

DÁRVIN ÉDISON MOG

DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA DOS SATÉLITES NAVSTAR-GPS


Dissertação apresentada como requisito parcial à obtenção do grau de Mestre. Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, Setor de Tecnologia, Universidade Federal do Paraná.


CURITIBA
1995

DÁRVIN ÉDISON MOG

**DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA
DOS SATÉLITES NAVSTAR-GPS**

Dissertação aprovada como requisito parcial para a obtenção do grau de Mestre no Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, Setor de Tecnologia da Universidade Federal do Paraná, pela Comissão formada pelos membros:

Orientador: 
Prof. Dr. Milton de Azevedo Campos
Setor de Tecnologia, UFPR

Co-Orientador: 
Dr. Helio Koiti Kuga
INPE


Dr. Luiz Danilo Damasceno Ferreira
Setor de Tecnologia, UFPR

Curitiba, 14 de dezembro de 1995.

Dedico esta dissertação aos
meus pais Helmut e Elisa e
aos meus irmãos
Gérson, Flávio e Ingrid.

Agradecimentos

À Universidade Federal do Paraná - UFPR, através do Curso de Pós-Graduação em Ciência Geodésicas, pelo suporte acadêmico o qual foi fundamental para a realização deste trabalho.

Ao Prof. Dr. Milton de Azevedo Campos, pelo acompanhamento durante todo o curso e suporte, tanto computacional no uso do RINEX, como no fornecimento de parte do material bibliográfico.

Ao Dr. Luiz Danilo Damasceno Ferreira, pela sugestão do tema, orientação e constante interesse, sempre disponível em apresentar sugestões no tocante ao conteúdo e redação final.

Ao Dr. Hélio Koiti Kuga, pela orientação, suporte computacional e sugestões valiosas durante a execução e redação do trabalho.

Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, através da Divisão de Mecânica Espacial e Contrôles - DMC, pelas facilidades concedidas no tocante a equipamentos e instalações, e em especial ao Dr. E. W. Bergamini e ao Eng. João Diehl (MSc.), pelo empenho na obtenção dos dados GPS das estações utilizadas no processamento.

Aos colegas que sempre transmitiram um sentimento de confiança, em especial aos colegas Simone Maren Günter, Luciano Montenegro da Cunha Pessoa, Claudia Robbi, Marley Cavalcante de Lima e Isabel Maria de Moraes, pelo apoio e encorajamento nas horas de sufoco.

Aos alunos de Engenharia Cartográfica Franco Amato e Hilton Aron Masuko, pelo auxílio na obtenção de dados RINEX para testes.

À CAPES pelo auxílio financeiro durante o curso.

A todos que direta ou indiretamente colaboraram para a conclusão deste trabalho.

SUMÁRIO

SUMÁRIO	v
LISTA DE FIGURAS	viii
LISTA DE TABELAS	ix
RESUMO	x
ABSTRACT	xi
CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO	1
CAPÍTULO 2 - NAVSTAR-GPS	4
2.1 - O SISTEMA GPS	5
2.2 - ESTRUTURA DO SINAL	8
2.3 - ARQUIVO RINEX	9
2.4 - MENSAGENS DOS SATÉLITES NAVSTAR-GPS	10
2.4.1 - MENSAGEM DE NAVEGAÇÃO	10
2.4.2 - MENSAGEM DE OBSERVAÇÃO	12
2.5 - MOVIMENTO ORBITAL DOS SATÉLITES	
NAVSTAR-GPS	12
2.5.1 - PERTURBAÇÃO DEVIDO AO GEOPOTENCIAL	15
2.5.2 - PERTURBAÇÃO DEVIDO À ATRAÇÃO LUNI-SOLAR	16
2.5.3 - PERTURBAÇÃO DEVIDO À PRESSÃO DE RADIAÇÃO	17
2.5.4 - MODELO DE PRESSÃO DE RADIAÇÃO PARA	
SATÉLITES GPS	19
2.5.4.1 - Modelagem Matemática	20

2.5.4.2 - Sistema de Coordenadas	20
2.5.4.3 - Forças de Pressão de Radiação	22
2.6 - SISTEMA DE REFERÊNCIA E TEMPO	22
CAPÍTULO 3 - PROCESSAMENTO DOS DADOS	24
3.1 - OS ARQUIVOS RINEX	24
3.2 - PROGRAMA MAPAOBS	25
3.3 - PROGRAMA OBS_RES	29
3.4 - PROGRAMA CUT_GEOSC	30
3.5 - PROGRAMA PARAM_CLOCK	31
3.6 - PROGRAMA DUPLO_NAV	31
3.7 - PROGRAMA CLOCK_OFFSET	32
3.8 - PROGRAMA CLOCK_AJUSMQ	32
3.9 - PROGRAMA GPS_NAV_TIME	33
3.10 - ARQUIVO SETUP	33
3.11 - PROGRAMA ODEM	35
CAPÍTULO 4 - MODELOS MATEMÁTICOS DE MEDIDAS	38
4.1 - MODELAGEM DA PSEUDO-DISTÂNCIA	38
4.2 - MODELAGEM POR SIMPLES DIFERENÇA	42
4.3 - CORREÇÃO DA IONOSFERA E TROPOSFERA	44
4.3.1 - MODELAGEM DA CORREÇÃO IONOSFÉRICA	44
4.3.2 - MODELAGEM DE CORREÇÃO TROPOSFÉRICA	47

4.4 - ALGORÍTMO DE ESTIMAÇÃO	49
CAPÍTULO 5 - TESTES E RESULTADOS	57
5.1 - CONDIÇÕES DO TESTE	57
5.2 - IMPACTO DA GEOMETRIA NA DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA	59
5.3 - TESTES NUMÉRICOS	61
5.3.1 - PSEUDO-DISTÂNCIAS	61
5.3.1.1 - Testes Realizados com Uma Passagem	62
5.3.1.2 - Testes Realizados com Duas Passagens	63
5.3.2 - SIMPLES DIFERENÇA DE PSEUDO-DISTÂNCIAS	63
CAPÍTULO 6 - CONCLUSÕES	71
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	74

LISTA DE FIGURAS

2.1 - Constelação NAVSTAR-GPS.....	6
2.2 - Planos orbitais no sistema NAVSTAR-GPS.....	7
2.3 - Estrutura do sinal.....	9
2.4 - Estrutura do arquivo de navegação.....	11
2.5 - Modelo cilíndrico da sombra da Terra.....	18
2.6 - Sistema de referência local do satélite.....	21
2.7 - Sistema de tempo NAVSTAR-GPS.....	23
3.1.a - Estrutura do cabeçalho do arquivo RINEX de observação.....	26
3.1.b - Estrutura do corpo do arquivo RINEX de observação.....	27
3.2 - Estrutura do arquivo RINEX de navegação.....	28
3.3 - Mapa do arquivo de observação.....	29
3.4 - Arquivo GEOSC.....	30
3.5 - Exemplo de arquivo SETUP.....	34
4.1 - Distância geométrica do receptor ao satélite no sistema inercial.....	40
4.2 - Observação simultânea de diferentes estações.....	43
5.1 - Mapa esquemático da localização das estações.....	60
5.2 - Erro de medida induzida pelo SA.....	66
5.3 - Gráfico de resíduos em função do tempo para o receptor de Fortaleza.....	67
5.4 - Gráfico de resíduos em função do tempo para o receptor de Santiago.....	68
5.5 - Gráfico de resíduos em função do tempo para a simples diferença	68

LISTA DE TABELAS

2.1 - Efeito das forças perturbadoras no satélite GPS.....	14
5.1 - Valores de a_0 para os dias corridos do ano de 1995.....	58
5.2 - Resultados para testes com uma passagem para o dia 147.....	64
5.3 - Resultados dos testes com duas passagens para os dias 147 e 148.....	65
5.4 - Resultados dos testes com simples diferença no sistema de referência inercial J2000.....	67
5.5 - Vetor de estado e elementos keplerianos no sistema de referência na data real.....	69
5.6 - Matriz de covariâncias do vetor de estado.....	69
5.7 - Matriz de covariâncias dos elementos keplerianos.....	70

RESUMO

Neste trabalho são desenvolvidos dois métodos para a determinação de órbitas regionais dos satélites NAVSTAR-GPS, utilizando basicamente as pseudo-distâncias para o processamento. Os dados utilizados são de uma rede de pontos abrangendo a América do Sul, rastreados durante a campanha do SIRGAS (Sistema de Referência Geocêntrico da América do Sul) no mês de maio de 1995.

A determinação da órbita regional é feita a partir dos elementos keplerianos de um satélite, para um instante inicial, retirados do arquivo RINEX e transformados para o sistema inercial. No processamento, através dos mínimos quadrados seqüencial, estima-se além do vetor de estado, os elementos keplerianos, os coeficientes de deriva dos relógios do satélite e dos receptores e o coeficiente de pressão de radiação solar. Pode-se opcionalmente estimar a localização dos receptores GPS.

ABSTRACT

In this work two methods are developed for the determination of regional orbits of NAVSTAR-GPS satellites, by using pseudorange for processing. The used data are a network of points covering South America; these points were tracked during SIRGAS campaign (System of Geocentric Reference in South America), in May 1995.

The determination of regional orbit is derived from keplerian elements of a satellite, for an initial instant, they were taken from RINEX file and changed to the inertial system. In the processing by means of sequential least squares, it is estimated besides the state vector, the keplerian elements, the drift of clock coefficients both the satellites and the receiver and the solar radiation pressure coefficient. One can also estimate where GPS receivers are located.

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO

A determinação de órbitas dos satélites NAVSTAR-GPS tem sido tema para vários estudos realizados devido à importância deste sistema de posicionamento no contexto científico atual. Esta determinação pode ser global ou regional, conforme o alcance da rede de estações envolvidas no processamento. Inúmeros trabalhos sobre determinação destas órbitas existem na literatura científica, dentre os quais citam-se: Lichten e Border (1987), Andersen e Hauge (1989), Santos et al. (1995).

Lichten e Border (1987), utilizaram técnicas de simples e dupla diferença para eliminar os erros contidos nas pseudo-distâncias, modeladas pelas fases da portadora. Utilizaram também uma combinação dos códigos com as fases para refinar os resultados. Os dados foram rastreados por uma rede regional distribuída pela América do Norte.

Andersen e Hauge (1989), utilizaram um programa chamado GEOSAT, que trabalha não somente com dados de distâncias e fases, mas também com medidas Doppler, para o cálculo das pseudo-distâncias utilizadas no processamento. As estações de rastreamento, em número de dez, estão distribuídas pela América do Norte, Europa e Ásia, as quais fazem parte da CIGNET (Cooperative International GPS Network).

Santos et al. (1995), estimam, juntamente com os parâmetros orbitais, as coordenadas das estações terrestres. As estações de rastreamento são distribuídas no continente norte-americano para determinar órbitas regionais.

Neste trabalho são desenvolvidos dois métodos para a determinação de órbitas regionais dos satélites NAVSTAR-GPS, utilizando basicamente as

pseudo-distâncias para o processamento. Os dados utilizados são de uma rede de pontos abrangendo a América do Sul, rastreados durante a campanha do SIRGAS (Sistema de Referência Geocêntrico da América do Sul) no mês de maio de 1995.

A determinação da órbita regional é feita a partir dos elementos keplerianos de um satélite, para um instante inicial, retirados do arquivo RINEX e transformados para o sistema inercial. No processamento são estimados, além do vetor de estado e dos elementos keplerianos, os coeficientes de deriva do relógio do satélite e dos receptores e o coeficiente de pressão de radiação solar. Pode-se opcionalmente estimar a localização dos receptores GPS.

Para o processamento dos dados, realizou-se uma adaptação do programa ODEM, desenvolvido por Kuga e Gill (1994), o qual foi concebido para a determinação e propagação de órbitas de satélites de estrutura regular, o que não é o caso dos satélites NAVSTAR-GPS. Para a utilização deste programa existe a necessidade de um pré-processamento dos dados, para que sejam selecionadas adequadamente as passagens para cada estação, eliminando dados dispersos que se encontrem no arquivo RINEX. Os resultados de determinação de órbita são apresentados em vetor de estado e elementos keplerianos, juntamente com suas matrizes de covariâncias. Dentro do mesmo programa, podem ser realizadas previsões orbitais com passo e período de integração à escolha do usuário.

O presente trabalho está estruturado da seguinte maneira:

No Capítulo 2 os fundamentos do Sistema GPS e suas mensagens enviadas, além do movimento orbital destes satélites, mostrando as perturbações

a que estão sujeitos, e o sistema de referência e tempo deste sistema, são abordados de forma sucinta.

No Capítulo 3 descrevem-se os programas desenvolvidos para o pré-processamento dos dados e determinação da órbita dos satélites.

O desenvolvimento matemático utilizado no trabalho é apresentado no Capítulo 4, descrevendo isoladamente tanto as modelagens da pseudo-distância, da simples diferença de pseudo-distâncias e do método de estimação, como também as das correções atmosféricas.

No Capítulo 5 são descritos os testes realizados e seus respectivos resultados.

Finalmente, no Capítulo 6 tecem-se alguns comentários e conclusões sobre os resultados obtidos.

CAPÍTULO 2 - NAVSTAR - GPS

Com o lançamento do satélite SPUTNIK I (1957), sinais de rádio transmitidas por satélites artificiais começaram a ser utilizados em navegação. Na Universidade John Hopkins, cientistas perceberam que nas transmissões de rádio havia um efeito Doppler e fizeram uma comparação deste efeito com a distância entre a fonte emissora e a receptora destes sinais. Para determinar a órbita do satélite, foram ocupados pontos de coordenadas conhecidas e em seguida foi percebido que poderia ser feito o contrário, isto é, determinar as coordenadas de um ponto na superfície terrestre conhecendo-se a órbita dos satélites, o que caracterizou o uso do efeito Doppler no posicionamento de pontos em Terra (Andrade, 1988).

Os estudos avançaram e em 1964 entrou em operação o sistema TRANSIT, desenvolvido em conjunto pela Marinha Norte Americana e Laboratório de Física Aplicada da Universidade John Hopkins, o qual foi colocado a disposição para uso civil em 1967, gerando grande interesse para aplicações em geodésia (Seeber, 1993). Um posterior avanço foi a concepção do Sistema GPS, o qual será descrito a seguir.

2.1 O SISTEMA GPS

Criado inicialmente com fins militares, o sistema NAVSTAR-GPS (NAVigation System with Time And Ranging-Global Positioning System) resultou da união de dois programas norte americanos desenvolvidos na década de 60. O TIMATION (Time Navigation) da Marinha Norte Americana e o projeto 621-B da Força Aérea Norte Americana (Gemael, 1991). O sistema foi projetado para ter as seguintes características:

- precisão para posicionamento da ordem do centímetro;
- determinação exata de velocidade e tempo;
- disponibilidade contínua de dados de navegação;
- base para estabelecimento de um referencial global;
- cobertura global e regional;
- potencial generalizado de navegação para minimizar a proliferação de sistemas para fins especiais ou de cobertura regional (Andrade, 1988).

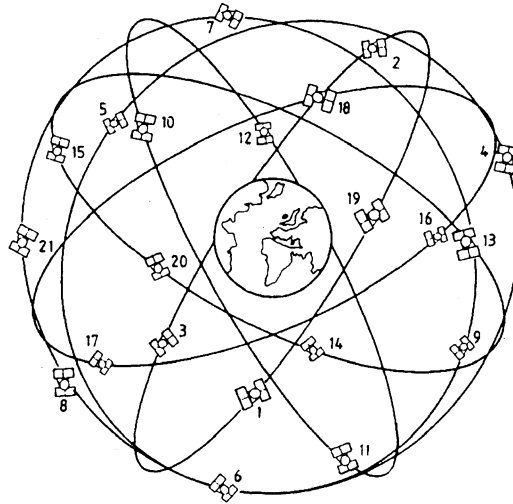


Figura 2.1 - Constelação NAVSTAR-GPS

fonte: Seeber (1993)

Concluída em 1994, a constelação de satélites do sistema GPS (figura 2.1) é caracterizada por:

- a) número : 24 satélites;
- b) planos orbitais : seis, definidos por letras de A até F (figura 2.2);
- c) altura da órbita : 20.200 km;
- d) período : 12 horas;
- e) excentricidade : 0,05;
- f) inclinação do plano orbital : 55°;
- g) relógio de bordo : atômico com estabilidade de 10^{-13} ;
- h) portadoras de rádio frequência de 1228 Mhz e 1575Mhz;
- i) potência de 450 W;
- j) visibilidade contínua;
- l) semi-eixo maior da órbita de 26.600 km;
- m) posição orbital dos satélites indicada pelo seu número de posição em cada plano orbital;

- n) distância entre planos orbitais de 60° em ascensão reta do nodo ascendente;
- o) posição de um satélite em um plano orbital definida pelo *argumento da latitude*, $u = \omega + \nu$, ou pela anomalia média M para uma dada época.

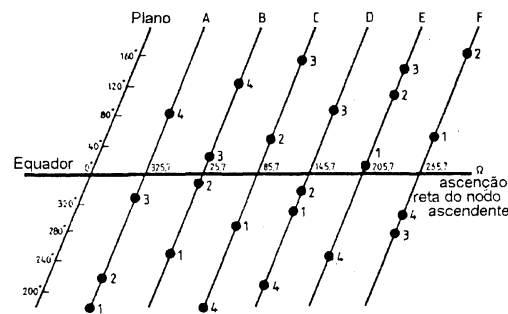


Figura 2.2 - Planos orbitais do sistema NAVSTAR-GPS

fonte: Seeber (1993)

O sistema pode ser dividido em três segmentos: espacial, de controle e usuário. O segmento espacial é compreendido pelos satélites propriamente ditos, os quais são agrupados em três blocos. Os satélites do Bloco I são os chamados *satélites de desenvolvimento*. Foram os primeiros a serem lançados, em número de onze, entre 1978 e 1985. Ocupavam dois planos orbitais com inclinação de 63° . Atualmente, os últimos satélites deste bloco estão sendo desativados, dando lugar a satélites de outros blocos. Os satélites do Bloco II ou *satélites de produção*, começaram a ser lançados a partir de 1989, para ocuparem os seis planos orbitais com inclinações de aproximadamente 55° . Os satélites do Bloco IIR, ou *satélites de reposição*, estão sendo colocados em órbita em substituição

aos satélites do Bloco II. Dois destes satélites do Bloco IIR têm a bordo um sistema para medir a distância entre eles e calcular suas efemérides automaticamente (Seeber, 1993).

O segmento de controle é formado por cinco estações de monitoramento, três antenas terrestres e uma central de processamento. As estações de monitoramento recebem as informações dos satélites, bem como informações meteorológicas, enviando-as para a central de processamento, a qual, de posse destes dados, calcula as efemérides dos satélites e, por intermédio das antenas terrestres, transferem estas informações aos satélites. Isto faz com que as efemérides dos satélites sejam constantemente atualizadas. Cada satélite, em sua mensagem de navegação, fornece a atualização destas efemérides para cada hora (Paiva, 1988; Seeber, 1993).

O segmento do usuário é formado pelo receptor GPS propriamente dito, formado pelo equipamento e pela antena de rastreamento.

2.2 ESTRUTURA DO SINAL

O sinal enviado pelos satélites NAVSTAR-GPS é formado pela combinação de uma portadora e um código binário (figura 2.3). Na verdade são duas portadoras distintas, L1 e L2, com frequências de 1575,42 Mhz e 1227,60 Mhz, respectivamente (Seeber 1993), as quais transportam dois códigos diferentes, P (*precision*), com uma frequência de 10,23 Mbps (mega bits por segundo) e C/A (*coarse acquisition*), com uma frequência de 1,023 Mbps. O código P fornece dados para uma navegação de alta precisão, sendo de uso

restrito, enquanto o código C/A, de uso geral, fornece precisão muito abaixo da precisão obtida com o código P.

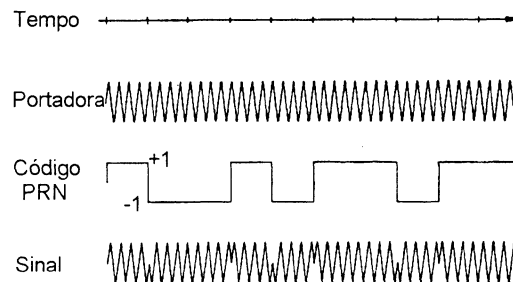


Figura 2.3 - Estrutura do sinal

fonte: Seeber (1993)

2.3 ARQUIVO RINEX

Desenvolvido pelo Instituto Astronômico da Universidade de Berna, o "Receiver Independent Exchange Format" RINEX teve como propósito inicial facilitar o intercâmbio de dados NAVSTAR-GPS coletados durante a campanha "EUREF 89", feita na Europa, a qual envolvia mais que 60 receptores de quatro fabricantes diferentes (Seeber, 1993). Foi posteriormente adotado como padrão para campanhas similares.

Os arquivos RINEX dividem-se em três tipos:

- arquivo de dados de navegação;
- arquivo de dados de observação;

- arquivo de dados meteorológicos.

Cada arquivo consiste de uma seção de cabeçalho e uma seção de dados. O cabeçalho contém informações gerais sobre o arquivo, sendo localizado em seu início. Para cada linha do cabeçalho existe um rótulo nas colunas 61 a 80 identificando as informações ali contidas.

Cada arquivo de dados RINEX contém em geral informações de uma estação e de uma sessão. Existe a possibilidade destes dados serem de locais ocupados por um receptor em movimento, ocupando várias estações, se for utilizado um método rápido-estático ou cinemático.

Para maior facilidade de aquisição dos dados para este projeto, optou-se pelo uso dos dados neste formato, o qual, por ter saída em formato de texto ASCII facilita a visualização e tratamento dos mesmos.

2.4 MENSAGENS DOS SATÉLITES NAVSTAR-GPS

As mensagens enviadas pelos satélites NAVSTAR-GPS e decodificadas no arquivo RINEX dividem-se nos tres tipos anteriormente citados: navegação, observação e dados meteorológicos. Para este trabalho serão vistas apenas as mensagens de dados de navegação e de dados de observação.

2.4.1 MENSAGEM DE NAVEGAÇÃO

Este tipo de arquivo contém informações referentes a cada satélite tais como os parâmetros de correção do relógio do satélite, seus *elementos*

keplerianos e variações, parâmetros de correção da ionosfera, época de envio dos dados, além de outras informações de correções (Seeber, 1993).

Os dados GPS são enviados em quadros com duração de 30 segundos. Cada quadro de dados subdivide-se em cinco sub-quadros de 6 segundos, tendo cada um destes 10 palavras de 30 bits cada, conforme mostra a figura 2.4. O quadro de navegação divide-se em três blocos:

Bloco I : 1º sub-quadro e contém os parâmetros do relógio;

Bloco II : 2º e 3º sub-quadros e contém as efemérides necessárias para o cálculo da posição do satélite;

Bloco III : 4º e 5º sub-quadros e contém um almanaque com informações sobre todos os satélites disponíveis no sistema GPS, além das correções para ionosfera e informações para usuários autorizados.

Os três primeiros sub-quadros repetem-se a cada 30 segundos, enquanto os outros dois somente são completados para cada 12,5 minutos.

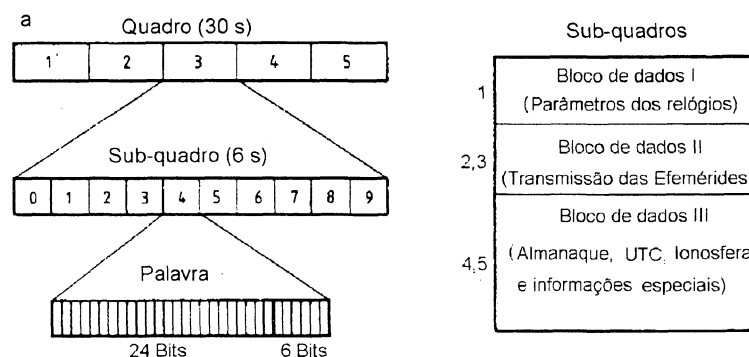


Figura 2.4 - Estrutura do arquivo de navegação

fonte: Seeber (1993)

2.4.2 MENSAGEM DE OBSERVAÇÃO

O arquivo de observação é composto de valores de *pseudo-distâncias* e valores de medidas das portadoras, além do valor da deriva do relógio do receptor. As *pseudo-distâncias* são calculadas a partir do tempo de percurso do sinal até a antena do receptor, multiplicado pela velocidade do sinal. Este valor é igual à distância geométrica acrescida de erros provenientes do não sincronismo entre os relógios do receptor e do satélite, deriva do relógio do satélite, erros provenientes de efeitos na ionosfera e troposfera e outros. Os valores de medidas das portadoras são apresentados em quantidade de comprimentos de onda. Devido a distância ser maior que um valor múltiplo do comprimento das ondas L1 e L2, existe a necessidade de determinar o valor das ambiguidades, que são exatamente o número de comprimentos de onda completos desde o satélite até a antena do receptor. Esta determinação pode ser feita com o auxílio das medidas tomadas com os códigos P e C/A, que dão valores aproximados desta distância.

2.5 MOVIMENTO ORBITAL DOS SATÉLITES NAVSTAR-GPS

A determinação e propagação de órbitas de satélites artificiais, juntamente com suas observações e técnicas de ajustamento são de fundamental importância à geodésia. A qualidade dos resultados obtidos depende diretamente da acuracidade na determinação destas órbitas. No caso específico dos satélites NAVSTAR-GPS, para se alcançar uma precisão de posicionamento na superfície

terrestre de 1 cm, necessita-se uma precisão de poucos metros na determinação da posição do satélite em sua órbita. Deste modo, é necessário o conhecimento de movimento orbital, incluindo as perturbações atuantes sobre os satélites.

O movimento de um satélite afasta-se da órbita kepleriana, ou elíptica, devido ao fato de o satélite sofrer a ação de várias forças externas, alterando sua trajetória. Estas forças, ou perturbações, podem ser divididas em dois grupos: as gravitacionais e as não gravitacionais. No primeiro grupo figuram as perturbações devido à não esfericidade da Terra, à atração de corpos externos ao sistema (atração luni-solar), e às marés oceânicas e terrestres. No segundo grupo estão as perturbações devido ao arrasto atmosférico e à pressão de radiação solar, direta e indireta.

Levando-se em conta estas perturbações, a equação do movimento do satélite é:

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{GM}{|\vec{r}|^3}\vec{r} + \ddot{\vec{r}}_T, \quad (2.1)$$

sendo $\ddot{\vec{r}}_T = \ddot{\vec{r}}_G + \ddot{\vec{r}}_{LS} + \ddot{\vec{r}}_{PR} + \ddot{\vec{r}}_M + \ddot{\vec{r}}_A$, onde $\ddot{\vec{r}}_G$ é a perturbação devido ao geopotencial, $\ddot{\vec{r}}_{LS}$ é devido à atração luni-solar, $\ddot{\vec{r}}_{PR}$ é devido à pressão de radiação, $\ddot{\vec{r}}_M$ é devido às marés terrestres e oceânicas, e $\ddot{\vec{r}}_A$ é devido ao arrasto atmosférico.

A tabela 2.1 mostra o efeito das perturbações na órbita do satélite GPS.

Tabela 2.1 - Efeito das forças perturbadoras no satélite GPS

Fonte	Aceleração (m/s ²)	Perturbação após um arco de 3 horas	Perturbação após um arco de 2 dias
Não esfericidade da			
Terra:	0,56		
a) C ₂₀	5×10^{-5}	≈ 2 km	≈ 14 km
b) Outros harmônicos	3×10^{-7}	5 - 80 m	100 - 1500 m
Atração Luni-Solar	5×10^{-6}	5 - 150 m	1000 - 3000 m
Marés:			
a) Terrestre	1×10^{-9}	-	0.5 - 1.0 m
b) Oceânica	1×10^{-9}	-	0.0 - 2.0 m
Pressão de radiação			
solar	1×10^{-7}	5 - 10 m	100 - 800 m
Albedo	1×10^{-9}		1.0 - 1.5 m

FONTE: King et al., 1985

No caso específico dos satélites NAVSTAR-GPS, as perturbações que atuam de forma sensível sobre eles são devidas ao geopotencial, atração luni-solar e pressão de radiação.

2.5.1 PERTURBAÇÃO DEVIDO AO GEOPOTENCIAL

A força de atração gravitacional específica sobre um corpo situado fora de sua distribuição de potencial (R) é dada pelo seu gradiente, portanto a perturbação do geopotencial sobre o movimento de um satélite é dada por:

$$\ddot{\mathbf{r}}_G = \frac{\partial \mathcal{R}}{\partial \mathbf{r}}, \quad (2.2)$$

onde o potencial R é dado por (Silva e Ferreira, 1984):

$$R(r, \lambda, \psi) = \frac{GM}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a_e}{r} \right)^n [C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda] P_{nm}(\sin \psi) \quad (2.3)$$

onde r é o raio vetor do satélite, a_e é o raio equatorial, λ e ψ são a longitude e a latitude do satélite, C_{nm} e S_{nm} são os coeficientes dos harmônicos esféricos, e P_{nm} são as funções associadas de Legendre.

Na modelagem de órbitas dos satélites NAVSTAR-GPS, para pequenos arcos de até 4 horas é suficiente utilizar os coeficientes n e m até o grau e ordem 4. Para arcos maiores, com algumas revoluções, é requerido o uso dos coeficientes até o grau e ordem 8, podendo ser utilizado até o grau e ordem 12 (Reigberg et al., 1992). Dentre os coeficientes utilizados, um deles merece destaque, o C_{20} , o qual tem uma ordem de magnitude 10^3 maior do que qualquer outro coeficiente utilizado. Ele representa o achatamento terrestre e produz variações seculares no *argumento do perigeu* (ω), *nodo ascendente* (Ω) e *anomalia média* (M), e periódicas em todos os elementos keplerianos.

2.5.2 PERTURBAÇÃO DEVIDO À ATRAÇÃO LUNI-SOLAR

A ação gravitacional de um terceiro corpo (Sol ou Lua) sobre um satélite, pode ser dado pela equação do problema reduzido dos três corpos, sendo um deles (o satélite) de massa desprezível em relação aos outros. A aceleração devida à esta perturbação é dada por (Silva e Ferreira, 1984):

$$\ddot{\vec{r}}_{Ls} = -GM_s \left[\frac{(\vec{r} - \vec{r}_s)}{|\vec{r} - \vec{r}_s|^3} + \frac{\vec{r}_s}{|\vec{r}_s|^3} \right] - GM_L \left[\frac{(\vec{r} - \vec{r}_L)}{|\vec{r} - \vec{r}_L|^3} + \frac{\vec{r}_L}{|\vec{r}_L|^3} \right], \quad (2.4).$$

sendo M_s e M_L as massas do Sol e da Lua, respectivamente. Os vetores geocêntricos do Sol (\vec{r}_s) e da Lua (\vec{r}_L) podem ser obtidos interpolando valores obtidos em almanaques de efemérides, como por exemplo o almanaque produzido pelo *Jet Propulsion Laboratory (JPL)*, Pasadena, Califórnia. O vetor \vec{r} é referente à posição do satélite no instante dado.

A magnitude da perturbação devido à atração luni-solar é da ordem de $5 \times 10^{-6} \text{ m/s}^2$. Se o efeito desta perturbação for ignorada, pode-se atingir erros de posicionamento da ordem de 1 a 3 km em 2 dias. Após um período de 3 horas, pode haver um erro de 5 a 150 metros na direção de cada eixo do sistema de referência local do satélite (King et al, 1985).

2.5.3 PERTURBAÇÃO DEVIDO À PRESSÃO DE RADIAÇÃO

A perturbação devido à pressão de radiação tem duas componentes, a direta e a indireta, ou albedo. A componente direta é proporcional à área da superfície efetiva do satélite, à reflectividade da superfície e ao fluxo solar, e inversamente proporcional à velocidade da luz e ao quadrado da distância entre o satélite e o Sol. Um modelo simplificado para o cálculo da aceleração devido à pressão de radiação direta para um satélite é dada por :

$$\ddot{\vec{r}}_{PR} = \nu P_s C_R \frac{A}{m} \frac{\vec{r}_s^2}{|\vec{r} - \vec{r}_s|^3} \left(\frac{\vec{r} - \vec{r}_s}{|\vec{r} - \vec{r}_s|} \right), \quad (2.5)$$

onde ν é o fator de eclipse, o qual assume o valor $\nu=0$ para um satélite no cone de sombra da Terra, $\nu=1$ para um satélite iluminado, e $0 < \nu < 1$ para um satélite na região da penumbra. P_s é a constante solar ($P_s = 4.65 \times 10^{-5} \text{ dyn/cm}^2$), C_R é o coeficiente de reflectividade do satélite e A/m é a razão da área pela massa do satélite (Kuga e Gill, 1994).

Para um satélite NAVSTAR-GPS a magnitude desta perturbação é da ordem de 10^{-7} m/s^2 . Dependendo da orientação da órbita em relação ao Sol esta perturbação pode provocar um erro de 100 até 800 metros em relação à órbita verdadeira após três dias. Arcos de poucas horas podem sofrer perturbações de 5 a 10 metros (Seeber, 1993).

As grandes dificuldades de definir um modelo que mais se aproxime da realidade para um satélite NAVSTAR-GPS são:

- o valor da "constante" solar não é constante;
- definir um modelo para a passagem pela penumbra da Terra;
- o satélite NAVSTAR-GPS não tem um C_R único;

- a área efetiva de ação da pressão de radiação é variável.

O valor da constante solar pode variar cerca de 7% ao ano, mas este problema pode ser solucionado com observações da atividade solar.

Um modelo cilíndrico para a área de sombra da Terra pode ser utilizado. O problema gerado neste caso é uma instabilidade no processo de integração numérica devido à discontinuidade gerada na entrada e saída da região de sombra. Um “fator regularizador” pode ser aplicado ao valor de v para suavizar esta descontinuidade (King et al, 1985)

De acordo com a figura 2.5, o satélite terá influência da pressão de radiação se:

$$D = \vec{r}\hat{r}_s = 0, \quad (2.6)$$

e estará na sombra se:

$$D < 0 :$$

$$|\vec{S}_c| = |\vec{r} - D\hat{r}_s| < a_e, \quad (2.7)$$

onde a_e é o semieixo maior do corpo gerador da sombra (Terra) e \hat{r}_s é o vetor unitário do Sol.

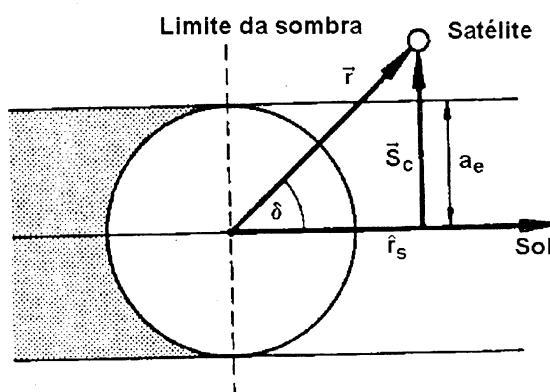


Figura 2.5 - Modelo cilíndrico da sombra da Terra

Fonte: Seeber, 1993

A parte refletida da radiação solar pela superfície terrestre causa a pressão de radiação indireta, ou *albedo*. Esta parcela é de difícil modelagem devido à variação na distribuição de terras, mares e nuvens, mas em geral é menor do que 10 % da pressão direta de radiação. Para os satélites NAVSTAR-GPS, este valor é estimado entre 1 e 2 % (King et al., 1985). Deste modo seu efeito torna-se negligenciável para a modelagem de órbitas, a não ser para órbitas com arcos muito grandes.

2.5.4 MODELO DE PRESSÃO DE RADIAÇÃO PARA SATÉLITES GPS

A modelagem da perturbação na órbita devida à pressão de radiação para um satélite GPS merece uma atenção especial, pois a estrutura destes satélites torna-a complexa. Devido a isto, não pode-se considerar a área da seção transversal como constante, tornando necessária uma modelagem específica, considerando o satélite com várias superfícies, as quais são tratadas como planos ou cilindros.

Com esta finalidade, Fliegel e Gallini, 1989, desenvolveram um modelo de pressão de radiação para os satélites do Bloco I, denominado ROCK 4, e outro para os satélites do Bloco II, denominado ROCK 42. Outra versão foi criada por Fliegel et al.(1992), considerando a radiação térmica e as características óticas das diferentes superfícies que compõem o corpo do satélite, além de outras atualizações. Uma característica importante destes modelos é a que considera os satélites orientados para o Sol, mantendo os painéis solares normais ao plano que contém o Sol, a Terra e o próprio satélite.

2.5.4.1 Modelagem Matemática

A aceleração devida à pressão de radiação sobre um satélite GPS é dada de forma genérica por (Ferreira e Kuga, 1995):

$$\ddot{\mathbf{r}}_{PR} = \nu \left[\frac{\gamma}{m} (G_x F_x \hat{X} + G_z F_z \hat{Z}) + Y_b \hat{Y} \right], \quad (2.8)$$

onde ν é o fator de eclipse, \hat{X} , \hat{Y} , \hat{Z} são os vetores unitários no sistema de eixos fixos no satélite, γ , G_x , G_z são os fatores de escala com valores nominais próximos de 1, Y_b é o “bias” da aceleração, m é a massa do satélite e F_x e F_z são as componentes da força de pressão de radiação em relação aos eixos X e Z, respectivamente.

2.5.4.2 Sistema de Coordenadas

O modelo ROCK 42 é expresso em relação a um sistema de referência fixo no satélite (figura 2.6), sendo o eixo Z orientado positivamente na direção da Terra, o eixo X positivo no sentido do plano que contém o Sol, plano este formado pelos eixos X e Z. O eixo Y completa o sistema destrógiro, localizado sobre o eixo de sustentação dos painéis solares.

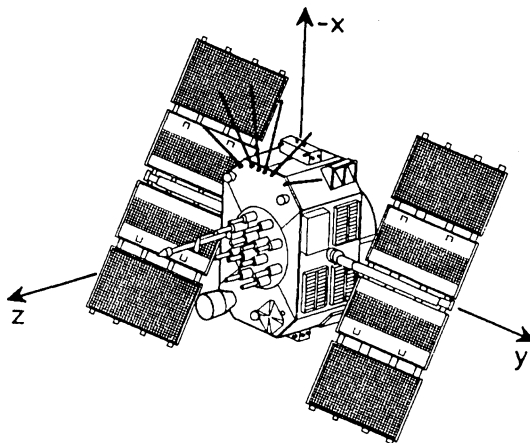


Figura 2.6 - Sistema de referência local do satélite

Fonte : Seeber, 1993

A definição matemática dos eixos é dada por:

$$\hat{Z} = -\frac{\vec{r}}{r}, \quad (2.9)$$

$$\hat{Y} = \frac{\hat{Z} \times \hat{r}_s}{|\hat{Z} \times \hat{r}_s|}, \quad (2.10)$$

$$\hat{X} = \hat{Y} \times \hat{Z}, \quad (2.11)$$

onde \vec{r} é o raio vetor do satélite no sistema inercial J2000, \hat{r}_s é o vetor unitário do Sol no sistema inercial.

2.5.4.3 Forças de Pressão de Radiação

Para a modelagem das forças de pressão de radiação utilizadas na equação (2.8), a versão T20 do modelo ROCK 42 será utilizada, onde as componentes em relação aos eixos X e Z em unidades de 10^{-5} N serão:

$$F_x = -896 \sin \psi + 0.16 \sin 3\psi + 0.10 \sin 5\psi - 0.07 \sin 7\psi, \quad (2.12)$$

$$F_z = -843 \cos \psi, \quad (2.13)$$

onde ψ é o ângulo entre o eixo +Z e o Sol, sendo definido por:

$$\psi = \cos^{-1}(\hat{Z} \cdot \hat{r}_s). \quad (2.14)$$

2.6 SISTEMA DE REFERÊNCIA E DE TEMPO

O sistema de referência utilizado pelo sistema NAVSTAR-GPS é conhecido como WGS-84 (World Geodetic System - 84). Trata-se de um sistema baseado em um elipsóide geocêntrico, sendo um sistema de referência não inercial. Suas características principais são (Seeber,1993):

- semieixo maior (a): 6378137 metros;
- achatamento (f): 1/ 298.257223563;
- velocidade angular (ω): 7.292115×10^{-5} rad / s;
- constante gravitacional (GM): $398600.5 \text{ km}^3 / \text{s}^2$;

- segundo coeficiente do zonal normalizado (C_{20}) : $-484.16685 \times 10^{-6}$.

Na modelagem de órbitas de satélites, utiliza-se um sistema de referência inercial. Devido a isto, os elementos keplerianos retirados do arquivo RINEX, que estão em um sistema não inercial, devem ser corrigidos. Isto é feito acrescentando o valor do *GAST* (Greenwich Apparent Sideral Time) ao valor de Ω dado.

O sistema de tempo GPS utiliza uma escala particular. Ela diferencia-se da escala UTC (Tempo Universal Coordenado) por um número inteiro de segundos (figura 2.7). Este número começou em zero no dia 5 de janeiro de 1980 e em 1991 atingia o valor de 7 segundos. Ambas as escalas são conceitualmente atômicas, sendo que a diferença entre elas é devido à desaceleração na velocidade de rotação que a Terra vem sofrendo (Seeber, 1993).

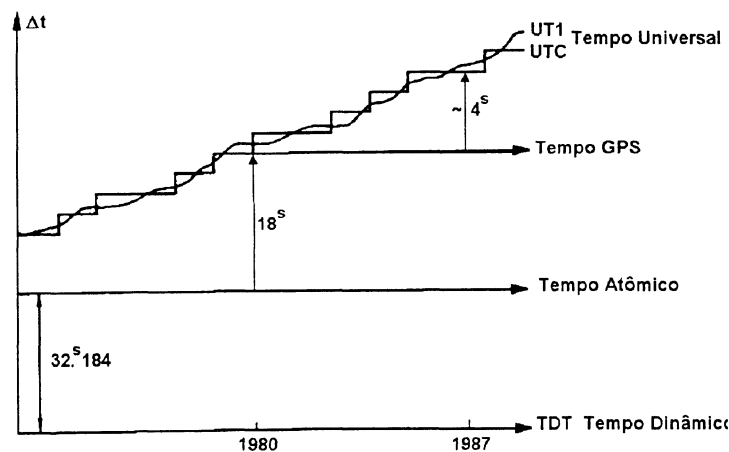


Figura 2.7 - Sistema de tempo NAVSTAR-GPS

Fonte : Seeber, 1993

A contagem dos dias baseia-se no número de semanas GPS, que é o número de semanas desde o dia 05 de janeiro de 1980. Este número varia de 0 até 1023, ou seja aproximadamente 20 anos, então o número é zerado novamente e começa uma nova numeração (Andrade, 1988).

CAPÍTULO 3 - PROCESSAMENTO DOS DADOS

Neste capítulo serão vistos os passos necessários para o tratamento dos dados, desde a coleta nos arquivos RINEX até a criação dos arquivos de entrada no programa de determinação de órbita. Os programas a seguir foram desenvolvidos em linguagem FORTRAN.

3.1 OS ARQUIVOS RINEX

Conforme visto na seção 2.3, os arquivos RINEX dividem-se em navegação, observação e dados meteorológicos, os quais tem duas seções distintas: cabeçalho e corpo de dados.

No cabeçalho, conforme a figura 3.1.a, as colunas 61 até 80 são reservadas para um rótulo que define qual o tipo de informação existe na linha corrente. O formato RINEX tem uma certa liberdade na disposição dos dados em seu cabeçalho, tendo apenas três regras a serem seguidas obrigatoriamente:

- a linha que informa a versão do RINEX e o tipo de informação do arquivo (navegação, observação ou meteorológico) deve ser a primeira do arquivo;
- a linha que define o tipo de gravação “*default*” para os comprimentos de onda para as portadoras L1 e L2 (se presente) deve anteceder a linha que define os tipos de gravação para cada satélite individualmente;
- a linha que define o número de satélites do arquivo deve anteceder a linha que fornece o tipo de informações referentes a cada satélite.

Alguns ítems do cabeçalho são opcionais, podendo ser omitidos na sua criação. Para os ítems obrigatórios, se não houverem dados para preenchê-los, as lacunas são ocupadas por zeros ou espaços em branco. Entre os ítems opcionais, no arquivo de observação destaca-se a deriva do relógio do receptor, o qual é de fundamental importância para o trabalho proposto pois o algoritmo utilizado para a determinação de órbita fará a estimação deste parâmetro.

A estrutura dos arquivos de navegação e observação estão demonstrados nas figuras 3.1.a, 3.1.b, e 3.2, ao passo que os dados meteorológicos não são mostrados neste trabalho, visto que não tem uma aplicação direta no método desenvolvido.

Com a finalidade de fazer um tratamento dos dados de navegação e de observação, foram criados programas auxiliares, os quais serão descritos a seguir.

3.2 PROGRAMA MAPAOBS

Este programa lê o arquivo de observação e verifica, em intervalos de 10 minutos, quais satélites foram rastreados, apresentando-os em um mapa de saída em formato ASCII (figura 3.3). A importância deste programa está na facilidade de encontrar em um arquivo o instante aproximado de entrada e saída de um satélite no cone de visibilidade do receptor. Deste modo a busca dos dados se faz de maneira direta, evitando uma busca manual. No arquivo, as primeiras cinco colunas fornecem a época (ano, mes, dia, hora e minuto). As demais colunas mostram os satélites rastreados. O símbolo (*) informa que o satélite foi rastreado, ao passo que o (.) informa o contrário.

TABLE A1 OBSERVATION DATA FILE - HEADER DESCRIPTION		
HEADER LABEL (Columns 61-80)	DESCRIPTION	FORMAT
RINEX VERSION / TYPE	- Format version (2) - File type ('O' for Observation Data) - Satellite System: blank or 'G': GPS 'R': GLONASS 'T': GNSS Transit 'M': Mixed	16,14X, A1,19X, A1,19X
PGM / RUN BY / DATE	- Name of program creating current file - Name of agency creating current file - Date of file creation	A20, A20, A20
* COMMENT	Comment line(s)	A60 *
MARKER NAME	Name of antenna marker	A60
* MARKER NUMBER	Number of antenna marker	A20 *
OBSERVER / AGENCY	Name of observer / agency	A20,A40
REC # / TYPE / VERS	Receiver number, type, and version (Version: e.g. Internal Software Version)	3A20
ANT # / TYPE	Antenna number and type	2A20
APPROX POSITION XYZ	Approximate marker position (WGS84)	3F14.4
ANTENNA: DELTA H/E/W	- Antenna height: Height of bottom surface of antenna above marker - Eccentricities of antenna center relative to marker to the east and north (all units in meters)	3F14.4
WAVELENGTH FACT L1/2	- Wavelength factors for L1 and L2 1: Full cycle ambiguities 2: Half cycle ambiguities (squaring) 0 (in L2): Single frequency instrument - Number of satellites to follow in list 0: Default wavelength factors. Max 7. If more than 7 satellites: Repeat record. - List of PRNs (satellite numbers)	216, 16, 7(3X,A1,I2)
# / TYPES OF OBSERV	- Number of different observation types stored in the file - Observation types The following observation types are defined in RINEX Version 2: L1, L2: Phase measurements on L1 and L2 C1 : Pseudorange using C/A-Code on L1 C2 : Pseudorange using C/A-code on L1 and P2-P1 code P1, P2: Pseudorange using P-Code on L1,L2 D1, D2: Doppler frequency on L1 and L2 T1, T2: Transit Integrated Doppler on 150 (T1) and 400 KHz (T2) Units : Phase : full cycles Pseudorange : meters Doppler : Hz Transit : cycles The sequence of the types in this record has to correspond to the sequence of the observations in the observation records	16, 9(4X,A2)
* INTERVAL	# Observation interval in seconds	16 *
TIME OF FIRST OBS	Time of first observation record year (4 digits), month,day,hour,min,sec	516,F12.6
* TIME OF LAST OBS	Time of last observation record year (4 digits), month,day,hour,min,sec	516,F12.6 *
* # OF SATELLITES	Number of satellites, for which observations are stored in the file	16 *
* PRN / # OF OBS	PRN (sat.number), number of observations for each observation type indicated in the "# / TYPES OF OBSERV" - record. This record is repeated for each satellite present in the data file	3X,A1,I2,916 *
END OF HEADER	Last record in the header section.	60X

Figura 3.1.a - Estrutura do cabeçalho do arquivo RINEX de observação

Fonte : Gurtner e Mader, 1990

TABLE A2 OBSERVATION DATA FILE - DATA RECORD DESCRIPTION		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
EPOCH/SAT or EVENT FLAG	<ul style="list-style-type: none"> - Epoch : year (2 digits), month, day, hour, min, sec - Epoch flag 0: OK <ul style="list-style-type: none"> 1: power failure between previous and current epoch >1: Event flag - Number of satellites in current epoch - List of PRNs (sat. numbers) in current epoch If more than 12 satellites: Continued in next line with n(A1, I2) - receiver clock offset (seconds, optional) (GPS time = receiver time - offset) <p>If EVENT FLAG record (epoch flag > 1):</p> <ul style="list-style-type: none"> - Event flag: <ul style="list-style-type: none"> 2: start moving antenna 3: new site occupation (end of kinem. data) (at least MARKER NAME record follows) 4: header information follows 5: external event (epoch is significant) 6: cycle slip records follow to optionally report detected and repaired cycle slips (same format as OBSERVATIONS records; slip instead of observation; LLI and signal strength blank) - "Number of satellites" contains number of records to follow 	S13, F11.7, I3, 12(A1, I2), F12.9
OBSERVATIONS	<ul style="list-style-type: none"> - Observation rep. within record for each obs. type (same seq. as given in header) - LLI - Signal strength <p>This record is repeated for each satellite given in EPOCH/SAT - record. If more than 5 observation types (=80 char): Continue observations in next record.</p> <p>Observations: Phase : Units in whole cycles of carrier Code : Units in meters Missing observations are written as 0.0 or blanks.</p> <p>Loss of lock indicator (LLI, important for phase only) 0 or blank: OK or not known 1 (=bit 0): lost lock between previous and current observation: cycle slip possible 2 (=bit 1): Inverse wavelength factor to default (does NOT change default) 3 (=bits 0,1) : lost lock, inverse wlfact</p> <p>Signal strength projected into interval 1-9: 1: minimum possible signal strength 5: threshold for good S/N ratio 9: maximum possible signal strength 0 or blank: not known, don't care</p>	M/F14.3, I1, J13

Figura 3.1.b - Estrutura do corpo do arquivo RINEX de observação

Fonte : Gurtner e Mader , 1990

TABLE A3 NAVIGATION MESSAGE FILE - HEADER SECTION DESCRIPTION		
HEADER LABEL (Columns 61-80)	DESCRIPTION	FORMAT
RINEX VERSION / TYPE	<ul style="list-style-type: none"> Format version (2) File type ('N' for Navigation data) 	16,14X, A1,19X
COMMENT	Comment line(s)	A60
ION ALPHA	Ionosphere parameters A0-A3 of almanac (page 18 of subframe 4)	2X,4D12.4
ION BETA	Ionosphere parameters B0-B3 of almanac	2X,4D12.4
DELTA-UTC: A0,A1,T,V	Almanac parameters to compute time in UTC (page 18 of subframe 4) A0,A1: terms of polynomial T : reference time for UTC data. V : UTC reference week number	3X,2019.12, 219
LEAP SECONDS	Delta time due to leap seconds	16
END OF HEADER	Last record in the header section.	60X

TABLE A4 NAVIGATION MESSAGE FILE - DATA RECORD DESCRIPTION		
PRN / EPOCH / SV CLK	DESCRIPTION	FORMAT
	<ul style="list-style-type: none"> Satellite PRN number Epoch: TOC - time of Clock <ul style="list-style-type: none"> year (2 digits) month day hour minute second SV clock bias (seconds) SV clock drift (sec/sec) SV clock drift rate (sec/sec²) 	12,513, 15.1,3D19.12
BROADCAST ORBIT - 1	<ul style="list-style-type: none"> AODE (age of data ephemeris) Crs (meters) Delta n (radians/sec) Mo (radians) 	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 2	<ul style="list-style-type: none"> Cue (radians) Eccentricity Cus (radians) A1/2 (meter^{1/2}) 	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 3	<ul style="list-style-type: none"> TOE Time of Ephemeris (seconds into GPS week) Cic (radians) Omega (radians) Cis (radians) 	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 4	<ul style="list-style-type: none"> Io (radians) Crc (meter³) omega (radians) Omega dot (radians/sec) 	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 5	<ul style="list-style-type: none"> IDOT (radians/sec) Codes on L2 channel GPS Week # (to go with TOE) L2 P data flag 	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 6	<ul style="list-style-type: none"> SV accuracy SV health (MSB only) TCO (seconds) AODE (seconds) 	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 7	<ul style="list-style-type: none"> Transmission time of message (seconds into GPS week, derived e.g. from Z-count in Hand Over Word (HOW)) spare spare spare 	3X,4D19.12

Figura 3.2 - Estrutura do arquivo RINEX de navegação

Fonte : Gurtner e Mader , 1990

```

MAPA DO ARQUIVO RINEX "DATA OBSERVATION" BRAZ1470.OBS
A M D H M 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 1 1 1 1 1 1 1 1 1 1 2 2 2 2 2 2 2 2 3 3
N E I O I 1 2 3 4 5 6 7 8 9 0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 0 1
95 5 27 0 0 . * . . * . * . * . . . . . * . . * . . . . * * . . . .
95 5 27 0 10 . * . . * . * . * . . . . . * . . * . . . . * * * . . . .
95 5 27 0 20 . * . . * . * . * . . . . . * . . . . . * . * * . . . .
95 5 27 0 30 . * . . * . * . * . . . . . * . . . . . * . * * . . . .
95 5 27 0 40 . * . . * . * . * . . . . . * . . . . . * . * * . . . .
95 5 27 0 50 . * . . * . * . * . . . . . * . . . . . * . * * . . . .
95 5 27 1 0 . * . . * . * . * . . . . . * . . . . . * . * * . . . .
95 5 27 1 10 . * . . * . * . * . . . . . * . . . . . * . * * . . . .
95 5 27 1 20 . * . . * . * . * . . . . . * . . . . . * . * * . . . .
95 5 27 1 30 . * . . * . * . * . . . . . * . . . . . * . * * . . . .
95 5 27 1 40 . * . * * * * . * . . . . . * . . . . . * . * . . . .
95 5 27 1 50 . * . * * * * . * . . . . . * . . . . . * . * . . . .
95 5 27 2 0 . . . * * * * . * . . . . . * . . . . . * . * . . . .

```

Figura 3.3 - Mapa do arquivo de observação

3.3 PROGRAMA OBS_RES

O programa desenvolvido para determinação de órbita, ODEM (Orbit Determination for Extended Maneuvers), está dimensionado para trabalhar com arquivos de dados de no máximo 2000 registros. A fim de não aumentar a carga computacional, optou-se por amostrar os dados RINEX de forma a reduzir a quantidade de dados observacionais a serem processados. Desta forma foi desenvolvido o programa OBS_RES que lê o arquivo de observação gerando um banco de dados reduzido, para entrada no programa de determinação de órbita, para um intervalo de tempo pré-determinado, à escolha do usuário, com os dados de um dado satélite. Definiu-se que, para este trabalho, dados espaçados com intervalos de 10 minutos seriam suficientes. Outra função deste programa é a escolha do tipo de observações que serão utilizadas para o processamento no programa ODEM. O programa OBS_RES fornece os tipos de observações

disponíveis no arquivo RINEX e dá a opção de escolha de qual será utilizada para a geração do GEOSC (figura 3.4), o qual é o padrão de entrada para o programa de determinação de órbita (Kuga e Gill, 1994). O arquivo de saída deste programa pode conter dados para uma ou mais estações, que são diferenciadas pelo seu número, fornecido pelo usuário no processamento. No caso deste trabalho, foram adotados os números de 1 a 5 no primeiro dia para as cinco estações, listadas no próximo capítulo, 6 a 10 para o segundo dia, e assim sucessivamente, completando 40 estações distintas, ao invés de apenas cinco.

```

-----+-----1-----+-----2-----+-----3-----+-----4-----+-----5-----+-----6-----+-----7-----+-----8
91003022303 32679101754504033894110      1447033949347131      500004
91003023303 15469101616030000000112 6000      3345614373 1546      20002067067
91003023303 15469101616030000000112 6000      3345718933 1542      20002067067
91003026003 1546910160671000000017 -403932400-485620400 0150015
91003027303 3271910161894127000017 1011243200 203 3600 0150015
-----+-----1-----+-----2-----+-----3-----+-----4-----+-----5-----+-----6-----+-----7-----+-----8

```

Figura 3.4 - Arquivo GEOSC

Fonte : Kuga e Gill, 1994

3.4 PROGRAMA CUT_GEOSC

Tem a função de gerar um arquivo de saída que informa quais as passagens sem interrupções existem num arquivo GEOSC. Isto é necessário para eliminar passagens com uma duração muito curta e deixar apenas a maior passagem por dia para processamento, sendo este corte no banco de dados feito por uma edição. Para agilizar o processamento do programa ODEM, o arquivo

GEOSC foi ordenado cronologicamente, em detrimento da ordem numérica das estações, com o auxílio do comando SORT, existente no computador VAX, que executa esta ordenação tomando como base um campo pré-definido no banco de dados.

3.5 PROGRAMA PARAM_CLOCK

Lê um arquivo de navegação e gera uma saída com os dados da primeira linha de cada bloco de informações do arquivo para um dado satélite (numero do satélite, época, parâmetros do relógio do satélite). Recomenda-se fazer a leitura para todas as estações na mesma época e armazená-las no mesmo arquivo, o que irá gerar informações redundantes, pois os dados são idênticos para todas as estações. A vantagem é que, devido a diferença na posição das estações, cada uma irá receber os dados para uma época um pouco diferente das outras, sendo que pode haver que uma tenha mais informações que as outras, complementando o arquivo. O nome do arquivo de saída foi adotado como, por exemplo 18DIA147.NAV, informando o número do satélite e o dia, corrido do ano, da coleta destes dados.

3.6 PROGRAMA DUPLO_NAV

Elimina as redundâncias do arquivo gerado pelo programa PARAM_CLOCK e sua saída foi adotada com o mesmo nome do arquivo gerador, apenas mudando a extensão para ".CLK", por exemplo, 18DIA147.CLK.

Tendo-se os arquivos “.CLK” gerados para todos os oito dias, foram feitos grupos de dois dias (147-148, 148-149,...), gerando arquivos para serem utilizados no programa a seguir descrito.

3.7 PROGRAMA CLOCK_OFFSET

Para utilizar os dados neste programa, cada arquivo deve ser renomeado, no momento de sua utilização, para GPSCLOCK.DAT. Este programa calcula valores para cada época, e também para uma hora antes e uma hora depois, porque conforme Seeber, 1993, os dados de navegação para cada época são válidos durante um intervalo de tempo que abrange esta variação. Como o instante “zero” do arquivo SETUP.DAT (seção 3.11) deve ser coincidente com o instante “zero” do GPSCLOCK.DAT, o programa CLOCK_OFFSET gera uma informação adicional para uma hora antes do primeiro bloco de dados. Portanto a primeira linha do arquivo de saída, denominado CLOCKPT.DAT, deve ser suprimida mediante uma edição.

3.8 PROGRAMA CLOCK_AJUSMQ

Utilizando os dados do arquivo CLOCKPT.DAT, ajusta por mínimos quadrados os parâmetros (a_0 , a_1 e a_2) do relógio do satélite para o instante zero do arquivo de dados, gerando o arquivo CLOCK_COEFF.DAT. Estes dados serão utilizados no arquivo SETUP.DAT.

Os programas `CLOCK_OFFSET` e `CLOCK_AJUSMQ` devem ser rodados para todos arquivos com informações para os pares de dias gerados com os arquivos “.CLK”.

3.9 PROGRAMA GPS_NAV_TIME

Primeiro deve-se tomar um arquivo de navegação e editar, isolando apenas um bloco de dados para o satélite em questão, no instante igual ao instante zero do arquivo `SETUP.DAT`, renomeando-se este arquivo para `GPS.EPH`. Depois disto roda-se o programa `GPS_NAV_TIME`, que irá calcular os elementos orbitais no sistema inercial para o satélite no instante dado. Estes dados serão utilizados no `SETUP.DAT`, para o instante zero do processamento para o primeiro par de dias, como será descrito no próximo capítulo. Ele é de fundamental importância pois o sistema NAVSTAR-GPS utiliza um sistema de referência não inercial, como já foi mencionado no capítulo anterior (secção 2.6).

3.10 ARQUIVO SETUP

O arquivo `SETUP` (figura 3.5) é o segundo arquivo de entrada de dados no programa `ODEM`. Basicamente trata-se de um arquivo ASCII onde os parâmetros de entrada são suficientemente auto-explicativos. O manual de usuário (Kuga e Gill, 1995) contém a descrição detalhada do arquivo.

```

TITLE
TESTE_RINEX
EPOCH
DATE 1995 04 09   TIME 16 51 35 % UTC

KEPLER_ELEMENTS
      A      26560914.45      E      0.0050111      I      54.651154
      RAN      104.678695      AOP      253.387753      M      273.748349

STATE_VECTOR_SIGMA
1.E+2      1.E+2      1.E+2      % [m]
1.E-1      1.E-1      1.E-1      % [m/s]

SATELLITE_DATA
      SAT_ID      29
      MASS      883.2      % Pre-maneuver mass
      A_CD      6.60
      A_CR      6.60
      CD      2.93      NOESTIMATE
      CR      1.30      NOESTIMATE
2_W_TRANSPONDER      0.00      % [Micro-sec]

FORCE_MODEL
      GEOPOT_ACCEL_ORDER      8
      GEOPOT_DERIV_ORDER      5
      DRAG      FALSE
      SOLRAD      TRUE
      SUN      TRUE
      MOON      TRUE
      THRUST      FALSE

GEO_SOLAR_DATA
      F10_7      190.40
      F10_7_BAR      189.79
      AK_P      2.0
      X_POLE      0.2090      % [arc-s]
      Y_POLE      0.4961      % [arc-s]
      UT1_UTC      0.000756      % [s]

EXTENDED_MANEUVER
END_EXTENDED_MANEUVER

IMPULSIVE_MANEUVER % At most 10
END_IMPULSIVE_MANEUVER

MODE_OF_RUN % BOTH OPTIONS ARE MUTUALLY EXCLUSIVE
ORBIT_DETERMINATION

PREDICTION
      FROM      DATE 1995 04 09      TIME 16 51 35
      TO      DATE 1995 04 09      TIME 16 51 35
      STEP      600.0      % [s]

PROPAGATE
      TO      DATE 1995 04 09      TIME 16 51 35 %

INTEGRATION
      ERROR      1.0-8      % ABS/REL. INTEGR. ERROR

STATION
% Name Recv Tran X[M], Y[M], Z[M]
      PARA 1234 1234 3763752.176 -4365113.311 -2724404.998
END_STATION

MEAS_PROC
      TYPE % Per station measurement data
% name type sigma bias [m, m/s, arc-s] Time Bias [s]
      PARA RANGE 30.0 BIAS 0 NOESTIMATE T_BIAS -9 NOESTIMATE
END_TYPE

STATION_LOCATION_SIGMA
END_STATION_LOCATION_SIGMA

CLOCK_PARAMETER
      PARA
      A0 0 ESTIMATE 1.0-3
      A1 0 ESTIMATE 1.0-6
      A2 0 ESTIMATE 1.0-12

END_CLOCK_PARAMETER

DATA_CUT_TIME % STOP PROCESSING TRACKING DATA
      DATE 1995 04 09      TIME 24 00 00 % UTC

      EDIT_FACTOR 5.09 %

      ELEVATION_CUT 14.0 % [deg]

      ITERATIONS 15

END_MEAS_PROC

END

```

Figura 3.5 - Exemplo de arquivo SETUP

Fonte : Kuga e Gill, 1995

3.11 PROGRAMA ODEM

É resultado de um projeto desenvolvido em um programa de cooperação entre o Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e o German Space Operations Center (GSOC), órgão do German Aerospace Research Establishment (DLR).

O principal propósito deste programa é a determinação da órbita de satélites terrestres, que pode levar em consideração as fases de manobras estendidas ou impulsivas e sua utilização é especialmente interessante no posicionamento de satélites geoestacionários, sendo que, devido à possibilidade de trabalhar com manobras de satélites, seu uso é também possível para a correção de órbitas de satélites de sensoriamento remoto (Kuga e Gill, 1994). No caso deste trabalho, foi feita uma adaptação do programa para o uso com os satélites NAVSTAR-GPS. A principal modificação diz respeito à modelagem da aceleração devida à pressão de radiação, que para satélites de estrutura menos complexa é mais simples, conforme foi visto no capítulo anterior.

As principais características do programa são:

- modelamento preciso das forças, incluindo a fase de impulso e as manobras realizadas;
- inclusão da deriva do relógio do satélite GPS;
- modelamento preciso de vários tipos de dados de rastreamento:

- medidas de distância com radar;
- medidas de variação de distância (Doppler) com radar;
- medidas de azimute, elevação e outros tipos de ângulos;
- medidas de pseudo-distâncias do GPS;
- medidas de simples diferença de pseudo distâncias do GPS;
- medidas de fase do GPS (em implementação);
- aplicação de parâmetros importantes na determinação de órbitas:
 - “*bias*” de medidas;
 - “*bias*” de tempo;
 - atrasos no “*transponder*”;
 - resoluções de ambigüidades de distâncias com radar;
 - movimento do polo e correção $\Delta UT1$;
 - medidas de gravidade;
 - precessão e nutação do sistema de coordenadas inerciais;
 - algoritmo de edição de medidas;
- um máximo de 198 parâmetros estimados e suas covariâncias, abrangendo:
 - elementos orbitais;
 - coeficientes de arrasto atmosférico e pressão de radiação;
 - magnitude de propulsão e direção dos ângulos de atitude;
 - manobras de impulso;
 - “*bias*es”;
 - “*bias*es” de tempo;
 - coordenadas do local da estação;
 - correção das derivas do relógio da estação;

- algoritmo de estimação utilizando um método seqüencial de mínimos quadrados baseado em rotações de *Givens*;
- interface de fácil utilização para entrada e saída de dados.

O sistema de coordenadas utilizado para a integração das equações de movimento é referenciado ao J2000. No caso do cálculo da aceleração devida ao geopotencial, é necessário o uso de um sistema não-inercial (Silva e Ferreira, 1984). Para os cálculos, uma seqüência de transformações de coordenadas é necessária para a modelagem das medidas, a partir do sistema de coordenadas J2000, onde os dados são fornecidos, para o sistema de coordenadas local, em que as medidas podem ser descritas, e vice-versa. A seqüência de sistemas de coordenadas utilizados é:

- sistema inercial terrestre médio para J2000;
- sistema inercial terrestre médio para a época dada;
- sistema inercial real para a época dada;
- sistema não-inercial sem levar em consideração o movimento do polo;
- sistema não-inercial levando em consideração o movimento do polo;
- sistema local.

As transformações entre estes sistemas de coordenadas podem ser vistas em detalhes em (Kuga e Gill, 1994).

CAPÍTULO 4 - MODELOS MATEMÁTICOS DE MEDIDAS

Existem inúmeras maneiras de modelar a pseudo-distância para uso em Geodésia por Satélite. Ela pode ser por meio dos códigos (P e C/A) ou pelas fases da portadora. Outra variação importante na modelagem é o uso de combinações lineares das pseudo-distâncias no processo de estimação dos parâmetros incógnitos. A princípio, um número ilimitado de combinações é possível, sendo que algumas são usualmente mais empregadas para posicionamento, podendo então ser também utilizadas na modelagem de órbitas.

Estas combinações são:

- entre observações de diferentes estações;
- entre observações de diferentes satélites;
- entre observações em diferentes épocas;
- entre observações do mesmo tipo (códigos ou fases da portadora);
- entre observações de diferentes tipos (código e fase da portadora).

Este trabalho propõe-se a utilizar dois tipos de modelagem: a pseudo-distância sem combinações lineares e o uso da simples diferença de pseudo-distâncias entre duas estações distintas.

4.1 MODELAGEM DA PSEUDO-DISTÂNCIA

A pseudo-distância é a distância percorrida pelo sinal GPS, desde sua emissão no satélite até sua recepção na antena do receptor em terra. Ela pode ser modelada pelo uso dos códigos ou das fases da portadora. Este trabalho utiliza a modelagem pelo código P . Como o sinal tem várias perturbações em

seu caminho, estas influenciam na sua medida. Para o tratamento dos dados, a pseudo-distância deve ser corrigida dos erros de sincronismo entre os relógios do receptor e do satélite e dos erros referentes à ionosfera e à troposfera. Existem alguns ruídos adicionais, os quais não são modelados. A equação geral da pseudo-distância é (Seeber, 1993):

$$PR = c(T_r - T_t) = R + c(dt_u + dt_a + dt_s) + \varepsilon_R \quad (4.1)$$

onde: dt_s = erro do relógio do satélite em relação ao tempo GPS;

dt_u = erro do sincronismo dos relógios do receptor e do satélite;

dt_a = atraso da propagação na atmosfera (ionosfera e troposfera);

ε_R = ruído de observação;

R = distância geométrica entre o receptor e o satélite;

T_r = tempo verdadeiro de recepção do sinal;

T_t = tempo verdadeiro de transmissão do sinal;

c = velocidade do sinal.

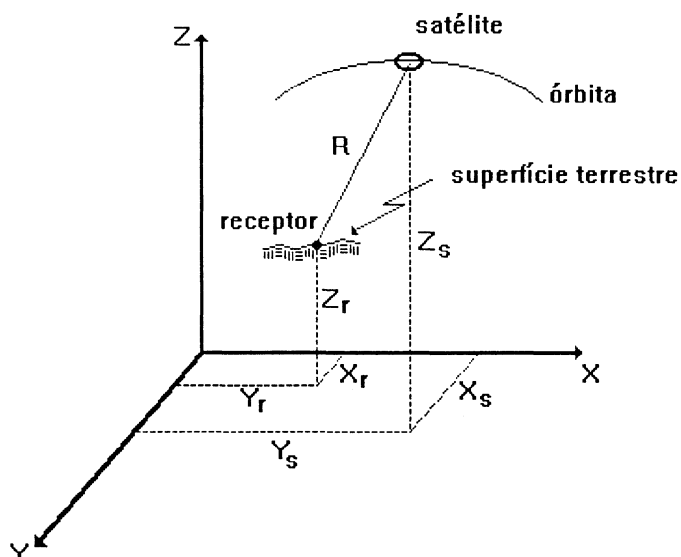


Figura 4.1 - Distância geométrica do receptor ao satélite no sistema inercial.

Sabendo-se que a distância geométrica R é dada por (figura 4.1):

$$R(t_r)^2 = (X_s(t_t) - X_r(T_r))^2 + (Y_s(t_t) - Y_r(T_r))^2 + (Z_s(t_t) - Z_r(T_r))^2 \quad (4.2)$$

onde X_s , Y_s , Z_s e X_r , Y_r , Z_r são as coordenadas cartesianas do satélite e do receptor no sistema inercial, respectivamente, e T_t é dado por:

$$T_t = T_r - \frac{R(T_r)}{c} \quad (4.3)$$

pode-se notar o caráter iterativo deste sistema de equações (4.2 e 4.3), pois necessita-se de T_t para calcular $R(T_r)$ e vice-versa.

No programa **ODEM**, a modelagem da pseudo-distância é dada por (Kuga e Gill, 1994):

1) Dados os parâmetros da deriva do relógio do satélite como fixos (a_0, a_1, a_2), e o valor de t_r (tempo de recepção), iterativamente calcula-se T_r por:

$$\Delta t_r = a_0 + a_1 T_r + a_2 T_r^2, \quad (4.4)$$

$$T_r = t_r - \Delta t_r \quad (4.5)$$

2) Tendo-se o valor de T_r , calcula-se a pseudo-distância geométrica ρ e o tempo T_t :

$$\rho(t_r) = |\bar{r}(T_t) - \bar{R}(T_r)|, \quad (4.6)$$

sendo \bar{r} o raio vetor do satélite e fazendo:

$$\delta(T_r) = \frac{\rho(T_r)}{c}, \quad (4.7)$$

tem-se que:

$$T_t = T_r - \delta(T_r). \quad (4.8)$$

3) Com T_t , calcula-se Δt_s :

$$\Delta t_s = a_0^* + a_1^* T_t + a_2^* T_t^2, \quad (4.9)$$

sendo os parâmetros do relógio com (*), referentes ao receptor, fornecidos pelo modelo.

4) Finalmente calcula-se a pseudo-distância PR no instante t_r :

$$PR(t_r) = \rho(t_r) + c.(\Delta t_r - \Delta t_s) \quad (4.10)$$

4.2 MODELAGEM POR SIMPLES DIFERENÇA

No sistema NAVSTAR-GPS, ambos os tipos de observação (fase da portadora ou código) geram pseudo-distâncias. Estas podem ser utilizadas isoladamente ou em combinações lineares, conforme a necessidade. A princípio, um número ilimitado de combinações entre observações é possível, mas somente alguns tipos são utilizáveis para uso em posicionamento. Pode-se destacar as combinações:

- entre observações de diferentes estações;
- entre observações de diferentes satélites;
- entre observações de diferentes épocas;
- entre observações do mesmo tipo;
- entre observações de diferentes tipos.

A principal vantagem do uso de combinações lineares é a eliminação ou redução de erros existentes nas observações. A desvantagem é que o nível de ruído da observação pode aumentar. A simples diferença pode ser formada entre dois receptores, entre dois satélites ou entre duas épocas. Em geodésia por satélites, o método da simples diferença entre duas estações é um dos mais utilizados, motivo pelo qual aqui foi escolhido para gerar a pseudo-distância. Então a pseudo-distância de uma estação é subtraída da pseudo-distância, para um mesmo satélite, referente a uma segunda estação (figura 4.2).

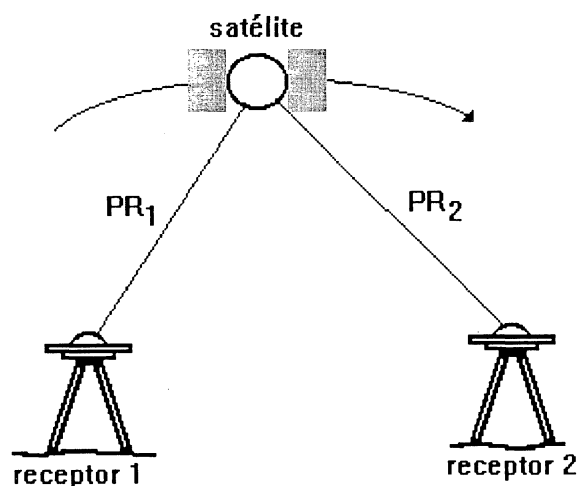


Figura 4.2 - Observação simultânea de diferentes estações.

Partindo-se da equação 4.1 para observação do código:

$$PR = c(T_r - T_t) = R + cdt_u + cdt_a + cdt_s + \varepsilon_R \quad (4.11)$$

obtem-se a diferença entre as duas pseudo-distâncias:

$$\Delta PR_{12} = \Delta R_{12} + c \left[(dt_{u2} - dt_{u1}) + (dt_{a2} - dt_{a1}) + (dt_{s2} - dt_{s1}) \right] + \varepsilon_{\Delta} \quad (4.12)$$

Nota-se neste caso que, como o erro dt_s é o mesmo para as duas pseudo-distâncias, este erro desaparece. O atraso na atmosfera é normalmente separado em duas parcelas, uma referente à ionosfera e outra referente à troposfera. Desta maneira a equação 4.12, numa forma simplificada, transforma-se em:

$$\Delta PR = \Delta R + c (\Delta dt_u + \Delta dt_{ion} + \Delta dt_{trop}) + \varepsilon \quad (4.13)$$

4.3 CORREÇÕES DA IONOSFERA E TROPOSFERA

Como foi visto anteriormente, a ação da atmosfera sobre o sinal enviado pelos satélites GPS causa um erro na medida da distância, aumentando-a no caso da pseudo-distância. A correção para este erro é dividida em duas componentes: uma ionosférica e outra troposférica, as quais serão descritas a seguir.

4.3.1 MODELAGEM DA CORREÇÃO IONOSFÉRICA

A mensagem de navegação do satélite GPS contém oito coeficientes $(\alpha_i, \beta_i, i = 0, 3)$, os quais são utilizados em polinômios de terceiro grau para o cálculo da correção ionosférica da pseudo-distância entre o satélite e o receptor. O modelo utilizado para esta correção foi desenvolvido por Klobuchar (1987) e tem seu valor máximo às 14 horas do tempo local. Os valores angulares utilizados no cálculo são dados em semi-círculos e o tempo em segundos.

Para este cálculo utiliza-se, além dos coeficientes acima mencionados, a latitude e longitude geodésicas do receptor (φ , λ), o azimute e a altitude do satélite (α_k^p , a_k^p), e o tempo GPS (T). O algoritmo detalhado pode ser dividido em etapas:

1) Cálculo do fator de obliquidade:

$$F = 1 + 16(0.53 - a_k^p)^3. \quad (4.41)$$

2) Cálculo da latitude geocêntrica:

$$\psi = \frac{0.0137}{a_k^p + 0.11} - 0.022. \quad (4.15)$$

3) Cálculo da latitude sub-ionsférica:

$$\varphi_{IP} = \begin{cases} \varphi + \psi \cos \alpha_k^p & \text{se } |\varphi_{IP}| \leq 0.416 \\ 0.416 & \text{se } \varphi_{IP} > 0.416 \\ -0.416 & \text{se } \varphi_{IP} < -0.416 \end{cases} \quad (4.16)$$

4) Cálculo da longitude sub-ionsférica:

$$\lambda_{IP} = \lambda + \frac{\psi \operatorname{sen} \alpha_k^p}{\cos \varphi_{IP}}. \quad (4.17)$$

5) Cálculo da latitude geomagnética:

$$\phi = \varphi_{IP} + 0.064 \cos(\lambda_{IP} - 1.617). \quad (4.18)$$

6) Cálculo do tempo local:

$$t = \begin{cases} \lambda_{IP} 4.32 \times 10^4 + T & \text{se } 0 \leq t < 86400 \\ \lambda_{IP} 4.32 \times 10^4 + T - 86400 & \text{se } t \geq 86400 \\ \lambda_{IP} 4.32 \times 10^4 + T + 86400 & \text{se } t < 0 \end{cases} \quad (4.19)$$

7) Cálculo de valores intermediários:

$$A = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi^n & \text{se } A \geq 0 \\ 0 & \text{se } A < 0 \end{cases}, \quad (4.20)$$

$$P = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi^n & \text{se } P \geq 72000 \\ 72000 & \text{se } P < 72000 \end{cases}, \quad (4.21)$$

$$x = \frac{2\pi(t - 50400)}{P}. \quad (4.22)$$

8) Cálculo da correção ionosférica:

$$I_{k,I,P}^p = \begin{cases} c.F \left[5 \times 10^{-9} + A \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right] & \text{se } |x| < 1.57 \\ c.F(5 \times 10^{-9}) & \text{se } |x| > 1.57 \end{cases} \quad (4.24)$$

Este valor calculado para a correção ionosférica é válido para medidas feitas com a frequência L1. Para a frequência L2 o valor da correção deve ser multiplicado pela constante 1,65. Este modelo corrige aproximadamente 50 % do efeito ionosférico (Klobuchar, 1987). Se as pseudo-distâncias nas duas frequências estiverem disponíveis, então pode-se utilizar simplesmente:

$$\Delta\rho_1 = \frac{P_1 - P_2}{1 - (f_1/f_2)^2}, \quad (4.25)$$

onde P_1 e P_2 são as pseudo-distâncias nas frequências f_1 e f_2 e $\Delta\rho_1$ a correção ionosférica a ser subtraída da medida P_1 .

4.3.2 MODELAGEM DA CORREÇÃO TROPOSFÉRICA

O modelo utilizado para a correção troposférica nas medidas de distâncias entre o satélite e o receptor é derivado do modelo de Hopfield, o qual fornece a correção na direção do zênite do receptor, com adaptações propostas por Kouba e Black (Seeber, 1993).

Tendo-se a pressão atmosférica local (P) e a pressão de vapor d'água (e), dadas em milibar, e a temperatura local em graus Kelvin, a correção será dada por:

$$\Delta\rho = \frac{K_d}{\sin(E^2 + 6.25)^{1/2}} + \frac{K_w}{\sin(E^2 + 2.25)^{1/2}}, \quad (4.26)$$

onde $\Delta\rho$ é a correção em metros e E é o ângulo de elevação em graus. O primeiro termo representa a parcela seca da troposfera, enquanto que o segundo termo representa a parcela úmida. Os fatores K_d e K_w são correções devidas às componentes seca e úmida da atmosfera, respectivamente, na direção do zênite do receptor, sendo dadas por:

$$K_d = 155.2 \times 10^{-7} \frac{P}{\tau} H_d, \quad (4.27)$$

$$K_w = 155.2 \times 10^{-7} \frac{4810e}{\tau^2} H_w, \quad (4.28)$$

onde H_d e H_w são as altitudes médias seca e úmida, respectivamente, dadas em metros por:

$$H_d = 40082 + 148.72(T - 273.16), \quad (4.29)$$

$$H_w = 11000. \quad (4.30)$$

Para propósitos de estimação, é aconselhável estimar um fator de escala C_t , o qual varia com o tempo, para multiplica-lo pelo valor de correção da troposfera. Este fator, no caso do GPS, pode ser estimado para cada receptor para um período de rastreo de até um dia.

4.4 ALGORITMO DE ESTIMAÇÃO

Para a determinação de órbitas, os parâmetros utilizados devem ser obtidos “a priori” para sua utilização no programa **ODEM**. Estes parâmetros englobam os parâmetros dos modelos de forças tais como os coeficientes de arrasto atmosférico e da pressão de radiação solar ou os parâmetros dos modelos de medidas, tais como os valores de “biases” e correções de tempo. Na versão atual do **ODEM** o método dos mínimos quadrados seqüencial foi adotado como algoritmo de estimação (Kuga e Gill, 1994).

O programa para determinação de órbitas envolve operações com integração numérica das equações do movimento.

$$\dot{y} = \bar{f}(t, \bar{y}, \bar{p}), \quad (4.31)$$

onde \bar{f} é um vetor função dependente do tempo t , do vetor de estado \bar{y} e do vetor de parâmetros dinâmicos \bar{p} . O vetor \bar{y} contém o vetor posição e vetor velocidade do satélite (\bar{r} e \bar{v}). As equações diferenciais podem ser escritas como:

$$\dot{\vec{r}} = \vec{v} \quad (4.32)$$

$$\dot{\vec{v}} = \vec{f}(t, \vec{r}, \vec{v}, \vec{p}), \quad (4.33)$$

onde \vec{p} contém os parâmetros a serem estimados:

$$\vec{p}^T = [C_d, C_r, T_0, T_{ss}, \alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4, \delta_0, \delta_1, \delta_2, \Delta V_r, \Delta V_t, \Delta V_n] \quad (4.34)$$

onde:

C_d = coeficiente de arrasto aerodinâmico;

C_r = coeficiente de pressão de radiação solar;

$T_0, T_{ss}, \alpha_i, \delta_i$ = parâmetros de manobras do satélite;

$\Delta V_r, \Delta V_t, \Delta V_n$ = incrementos instantâneos das velocidades em relação às componentes.

A solução da equação do movimento para um dado modelo de forças e condições iniciais $\vec{y}(t_0)$ para uma época t_0 , pode ser obtido pela solução das equações variacionais associadas (Kuga e Gill, 1994):

$$\frac{d}{dt} \vec{\Phi}(t, t_0) = \left(\frac{\vec{a}(t, \vec{y}(t), \vec{p})}{\vec{y}(t)} \right) \cdot \vec{\Phi}(t, t_0) \quad (4.35)$$

A matriz de transição $\vec{\Phi}(t, t_0)$, que descreve as derivadas parciais do vetor de estado em relação à época inicial e pode ser escrita como $\partial \vec{y}(t) / \partial \vec{y}(t_0)$, é uma

partição da matriz de solução das equações variacionais. A solução da equação 4.18 é escrita na forma:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_{11} & \dot{\phi}_{12} & \dot{\phi}_{13} \\ \dot{\phi}_{21} & \dot{\phi}_{22} & \dot{\phi}_{23} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi_{21} & \phi_{22} & \phi_{23} \\ \bar{A}_1\phi_{11} + \bar{A}_2\phi_{21} & \bar{A}_1\phi_{12} + \bar{A}_2\phi_{22} & \bar{A}_1\phi_{13} + \bar{A}_2\phi_{23} + \bar{B} \end{bmatrix} \quad (4.36)$$

onde:

\bar{A}_1 = sub-matriz 3 x 3 contendo a somatória das derivadas parciais $\bar{\sigma}/\bar{\sigma}$;

\bar{A}_2 = sub-matriz 3 x 3 contendo a somatória das derivadas parciais $\bar{\sigma}/\bar{\nu}$;

\bar{B} = sub-matriz 3 x 12 contendo as derivadas parciais $\bar{\sigma}/\bar{\phi}$;

e os valores de ϕ_{ij} ($i=1,2$; $j=1,3$), da equação 4.35 são dados por:

$$\begin{bmatrix} \phi_{11} & \phi_{12} & \phi_{13} \\ \phi_{21} & \phi_{22} & \phi_{23} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\sigma}_0} & \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\nu}_0} & \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\phi}} \\ \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\nu}} & \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\nu}} & \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\nu}} \\ \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\sigma}_0} & \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\nu}_0} & \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\phi}} \end{bmatrix} \quad (4.37)$$

Neste caso, nota-se que cada valor de ϕ_{i1} e ϕ_{i2} irá gerar uma sub-matriz 3 x 3, sendo que os valores de ϕ_{i3} irão gerar sub-matrizes 3 x 12. Os valores com índice zero são referentes à época de início do ajustamento.

O modelo é complementado pelos valores calculados para a i -ésima medida, correspondente ao vetor de estado $\bar{y} = \bar{r}(t_i)$, no tempo t_i , e um vetor de parâmetros do modelo de medida; ajustáveis, \bar{q} :

$$\bar{q}^T = [\alpha_{\rho,\dot{\rho},\alpha}, b_{\rho,\dot{\rho},\alpha}, \bar{R}_{EF}, \bar{a}] \quad (4.38)$$

onde:

δt e b = tempo e “bias” de medidas para $\rho, \dot{\rho}, \alpha$ (pseudo-distância, sua variação e ângulo medido, respectivamente);

\vec{R}_{EF} = coordenadas das estações terrenas a serem estimadas;

a = coeficientes das derivas dos relógios dos receptores.

Como $\vec{y}(t_i)$ depende da época inicial e dos parâmetros da trajetória, o modelo das medidas pode ser expresso como:

$$h_i = h_i(\vec{r}_0, \vec{v}_0, \vec{p}, \vec{q}), \quad (4.39)$$

que se relaciona com o valor predito h_i da i -ésima medida Z_i para a época do vetor da estado (\vec{r}_0, \vec{v}_0) e dos vetores \vec{p} e \vec{q} .

Para simplificar a notação, tanto a época do vetor de estado como o modelo dos parâmetros são reunidos em um único vetor de estimação de parâmetros, isto é:

$$\vec{x}(t) = \begin{pmatrix} \vec{y}_0 \\ \vec{p} \\ \vec{q} \end{pmatrix}. \quad (4.40)$$

A determinação da órbita agora pode ser tratada como um problema de mínimos quadrados não-linear, minimizando o erro médio quadrático (Kuga e Gill, 1994):

$$\vec{J} = \delta \vec{z}^T \vec{W} \delta \vec{z}, \quad (4.41)$$

dos resíduos:

$$\delta\vec{z} = \vec{h}(\vec{x}) - \vec{z} , \quad (4.42)$$

entre o vetor \vec{h} de medidas modeladas e o vetor \vec{z} de observações.

O valor de \vec{W} na equação (4.41) corresponde à matriz de pesos e é igual ao inverso das covariâncias das medidas do vetor \vec{z} , a qual é geralmente uma matriz diagonal, pois as medidas não são correlacionadas entre si:

$$\vec{W} = \begin{bmatrix} \sigma_{z1}^{-2} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma_{z2}^{-2} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_{zn}^{-2} \end{bmatrix} , \quad (4.43)$$

onde σ_{zi} corresponde aos desvios-padrão (acuracidade) das medidas.

Uma expansão da série de Taylor de \vec{h} em torno do valor de referência \vec{x}^0 conduz à equação de observação linearizada:

$$\delta\vec{z} = \vec{A}\Delta\vec{x} - \vec{b}_z , \quad (4.44)$$

para a correção:

$$\Delta\vec{x} = \vec{x} - \vec{x}^0 , \quad (4.45)$$

aos valores de referência dos parâmetros a serem estimados:

$$\vec{b}_z = \vec{z} - \vec{h}(\vec{x}^0) . \quad (4.46)$$

A equação (4.46) indica a diferença entre a medida observada e a medida modelada, enquanto o Jacobiano:

$$\bar{A} = \left. \frac{\partial \bar{h}(\bar{x})}{\partial \bar{x}} \right|_{\bar{x}^0}, \quad (4.47)$$

representa a derivada parcial de \bar{h} com respeito ao parâmetro incógnito \bar{x} calculado em relação ao parâmetro de referência \bar{x}^0 .

Substituindo a equação (4.44) na função perda (equação 4.41) e minimizando em relação ao parâmetro estimado \bar{x} , irá conduzir à equação normal:

$$(\bar{A}^T \bar{W} \bar{A}) \Delta \bar{x} = \bar{A}^T \bar{W} \bar{b}_z. \quad (4.48)$$

Sabendo-se que a matriz \bar{A} é inversível, a solução será dada por:

$$\bar{x} = \bar{x}_0 + (\bar{A}^T \bar{W} \bar{A})^{-1} \bar{A}^T \bar{W} \bar{b}_z, \quad (4.49)$$

e sua matriz de covariâncias é dada por :

$$\bar{C}(\bar{x}, \bar{x}) = (\bar{A}^T \bar{W} \bar{A})^{-1}. \quad (4.50)$$

O programa ODEM admite o uso de valores “a priori” dos parâmetros a serem estimados. Estes valores são incorporados à estimação de mínimos quadrados de uma forma similar ao uso de observações adicionais. Para isto introduz-se a matriz dos pesos (Kuga e Gill, 1994):

$$W_{x,x}^a = \left(\bar{C}(x^a, x^a) \right)^{-1}, \quad (4.51)$$

como o inverso da matriz covariância da estimação dos parâmetros “a priori”, onde o índice “a” indica valores ajustados, e os resíduos:

$$\delta \bar{x} = \Delta \bar{x} - \bar{b}_z, \quad (4.52)$$

dos parâmetros estimados serão dados em relação aos valores “a priori”. Neste caso, o valor:

$$\bar{b}_x = x^a - x_0, \quad (4.53)$$

é dado pela diferença entre o valor dos parâmetros “a priori” e o valor de referência utilizado na linearização da equação (4.44).

Minimizando o erro médio quadrático da função perda estendida:

$$J = \delta \bar{z}^T \bar{W} \delta \bar{z} + \delta \bar{x}^T \bar{W}_{x,x}^a \delta \bar{x}, \quad (4.54)$$

e resolvendo suas correspondentes equações normais, tem-se que:

$$x = x_0 + \left(\bar{A}^T \bar{W} \bar{A} + \bar{W}_{x,x}^a \right)^{-1} \left(\bar{A}^T \bar{W} \bar{b}_z + \bar{W}_{x,x}^a \bar{b}_x \right), \quad (4.55)$$

e a matriz de covariâncias será dada por:

$$\bar{C}(\bar{x}, \bar{x}) = (\bar{A}^T \bar{W} \bar{A} + \bar{W}_{x,x}^a). \quad (4.56)$$

Pode-se notar que a raiz quadrada dos elementos da diagonal de $\bar{C}(\bar{x}, \bar{x})$ fornece o desvio padrão dos parâmetros estimados \bar{y}_0 , \bar{p} e \bar{q} .

O programa **ODEM** utiliza este método de ajustamento iterativamente, sendo a convergência considerada suficiente quando a diferença entre dois vetores consecutivos fornecer um erro menor que a precisão solicitada.

CAPÍTULO 5 - TESTES E RESULTADOS

5.1 CONDIÇÕES DO TESTE

Pela abundância de dados disponíveis, os primeiros testes foram executados com arquivos de rastreios feitos no período entre 27/05/95 e 05/06/95, que é parte da campanha do SIRGAS (Sistema de Referência Geocêntrico da América do Sul), pois neste período dezenas de rastreadores estariam ligados simultaneamente no continente sul-americano.

A escolha do satélite número 18, pertencente ao bloco II, para os testes, foi arbitrária, sendo este utilizado em ambos os tipos de modelagem para posterior comparação de resultados.

Os desvios-padrão iniciais considerados foram de 100 m e 1 m/s em cada componente da posição e velocidade do satélite, o que corresponde a um erro médio quadrático (RMS - Root Mean Square) de 173 m e 1,73 m/s, respectivamente.

As estações de coleta de dados foram escolhidas de modo a abranger da melhor maneira possível o continente sul-americano. Desta maneira, foram escolhidas as estações de Brasília e Fortaleza (Brasil), Arequipa (Peru), Bogotá (Colômbia) e Santiago (Chile), todas operando com receptores "Turbo Rogue", o qual tem um oscilador de grande estabilidade, diminuindo os problemas com o relógio do receptor. Os resultados obtidos neste trabalho podem fornecer valiosas informações para uma melhor distribuição de receptores em território

nacional, na eventual hipótese de se instalar uma rede para determinação regional de órbita dos satélites GPS.

As coordenadas da localização dos receptores foram extraídas de catálogos do IERS - International Earth Reference System (Boucher et al., 1994).

O coeficiente de deriva do relógio (a_0) do satélite foram ajustados para cada dia, tomando como base os coeficientes retirados dos arquivos RINEX de navegação. Os coeficientes obtidos para cada dia resultaram erros da ordem de 10^{-11} s, conforme a tabela 5.1. Para as medidas de pseudo-distâncias foram considerados desvios-padrão iniciais de 30 m.

TABELA 5.1 - Valores de a_0 para os dias corridos do ano de 1995

Dia inicial	Propagado até o dia						
	147	148	149	150	151	152	153
147	-.294879	-.351716	-.366824	-.411125	-.442016	-.450047	-.464544
148	-.294890	-.351716	-.366825	-.411125	-.442017	-.450048	-.464544
149	-.294881	-.351716	-.366825	-.411125	-.442017	-.450048	-.464545
150	-.294881	-.351716	-.366826	-.411126	-.442017	-.450048	-.464545
151	-.294882	-.351717	-.366826	-.411126	-.442017	-.450048	-.464545
152	-.294883	-.351717	-.366827	-.411127	-.442018	-.450048	-.464545
153	-.294883	-.351717	-.366828	-.411127	-.442018	-.450048	-.464546

Obs : valores devem ser multiplicado por 10^{-6}

O modelo de órbita considera perturbações do geopotencial até ordem e grau 8, pressão de radiação solar (Seção 2.5.4) sem estimação da aceleração tendenciosa Y_b , mas com estimação do parâmetro de escala γ e atração luni-

solar. Apesar de não serem levados em consideração nestes testes as perturbações devidas às marés solares e lunares, albedo, deslocamento da crosta terrestre e outras menores, o modelo de determinação de órbita permite que elas sejam incorporadas, caso haja necessidade. O modelo das medidas de pseudo-distâncias incorpora o efeito do atraso devido à velocidade da luz, deriva dos relógios do satélite e receptores, e troposfera, mas não considera adequadamente o erro ionosférico e outros erros menores. Desta maneira os erros atmosféricos devem ser corrigidos na fase de pré-processamento dos dados.

A figura 3.5 , no Capítulo 3, ilustra o arquivo de entrada de dados **SETUP**, onde constam as informações necessárias ao programa de determinação de órbita.

5.2 IMPACTO DA GEOMETRIA NA DETERMINAÇÃO DE ÓRBITA

Semelhante à influência da geometria da constelação de satélites na precisão do posicionamento de um ponto na superfície terrestre, existe a influência da geometria das estações na determinação da órbita e também a influência da geometria das estações em combinação com a passagem do satélite. A figura 5.1 ilustra de maneira qualitativa a localização relativa dos receptores adotados para teste.

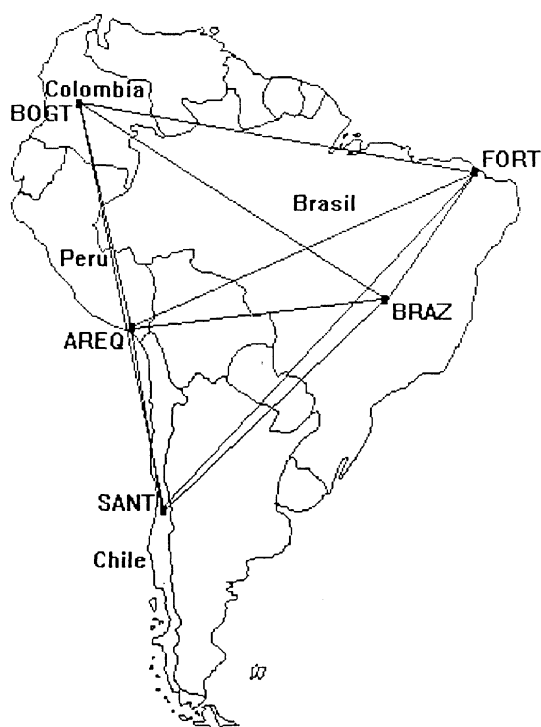


Figura 5.1 - Mapa esquemático da localização das estações.

Com relação a duas estações, para obter-se uma boa geometria, a projeção da órbita sobre a superfície terrestre deve, em sua passagem, ter sua posição próxima de uma perpendicular em relação à linha que une as duas estações. Quanto mais próximo do ponto médio desta linha, melhor será a geometria da passagem. Se a projeção da órbita não cruzar a linha das estações, seria como uma passagem distinta para as duas estações. Devido a este detalhe, a disposição das estações é de fundamental importância no trabalho.

Havendo três estações, se estas formarem um triângulo próximo do equilátero, a probabilidade de uma boa geometria na passagem será maior do que se as estações estiverem alinhadas. Conforme aumenta o número de estações, a disposição destas formando “triângulos equiláteros” entre si é ideal.

Estas asserções estão estreitamente relacionadas ao conceito de observabilidade em problemas de determinação de órbita (Kuga, 1989). Mostra-se que, dependendo da geometria das estações coletoras de medidas, tem-se maior ou menor observabilidade, e portanto a órbita é determinada com maior ou menor precisão.

5.3 TESTES NUMÉRICOS

Para os testes foram utilizados dois tipos de observações: a pseudo-distância e a simples diferença de pseudo distâncias, como foi visto no capítulo anterior. A seguir serão vistos os resultados alcançados com os dois tipos de observações.

5.3.1 PSEUDO-DISTÂNCIAS

Os testes foram realizados de várias maneiras diferentes:

- uma passagem e uma estação;
- uma passagem e múltiplas estações;
- duas passagens e uma estação;
- duas passagens e múltiplas estações;

Uma passagem corresponde ao arco de órbita do satélite GPS rastreado pelo receptor (estação) compreendendo a visada no horizonte, o ponto de maior

aproximação e seu desaparecimento no horizonte. A elevação mínima considerada foi de 20°.

Nos testes de duas passagens, que representam duas épocas distintas de rastreamento, foram utilizados dados de dois dias consecutivos, em suas maiores passagens, abandonando-se dados de passagens marginais menores do mesmo satélite para o mesmo dia. Cada época diferente foi considerada como uma estação distinta na entrada dos dados para o programa **ODEM**.

5.3.1.1 Testes Realizados com Uma Passagem

O primeiro teste foi realizado utilizando-se os dados de uma passagem do mesmo satélite para as cinco estações (AREQ, BOGT, BRAZ, FORT, SANT) fazendo-se todas as combinações possíveis, desde testes por estação, individualmente, até um teste reunindo os dados de todas as estações. Foi montado um quadro ilustrativo com os valores dos desvios médios quadráticos (RMS) para as pseudo-distâncias, os quais dão uma indicação da qualidade do ajuste da órbita. Da mesma forma montaram-se os RMS da posição e velocidade do satélite em sua órbita determinada, que fornecem uma indicação da precisão na estimativa da órbita do satélite (tabela 5.2).

Nota-se que os resíduos são ajustados com erros da ordem de 30 metros, resultados orbitais com precisão (RMS) de 165 m em posição e 0.055 m/s em velocidade. A melhor precisão obtida foi aquela correspondente ao processamento das cinco estações receptoras, conforme a Tabela 5.2. Com o

uso de três estações, o trio AREQ, BOGT, FORT apresentou o melhor resultado devido à geometria das estações em relação à passagem do satélite GPS.

5.3.1.2 Testes Realizados com Duas Passagens

Para realizar os testes com duas passagens consecutivas do satélite pelas estações, nos dias 147 e 148, cada dia foi considerado como uma estação distinta para cada passagem, resultando em dez estações, ao invés de apenas cinco, como no teste anterior. A tabela 5.3 mostra os resultados obtidos.

Neste caso, os resíduos tiveram erros semelhantes ao caso anterior, porém com sensível melhoria da precisão na determinação de órbita, da ordem de 145 m e 0.045 m/s.

5.3.2 SIMPLES DIFERENÇA DE PSEUDO-DISTÂNCIAS

Como os resultados obtidos com pseudo-distâncias estão aquém do esperado, apesar de serem coerentes devido ao encriptamento do código P, foi realizado um teste utilizando dados de simples diferenças entre pseudo-distâncias referentes a duas estações tomadas simultaneamente. As estações escolhidas foram Fortaleza e Santiago. Os resultados obtidos foram significativamente melhores do que os resultados utilizando apenas as pseudo-distâncias devido ao cancelamento do erro referente ao relógio do satélite, conforme foi mencionado no capítulo anterior.

Tabela 5.2 - Resultados para testes com uma passagem para o dia 147.

RMS dos resíduos das pseudo-distâncias (m)					RMS da órbita	
AREQ	BOGT	BRAZ	FORT	SANT	Posição (m)	Velocidad e (m/s)
29.4	-	-	-	-	171.23	0.093
-	30.9	-	-	-	168.56	0.068
-	-	32.6	-	-	170.67	0.095
-	-	-	28.0	-	172.26	0.099
-	-	-	-	23.1	172.31	0.101
26.4	30.8	-	-	-	167.56	0.062
29.1	-	32.9	-	-	168.32	0.063
30.7	-	-	30.9	-	166.35	0.061
24.5	-	-	-	22.0	170.08	0.078
-	31.5	34.3	-	-	166.46	0.059
-	35.1	-	30.6	-	165.08	0.058
-	30.7	-	-	20.9	167.62	0.060
-	-	32.6	33.6	-	168.89	0.090
-	-	32.6	-	27.8	168.89	0.068
-	-	-	29.3	31.7	166.93	0.068
26.7	30.1	33.8	-	-	165.91	0.054
27.2	31.8	-	24.5	-	163.86	0.052
26.0	30.5	-	-	20.9	167.18	0.057
30.6	-	31.9	33.8	-	165.56	0.059
27.2	-	32.9	-	23.9	167.87	0.058
28.4	-	-	31.8	24.7	165.46	0.056
-	33.6	33.2	34.3	-	164.06	0.057
-	30.5	33.3	-	23.9	166.10	0.055
-	33.2	-	32.3	24.9	164.07	0.054
-	-	32.0	31.8	31.2	166.10	0.064
27.3	31.6	32.2	36.1	-	163.04	0.052
26.0	29.8	33.3	-	22.7	165.66	0.052
26.2	31.4	-	34.6	22.7	163.40	0.051
28.5	-	31.7	33.4	25.8	164.75	0.054
-	32.6	32.1	34.3	25.6	163.30	0.053
26.5	31.2	31.8	35.6	23.7	162.60	0.048

Tabela 5.3 - Resultado dos testes com passagens para os dias 147 e 148.

RMS dos resíduos das pseudo-distâncias (m)										RMS da órbita	
AREQ		BOGT		BRAZ		FORT		SANT		pos. (m)	vel. (m/s)
1	6	2	7	3	8	4	9	5	10		
28.5	30.3	-	-	-	-	-	-	-	-	157.83	0.078
-	-	23.7	25.2	-	-	-	-	-	-	160.45	0.080
-	-	-	-	32.9	32.2	-	-	-	-	161.69	0.084
-	-	-	-	-	-	28.1	23.5	-	-	166.95	0.083
-	-	-	-	-	-	-	-	23.5	26.4	157.19	0.091
27.1	38.0	28.5	27.7	-	-	-	-	-	-	155.54	0.070
30.2	37.3	-	-	32.1	31.4	-	-	-	-	150.02	0.059
31.4	38.1	-	-	-	-	28.4	35.2	-	-	147.97	0.055
28.3	37.1	-	-	-	-	-	-	22.8	26.6	153.68	0.071
-	-	25.6	26.7	32.5	31.9	-	-	-	-	148.78	0.056
-	-	27.7	29.7	-	-	27.9	24.1	-	-	148.66	0.055
-	-	25.8	25.7	-	-	-	-	22.3	27.6	154.80	0.074
-	-	-	-	31.7	31.2	27.4	34.7	-	-	157.50	0.072
-	-	-	-	33.2	30.8	-	-	26.9	25.5	151.66	0.065
-	-	-	-	-	-	28.5	29.3	29.7	29.0	149.50	0.062
28.0	37.2	25.6	26.9	31.7	31.2	-	-	-	-	146.16	0.051
29.7	38.0	24.3	25.4	-	-	28.2	35.1	-	-	144.32	0.048
26.9	37.1	26.6	26.9	-	-	-	-	21.9	26.8	151.73	0.064
30.4	37.6	-	-	30.9	30.5	29.8	39.2	-	-	145.68	0.050
28.7	36.9	-	-	32.4	30.8	-	-	24.0	24.9	147.77	0.055
29.2	37.3	-	-	-	-	30.2	35.8	24.0	25.5	145.48	0.052
-	-	24.3	26.1	33.0	31.9	26.7	35.2	-	-	145.57	0.049
-	-	26.0	26.7	32.5	30.9	-	-	23.6	25.5	146.94	0.053
-	-	25.0	26.2	-	-	28.0	30.6	25.8	27.9	145.30	0.052
-	-	-	-	31.2	30.9	28.9	35.5	28.5	27.6	147.23	0.055
28.7	37.5	24.5	25.6	31.2	30.7	29.8	39.4	-	-	142.35	0.044
27.1	36.8	25.7	26.7	32.0	30.9	-	-	22.6	24.9	145.13	0.049
27.8	37.1	24.8	25.7	-	-	30.2	36.2	22.7	25.5	143.10	0.047
29.0	37.3	-	-	30.7	30.6	30.7	38.8	24.7	25.6	143.50	0.048
-	-	25.0	26.1	31.5	31.1	29.0	36.5	25.1	26.8	143.35	0.046

Para este teste utilizou-se apenas uma passagem para cada estação, chegando-se aos resultados finais no sistema de referência inercial J2000 como mostra a tabela 5.4:

Observa-se que os resultados apresentados na tabela 5.4 são significativamente superiores aos que estão contidos nas tabelas 5.2 e 5.3. Para uma melhor visualização destes resultados, as figuras 5.3, 5.4 e 5.5 apresentam a variação das pseudo-distâncias em função do tempo. Nota-se que o RMS dos resíduos para os dados de pseudo-distância estão na ordem dos 30 m, consistente com os erros esperados quando o recurso SA (Selective Availability) está presente. A Figura 5.2 (Leick, 1995, p. 284) mostra este efeito com clareza. Quando este efeito é eliminado através do uso da simples diferença, o RMS dos resíduos destas observações decresce a 3 m, coerente com a precisão da medida de pseudo-distância.

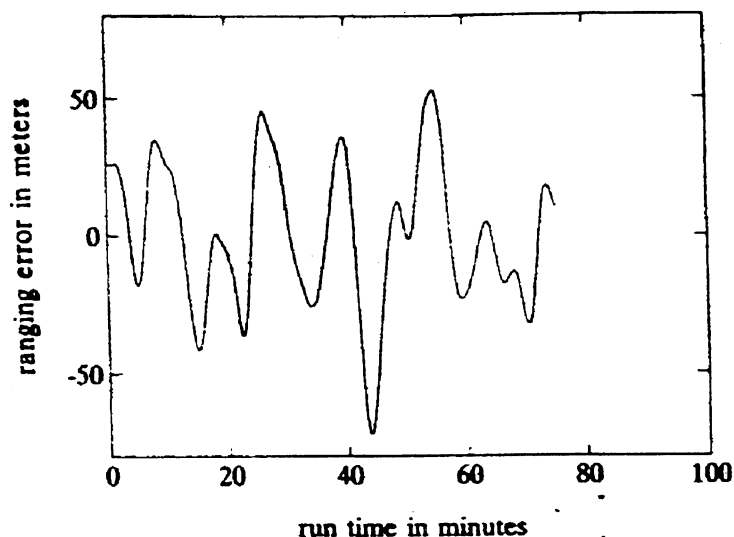


Figura 5.2 - Erro de medida induzido pela SA.

Fonte : Leick, 1995, p. 284

Tabela 5.4 - Resultado dos testes com simples diferença
no sistema de referência inercial J2000.

Variáveis estimadas	Valor	Desvio padrão
X (m)	14128475.173	9.861
Y (m)	-12720065.191	9.893
Z (m)	18373978.455	9.843
Vx (m/s)	3293.850738	0.001409
Vy (m/s)	1314.641513	0.005968
Vz (m/s)	-1602.032643	0.004395
γ	0.998951630	0.019999925
diferença de pseudo- distância (m)	-	3,31

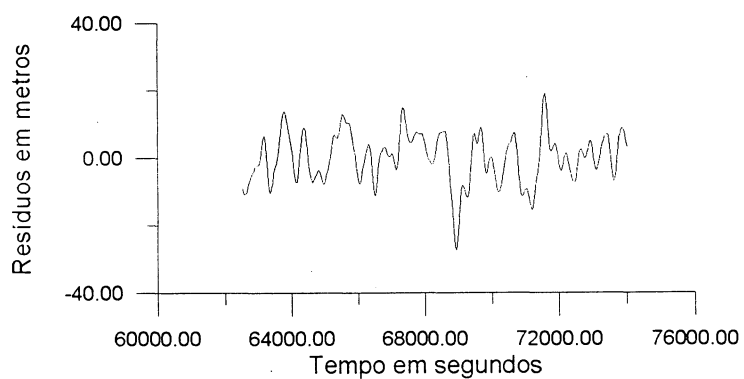


Figura 5.3 - Gráfico de resíduos em função do tempo
para o receptor de Fortaleza.

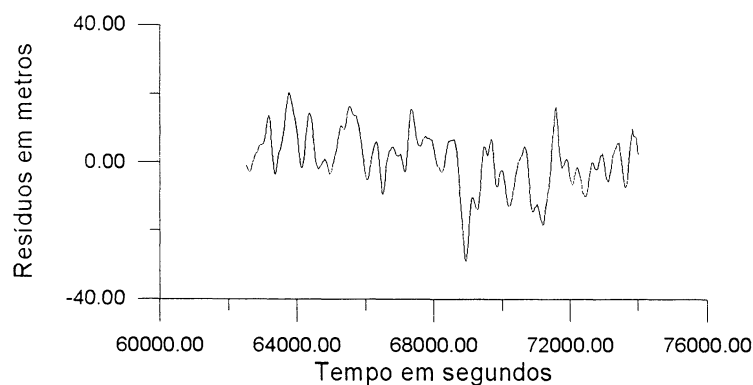


Figura 5.4 - Gráfico de resíduos em função do tempo para o receptor de Santiago.

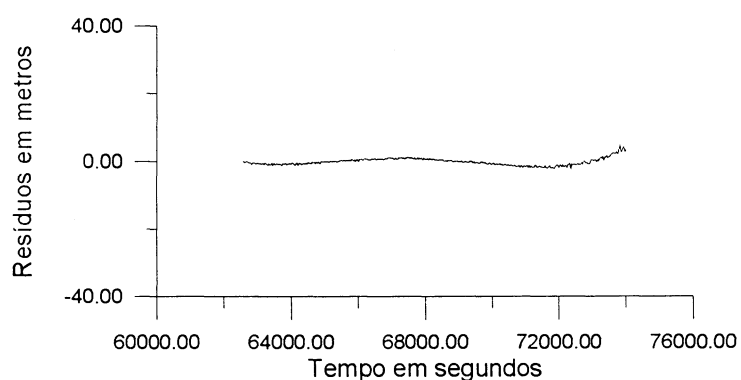


Figura 5.5 - Gráfico de resíduos em função do tempo para a simples diferença.

A apresentação dos valores finais no programa ODEM também pode ser dada no sistema de referência inercial na data verdadeira, o qual leva em consideração a precessão e a nutação terrestre, enquanto que o sistema referenciado no J2000 leva em conta apenas o equador e o ponto vernal médio da data J2000.0. A tabela 5.5 mostra os resultados em vetor de estado e em elementos keplerianos no sistema de referência na data verdadeira.

Tabela 5.5 - Vetor de estado e elementos keplerianos
no sistema de referência na data verdadeira

Vetor de estado		Elementos keplerianos	
X (m)	14123781.346	a (m)	26558666.723
Y (m)	-12733327.387	e	0.0058222059
Z (m)	18368400.247	I (deg)	54.004002295
Vx (m/s)	3294.460797	Ω (deg)	182.526159024
Vy (m/s)	1311.319018	ϖ (deg)	81.362373796
Vz (m/s)	-1603.500567	M (deg)	39.042657711

As tabelas 5.6 e 5.7 mostram a parte triangular inferior das matrizes de covariâncias do vetor de estado e elementos keplerianos, respectivamente.

Tabela 5.6 - Matriz de covariâncias do vetor de estado

$X (m)^2$	9.7248E+1					
$Y (m)^2$	1.0470E+0	9.7867E+1				
$Z (m)^2$	-1.5556E+0	2.3737E+0	9.6883E+1			
$V_x (m/s)^2$	-1.1184E-2	2.5140E-3	-5.1376E-3	1.9787E-6		
$V_y (m/s)^2$	1.3669E-4	9.7425E-3	-9.0571E-3	-2.4874E-6	3.5630E-5	
$V_z (m/s)^2$	-1.0086E-2	8.1679E-4	-1.6212E-3	-1.0753E-6	2.5017E-5	1.9319E-5

Obs: as unidades correspondem aos elementos da diagonal principal.

Tabela 5.7 - Matriz de covariâncias dos elementos keplerianos

$a \text{ (m)}^2$	4.4191E+1					
e	-6.6963E-7	6.4787E-14				
$I \text{ (deg)}^2$	2.6581E-4	4.7929E-12	3.3564E-9			
$\Omega \text{ (deg)}^2$	-5.2356E-4	-1.0479E-11	-6.0624E-9	1.3441E-8		
$\varpi \text{ (deg)}^2$	3.2932E-3	3.8507E-11	4.5282E-8	-7.2705E-8	1.0865E-6	
$M \text{ (deg)}^2$	-2.9074E-3	-3.5873E-11	-4.1718E-8	6.5034E-8	-1.0459E-6	1.0103E-6

Obs: as unidades correspondem aos elementos da diagonal principal.

CAPÍTULO 6 - CONCLUSÕES

Apresentou-se neste trabalho procedimentos para a determinação da órbita regional dos satélites NAVSTAR-GPS, baseados no processamento das medidas de pseudo-distâncias coletadas pelos receptores GPS.

Para os testes realizados com uma passagem, nota-se que os resíduos das pseudo-distâncias mantêm-se em torno dos 30 metros, valores estes dentro do previsto na literatura para cálculos realizados com o código P encriptado. Os RMS em posição e velocidade são mais precisos conforme aumenta o número de estações (receptores) utilizadas no teste, alcançando sua melhor precisão para o teste realizado com as cinco estações simultaneamente.

Para os testes realizados com duas passagens, nota-se que os valores dos resíduos das pseudo-distâncias ainda mantêm-se com valores semelhantes ao teste anterior, porém acarretando uma sensível melhora nos RMS de posição e velocidade.

No teste realizado com a simples diferença, o valor do resíduo da pseudo-distância se reduz para 3.3 metros e os RMS de posição e velocidade também tem seu valores melhorados, independente do sistema de referência adotado, como é verificado através das matrizes de covariâncias. Verifica-se também que o valor estimado para o fator γ (Coeficiente de pressão de radiação) resultou em 0.998, bem próximo do valor igual a 1, adotado como valor inicial para o teste.

Os resultados dos testes mostram que o ajuste da órbita com o processamento de simples diferença é muito melhor do que o ajuste com a pseudo-distância, gerando uma curva com um perfil muito mais homogêneo que as outras. Os valores dos resíduos de pseudo-distância oscilam entre ± 30

metros, enquanto que nos de simples diferença os valores oscilam entre ± 3 metros.

Outra conclusão importante diz respeito à estabilidade dos osciladores dos relógios atômicos dos satélites NAVSTAR-GPS, aqui representados pelo satélite 18. Mostra-se que estes relógios tem uma confiabilidade da ordem de 10^{-10} do segundo, ou seja, melhor do que o nano-segundo.

Uma grande vantagem do uso deste procedimento com o programa ODEM é a flexibilidade para a determinação de órbita em qualquer época, com os dados sendo fornecidos tanto em elementos keplerianos quanto em vetor de estado, com seus devidos desvios-padrão.

Este trabalho, devido ao seu vasto campo de pesquisa e aplicação, pode ser ampliado gerando perspectivas para desenvolvimentos de trabalhos futuros:

- ampliação dos procedimentos para o uso das fases da portadora, como citado anteriormente, o que irá aumentar sensivelmente a precisão da determinação da órbita, além de implementar a correção ionosférica com o uso das mesmas fases.

- desenvolver métodos para resolução de ambigüidade no caso de uso das medidas de fase.

- realizar testes com mais passagens para verificar o comportamento dos resíduos e dos RMS em posição e velocidade, além de testes com a simples diferença entre outras estações e com mais passagens.

- desenvolvimento de um programa para uso específico na determinação de órbitas dos satélites NAVSTAR-GPS, fazendo uma determinação simultânea para todos os satélites do sistema.

- desenvolvimento de um sistema de divulgação de efemérides regionais para a América do Sul, com pequeno atraso e precisão consistente, através do posicionamento de receptores que permitam uma cobertura global do território.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANDERSEN, P. H.; HAUGE, S. GPS orbit determination using pseudorange measurements. PROCEEDING 5th INTERNATIONAL GEODETIC SYMPOSIUM ON SATELLITE POSITIONING, Las Cruces, 1989. **Proceedings...**, vol.1, p.234-247.
- ANDRADE, J. B. **NAVSTAR-GPS**. Curitiba: Universidade Federal do Paraná, Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, 1988.
- BOUCHER, C.; ALTAMINI, Z.; DUHEN, L. **Results and analysis of the ITRF93**. Paris: IERS, oct. 1994. (IERS Technical note 18)
- FERREIRA, L. D. D.; KUGA, H. K. **Avaliação dos efeitos da pressão de radiação solar para satélites GPS**. No prelo.
- FLIEGEL, H. F.; GALLINI, T. E.; SWIFT, E. R. Global positioning system radiation force model for geodetic applications. **Journal of Geophysical Research**, Washington, v.97, n. B1, p.559-568, 1992.
- FLIEGEL, H. F.; GALLINI, T. E. Radiation pressure model for Block II GPS Satellites. PROCEEDING 5th INTERNATIONAL GEODETIC SYMPOSIUM ON SATELLITE POSITIONING, Las Cruces, 1989. **Proceedings...**, vol.1, p.789-798.
- GEMAEL, C. **Geodésia celeste: Introdução**. Curitiba: Universidade Federal do Paraná, Curso de Pós-Graduação em Ciências Geodésicas, 1991.
- GURTNER, W.; MADER, G. **The RINEX format**: current status, future developments. Ottawa:GPS'90,1990, p. 977-992.
- KING, R. W.; MASTERS, E. G.; RIZOS, C.; STOLZ, A. **Surveying with GPS**. Austrália: University of New South Wales, 1985.
- KLOBUCHAR, J. A. Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, New York, v. AES-23, n. 2, 1987.
- 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, 1989, Tese (Doutorado em Ciência Espacial / Mecânica Orbital), Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, (INPE-4959-TDL/388)
- KUGA, H. K.; GILL, E. **A mathematical description of the ODEM orbit determination software**. Oberpfaffenhofen: German Aerospace Research Establishment (DLR), 1994a.(DLR-GSOC 94-06)

- KUGA, H. K.; GILL, E. **ODEM orbit determination user manual**. Oberpfaffenhofen: German Aerospace Research Establishment (DLR), 1994b. (DLR-GSOC IB 94-07)
- KUGA, H. K.; GILL, E. **ODEM orbit determination user manual**. Oberpfaffenhofen: German Aerospace Research Establishment (DLR), 1995.
- LEICK, A. **GPS satellite surveying**. 2. ed., New York: John Wiley & Sons Inc., 1995.
- LICHTEN, S. M.; BORDER, J. S. Strategies for high-precision global positioning system orbit determination. **Journal of Geophysical Research**, Washington, v. 92, n. B12, p.12751-12762, 1987.
- PAIVA, R. N. **Determinação autônoma de órbita usando o GPS**. São José dos Campos, 1988. Tese (Doutorado em CEA/Mecânica Orbital), Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais.
- REIGBERG, C.; ZHU, S.; GALAS, R.; RIZOS, C.; MARKWITZ, W. Strategies for GPS orbit determination in DOGS. PROCEEDING 5th INTERNATIONAL GEODETIC SYMPOSIUM ON SATELLITE POSITIONING, Las Cruces, 1992. **Proceedings...**, vol.1, p.113-128.
- SANTOS, M. C.; VANÍČEK, P.; LANGLEY, R. B. Orbit improvement and generation of ephemerides for the global positioning system satellites: A summary. In: IUGG XXI GENERAL ASSEMBLY (21:Boulder:1995). **Abstracts...**, Week B, Section I: Positioning (GB41B-11)
- SEEBER, G. **Satellite geodesy: foundations, methods and applications**. Berlin, Walter de Gruyter, 1993.
- SILVA, W. C. C.; FERREIRA, L. D. D. **Satélites artificiais: movimento orbital**. São José dos Campos : INPE, 1984.