**, p. 803-812, Jun, 1996.

Binning, P. Absolute and relative satellite to satellite navigation using GPS. **Tese de Doutorado.** University of Colorado, 1997.

Chiaradia, A. P. M. **Determinação e Manobras Autônomas de Órbitas de Satélites Artificiais em Tempo Real usando Medidas GPS de uma Frequência.** São José dos Campos, Dissertação (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais), Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2000.

Chiaradia, A. P. M. **Aplicação do sistema GPS para determinação preliminar de órbita de satélite.** São José dos Campos. 136p. Dissertação (Mestrado em Ciência) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 1996.

Chiaradia, A. P. M.; Fernandes, S. S.; Vilhena de Moraes, R. Application of the GPS system for preliminary satellite orbit determination. **Advances in Space Research**, v. 19, n. 11, p. 16710-1675, 1997.

Chiaradia, A. P. M.; Gill, E.; Montenbruck, O.; Kuga, H. K.; Prado, A. F. B. A. **Algorithms for on-board orbit determination using GPS - OBODE-GPS.** Wessling, Alemanha: DLR, 2000. 43p. (DLR – GSOC TN 00-04).

Dana, P. H. **Global Positioning System Overview.** Department of Geography, University of Texas, Austin. [online] <http://www.utexas.edu/depts/gcraf/notes/gps/gps.html>, Julho, 1998.

Gill, E. Orbit determination of the MIR space station from GPS navigation data. **Proceedings of the 12th International Symposium on Space Flight Dynamics**, p. 79-82, Jun., 1997.

Gill, E.; Montenbruck, O.; Terzibaschian, Th. An autonomous navigation system for the german small satellite mission BIRD. **AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting**, AAS00-122, Jan., 2000.

Gill, E. **Visibility analysis of the GPS space segment for the BIRD satellite mission**. Wessling, Alemanha: DLR, 1999. (GSOC TN 99-04).

Gold, K.; Bertiger, W. I.; Wu, S.; Yunck, T.; Mullerschoen, R.; Born, G.; Larson, K. A study of real-time GPS orbit determination for the extreme ultraviolet explorer. **National Technical Meeting Proceedings of ION**, Jan., 1994.

Hofman-Wellenhof, B.; Lichtenegger, H.; Collins, J. **GPS Theory and Practice**. Third revised edition, Springer-Verlag Wien New York, 1994.

Kuga, H. K. **Estimação adaptativa de órbitas aplicada a satélites a baixa altitude**. São José dos Campos. 128p. (INPE-2316-TDL/079). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 1982.

Kuga, H. K. **Métodos em propagação de órbita de satélites artificiais terrestres**. São José dos Campos: INPE, 1987. 62p. (INPE – 4405 – RPE/556).

Kuga, H. K. **Determinação de órbitas de satélites artificiais terrestres através de técnicas de estimação combinadas a técnicas de suavização de estado**. São José dos Campos. 249p. (INPE-4959-TDL/079). Dissertação (Doutorado em Ciência Espacial/Mecânica Orbital) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 1989.

Kuga, H. K.; Rios Neto, A.; Orlando, V. UD filtering and smoothing applied to orbit determination. In: **International Symposium on Space Dynamics**, Toulouse, p. 547-560, 6-10 Nov., 1989.

Kuga, H. K.; Lopes, R. V. F.; Prado, A. F. B. A.; Nascimento, J. M.; Chiaradia, A. P. M. Orbit determination and navigation using GPS. In: J. M. Balthazar, P. B. Gonçalves, R. Brasil, ed. **Nonlinear dynamics, chaos, control and their applications to engineering sciences**, v. 3, cap. 7, ISBN- 85-900351 3-1, 2000.

Leick, A. **GPS Satellite Surveying**. Department of Surveying Engineering – University of Maine, Second Edition, Wiley-interscience Publication, 1994.

Leva, J. L.; Haag, M. U.; Dyke, K. V. **Understanding GPS: Principles and Applications**. Chapter 2, p15-55, 1996.

Lopes, R. V. F.; Kuga, H. K. **Fast optimal orbit estimation from GPS measurements**. São José dos Campos: INPE, 1986. 40p. (INPE-4016-PRE/263).

Lopes, R.V.F; Kuga. H. K. Optimal estimation of local orbit from GPS measurements. **AAIA Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 11, n. 2, p. 186-188, Mar.-Abr. 1988.

Lopes, R. V. F.; Kuga, H. K. ORBEST - A GPS navigation solution algorithm without DOP analysis. **Advances in the Astronautical Sciences**, AAS97-108, v. 95, p. 153-166, 1997.

Montenbruck, O.; Gill, E.; Ordonez, J. M. F. Orbit determination of the Mir space station using MOMSNAV GS measurements. **20th International Symposium on Space Technology and Science** (96-c-53), Maio, 1996.

Nascimento, J. M.; Kuga, H. K.; Prado, A. F. B. A. Utilização da solução de navegação do GPS para determinação de órbita de satélites a baixa altitude. [CD-ROM]. In: XIV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Bauru, 1997. **Anais**. (COB 1347).

Noll, C. **Crustal Dynamics Data Information System**. [online] <ftp://cddisa.gsfc.nasa.gov/>, Dez., 1998.

Orlando, V.; Kuga, H. K.; Lopes, R. V. F. Reducing the geopotential tesseral harmonic effects on autonomous longitude drift control of Sun-synchronous satellites. **Advances In The Astronautical Sciences**, v.95, p.361-374, 1997.

Orlando, V.; Kuga, H. K. Analysis of an autonomous orbit control concept using GPS. **Revista Brasileira de Ciências Mecânicas**, v.21, p. 52-59, 1999.

Orlando, V.; Kuga, H. K. Effect analysis of maximal allowable maneuver application rate for an autonomous orbit control procedure application. In: International Symposium Space Dynamics. **Proceedings of International Symposium Space dynamics**. Biarritz: CNES, 2000a.

Orlando, V.; Kuga, H. K. Investigation on autonomous orbit control using DIODE and GPS navigation systems. Editado por Prado, A. F. B. A. **Advances in Space Dynamics**, v.1, p.338-348, 2000b.

Orlando, V.; Rios Neto, A. **Aplicação de técnica de ruído adaptativo em estimação de estado à suavização de dados**. São José dos Campos: INPE, 1984. 7p. (INPE-3187-PRE/552).

Osório, I. M. T. V. P. **O sistema global de posicionamento na orbitografia de**

**satélites de baixa altitude.** Porto. 198p. Dissertação (Doutorado em Ciência) - Universidade do Porto, 1992.

Paiva, R. N. **Determinação de órbitas de satélites artificiais através de um estimador, na presença de acelerações não-modeladas, usando transformação KS.** São José dos Campos. 131p. (INPE-1998-TDL/040). Dissertação (Mestrado em Ciência Espacial) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 1981.

Paiva, R. N. **Determinação autônoma de órbita usando GPS.** São José dos Campos. 230p. (INPE-4815-TDL/361). Dissertação (Doutorado em CEA/Mecânica Orbital) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 1989.

Rios Neto, A.; Kuga, H. K. **Estimação adaptativa do ruído no estado para o filtro de Kalman.** In: Quarto Congresso Brasileiro de Automática (CBA), v. 1, p. 101-105, 1982.

Rios Neto, A.; Kuga, H. K. Kalman filtering state noise adaptive estimation. In: **2<sup>nd</sup> IASTED International Conference on Telecommunication and Control TELECON'85**, p. 210-213, 1985.

Rios Neto, A.; Kuga, H. K. Estimação adaptativa e em tempo real de órbitas de satélites artificiais a baixa altitude. In: **Sexto Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica (COBEM)**, v. B, p. 405-414, 1981.

Rios Neto, A.; Lopes, R. V. F.; Paiva, R. N. Estimação adaptativa da atitude de satélites artificiais via filtro de Kalman com compensação do modelo dinâmico. **Anais. Quarto Congresso Brasileiro de Automática**, 1982.

Rios Neto, A.; Paiva, R. N. An adaptive satellite orbit estimation scheme using an analytical approach and a dynamical model compensation technique. In: **The Motion of Planets and Natural and artificial Satellites**, edited by S. Ferraz-Mello e P. E. Nacozy, Universidade de São Paulo, Instituto Astronômico e Geofísico, 1983.

Seeber, G. **Satélite Geodesy: Foundations, Methods and Applications.** Walter de Gruyter, 1993.

Strang, G.; Borre, K. **Linear Algebra, Geodesy and GPS.** Wellestle-Cambridge Press, Wellesley, EUA, 1997, 624p.

Topex/Poseidon Project **Nasa Precision Orbit Ephemeris (Nasa POE).** Software Interface Specification, October, 1991.

Van Dierendonck, A.J.; Russell, S.S.; Kopitzke, E.R.; Birnbaum, M. The GPS Navigation Message. **Navigation: Global Positioning System.** .Vol. I, p55-73,1980.

Wells, D. **Guide to GPS Positioning**. Canadian GPS Associates, Fredericton, N.B., Canada, 1986.

Yunck, T. P. Orbit determination. **Global Positioning System: Theory and Applications**, AIAA, v. II, Cap. 21, p559-592, 1996.

Zhang, Z.; Yang, X. A new method to determine low earth orbit using GPS. **Advances in The Astronautical Sciences**, AAS93-273, v. 84, parte I, p. 359-365, 1993.



Título

Soluções de Navegação via GPS

- 1030

Autor

Vivian Martins Gomes, Ana Paula Marins Chiaradia, Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Hélio Koiti Kuga.

Tradutor

Não há

Editor

Não há.

Origem	Projeto	Série	No. de Páginas	No. de Fotos	No. de Mapas
DMC	PIBIC/CNPq		27	0	0

Tipo

RPQ  PRE  NTC  PRP  MAN  PUD  TAE

Divulgação

Externa  Interna  Reservada  Lista de Distribuição Anexa

Periódico / Evento

Não há.

Convênio

Não há.

Autorização Preliminar

\_\_\_/\_\_\_/\_\_\_  
Data

Títular da Unidade  
Hélio Koiti Kuga  
Chefe do Divisão de Mecânica Espacial e Dinâmica - DME

Revisão Técnica

Solicitada  Dispensada  
Recebida \_\_\_/\_\_\_/\_\_\_ Devolvida \_\_\_/\_\_\_/\_\_\_

Leonilda Perondi  
Títular de Nível "A"  
Engenheira e Tecnóloga Especial

Assinatura do Revisor

Revisão de Linguagem

Solicitada  Dispensada  
Recebida \_\_\_/\_\_\_/\_\_\_ Devolvida \_\_\_/\_\_\_/\_\_\_

Títular de Nível "A"  
Engenheira e Tecnóloga Especial

Assinatura do Revisor

Autorização Final

\_\_\_/\_\_\_/\_\_\_  
Data

\_\_\_\_\_  
Títular da Unidade

Palavras Chave

Astrodinâmica, GPS, Navegação



<b>Secretaria</b>	
21/11/02 Data <i>[Assinatura]</i> Cunha Moraes Assessor C&T	Recebida <u>  </u> / <u>  </u> / <u>  </u> Devolvida <u>  </u> / <u>  </u> / <u>  </u>  Devolvido Por _____

<b>Controle e Divulgação</b>	
<u>  </u> / <u>  </u> / <u>  </u> Data	Recebido Por: _____    Devolvido Para: _____
Pronto Para Publicação em: <u>  </u> / <u>  </u> / <u>  </u>	<u>  </u> / <u>  </u> / <u>  </u> Data
No. _____    Quant. _____	Assinatura _____
INPE-9548-PUD/120	

<b>Observações</b>	<i>[Assinatura]</i>