

Visibilidade shown

Data de Acesso 24 abr. 2006

[atualizar](#)

[Fechar](#)

CORREÇÃO IONOSFÉRICA E DETECÇÃO DE *CYCLE SLIPS* PARA AS MEDIDAS GPS DE DUPLA FREQUÊNCIA

Vivian Martins Gomes

Aluna da Universidade de Tubaté – Bolsa PIBIC/CNPq

Orientadores: MSc. Ana Paula Marins Chiaradia, DMC

Dr. Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado, Tecnologista, DMC

Para determinar a órbita de um satélite artificial usando o sistema GPS, temos que usar as medidas de observação do GPS. Essas medidas são afetadas por diferentes fontes de erros que causam erros nos observáveis, tais como erro no relógio do satélite GPS e do usuário, erros de efemérides, desvios de *hardware*, multicaminho, desvios ionosféricos e troposféricos, ruídos do receptor e resolução e dinâmica do satélite GPS, sendo a ionosfera a maior fonte de erros no sinal de propagação. Portanto, o objetivo principal deste trabalho é fazer a remoção dos efeitos ionosféricos usando dupla frequência e identificar possíveis *cycle slips*.

O GPS é um sistema de navegação por satélites que tem como princípio básico determinar a posição e velocidade tridimensionais e o tempo com alta precisão, sendo seus objetivos principais o auxílio à radionavegação em três dimensões com elevada precisão de posição, navegação em tempo real, cobertura global e rápida obtenção das informações transmitidas pelos satélites. Esse sistema fornece dois tipos de observáveis: a *pseudorange*, que são as medidas da distância entre os satélites e o usuário, e a fase da portadora, que é a diferença entre a fase da portadora do satélite GPS recebida pela antena do receptor e a fase do oscilador interno do receptor na época da medida. As diferenças entre essas duas medidas são que a fase da portadora é baseada em um número inteiro desconhecido de ciclos, ou seja, uma ambigüidade e tem ruídos do receptor muito menor que a *pseudorange*; esses dois fatores fazem com que a fase da portadora seja mais precisa em termos de resolução porém, é sensível a *cycle slips*.

Cycle slip é uma descontinuidade do número inteiro de ciclos na medida da fase da portadora que resulta em uma perda temporária no caminho da portadora ao receptor GPS e é restrito para medidas da fase. Algumas de suas causas são obstruções do sinal do satélite, más condições ionosféricas, multicaminho ou baixa elevação do satélite.

É necessário fazer um pré processamento das medidas para detectar os *cycle slips*. A idéia principal para detectá-los é através da variação do resíduo da ionosfera.

Para os efeitos ionosféricos, é possível eliminá-los matematicamente com receptores de dupla frequência devido aos atrasos e avanços ionosféricos serem dependentes das frequências, no entanto, há algumas complicações que surgem de uma compensação no ajuste entre as duas frequências no satélite e talvez no receptor.

Para analisar o método de detecção de *cycle slips* e da correção ionosférica para as medidas GPS de dupla frequência foi desenvolvido um programa em linguagem Fortran. Foram feitas simulações utilizando dados reais da mensagem de navegação recebida pelo satélite Topex/Poseidon que possui um receptor GPS de dupla frequência a bordo.

As figuras 1 e 2 mostram os erros ionosféricos para *pseudorange* e fase da portadora, respectivamente, depois de um pré-processamento das medidas para um único satélite GPS durante um período de visibilidade. O erro médio para a *pseudorange* em L1 é -3.62 m; para *pseudorange* em L2 é -5.96 m; para a fase da portadora em L1 é 3.62 m; para fase da portadora é 5.97 m.

De acordo com as figuras e análise dos resultados, o programa desenvolvido detectou e removeu os *cycle slips* e corrigiu os efeitos da ionosfera usando dupla frequência como esperado.

[Imprimir](#)[Fechar](#)*Referência Completa*

Tipo da Referência	Conference Proceedings
Chave Secundária	INPE-9738-PRE/5333
Chave de Citação	GomesChia:1999:CoIoDe
Autor(es)	Gomes, Vivian Martin Chiaradia, Ana Paula Marins
Título	Correção ionosférica e detecção de cycle Slips para as medidas GPS de dupla frequência
Nome do Evento	Seminário de Iniciação Científica do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (SICINPE 1999)
Localização do Evento	São José dos Campos, BR
Ano	1999
Páginas	75-76
Título do Livro	Anais
Data	1-2 jul. 1999
Repositório do Metadado	sid.inpe.br/iris@1905/2005/07.30.05.21.19
Rótulo	11261
Palavras-Chave	ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAL, determinação de órbita, satélites artificiais, sistema GP, medidas.
Resumo	Para determinar a órbita de um satélite artificial usando o sistema GPS, temos que usar as medidas de observação do GPS. Essas medidas são afetadas por diferentes fontes de erros que causam erros nos observáveis, tais como erro no relógio do satélite GPS e do usuário, erros de efemérides, desvios de hardware multicaminho, desvios ionosféricos e troposféricos, ruídos do receptor e resolução e dinâmica do satélite GPS, sendo a ionosfera a maior fonte de erros no sinal de propagação. Portanto o objetivo principal deste trabalho é fazer a remoção dos efeitos ionosféricos usando dupla frequência e identificar possíveis cycle slips.
Última Atualização do Metadado	2005:07.30.05.21.19 sid.inpe.br/banon/2001/04.03.15.36 administrator
Site	< iris.sid.inpe.br:1905 >
Idioma	Pt
Tipo Secundário	PRE CN
Divulgação	<E>
Data Secundária	20020608
Area	ETES
Grupo(s)	DMC
Usuário Avançado	jefferson
Grupo de Usuários	administrator
Visibilidade	

shown

Data de Acesso 11 jan. 2006

atualizar

Fechar

RELATÓRIO FINAL DE PESQUISA - CNPq

Instituição: INPE – São José dos Campos

Bolsista: Vivian Martins Gomes

**Título: Correção Ionosférica e Detecção de *Cycle Slips*
Para as Medidas GPS de Dupla Frequência**

**Orientadores: Msc. Ana Paula Marins Chiaradia
Prof. Dr. Antônio Fernando Bertachini de Almeida Prado**

Período: Janeiro/99 – Junho/99

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

SUMÁRIO

1. Introdução.....	1
2. Programa de Transformação de coordenadas.....	1
2.1 Transformação de coordenadas.....	2
2.2 Definição de sistemas de coordenadas.....	3
2.3 Transformação de ToD para PEF.....	4
2.4 Testes.....	5
3. Correção ionosférica usando dupla frequência.....	6
3.1 Sistema GPS.....	7
3.1.1 Características do sistema GPS.....	7
3.1.2 Sinais dos satélites GPS.....	10
3.1.3 Funcionamento do GPS.....	10
3.1.4 Medidas de observação do GPS.....	11
3.1.5 Fontes de erros.....	12
3.1.6 Aplicações.....	13
3.1.7 Formato Rinex.....	13
3.2 Meios de propagação.....	15
3.3 Métodos de correção ionosférica nas medidas GPS.....	16
3.3.1 Métodos para única frequência.....	20
3.3.2 Métodos para dupla frequência.....	23

3.4 Pré-processamento das medidas.....	24
4. Resultados.....	27
5. Conclusão.....	31
6. Referências.....	32
7. Bibliografia consultada.....	33
8. Apêndice - Exemplos de Formato Rinex.....	34

1. INTRODUÇÃO

Durante o mês de janeiro de 1999, foi feito um estudo para aprendizado da linguagem de programação FORTRAN, visto que será necessário o desenvolvimento de programas nesta linguagem. Como trabalho inicial para aprendizagem da linguagem, foi desenvolvido um programa de transformação de sistema de coordenadas que será apresentado neste relatório. Como o objetivo principal deste trabalho de iniciação científica é desenvolver um programa em linguagem FORTRAN para corrigir os efeitos ionosféricos das medidas GPS utilizando dupla frequência, inicialmente foi necessário fazer um estudo detalhado sobre o sistema GPS durante o mês de fevereiro deste mesmo ano para introduzir o assunto. Em seguida foi feito um estudo de modelos de correção ionosférica utilizando uma ou duas frequências durante o mês de março. Nos meses de abril a junho, foi implementado o modelo escolhido para corrigir os efeitos ionosféricos. Durante esta implementação, verificou-se que era necessário fazer um pré-processamento das medidas antes de fazer a correção. Este pré-processamento seria detecção e remoção de *cycle slips*.

2. PROGRAMA DE TRANSFORMAÇÃO DE COORDENADAS

O objetivo deste trabalho é desenvolver um programa, em Fortran, de transformação de sistemas de coordenadas de ToD (*True of Date*) para PEF (*Pseudo Earth-Fixed*) e a transformação inversa. Para validar o programa, foi utilizado o arquivo POE (*Precise Orbit Ephemeris*) gerado pela NASA/JPL (*Jet Propulsion Laboratory*) com as coordenadas cartesianas do satélite TOPEX/POSEIDON nos dois sistemas de referência citados.

2.1 Transformação de coordenadas

Os astros se movem no céu, assim é necessário obter métodos para posicioná-los no céu em um dado instante. Essa identificação de posição e hora é dada por meio da construção de sistemas de referência e de tempo.

Basicamente estes sistemas se baseiam em coordenadas polares (r, θ, ϕ) e se torna necessário definir um plano fundamental, uma origem e um eixo.

Em geral, para especificar a posição de um corpo celeste em uma maneira melhor e conveniente, suas coordenadas conhecidas em um sistema precisam ser transformadas para coordenadas em um outro sistema .

Sejam dois sistemas coordenados

OXYZ – com vetores unitários I, J, K

Oxyz – com vetores unitários i, j, k

Sabemos que as componentes de um vetor dado em OXYZ (v_{XYZ}) se relaciona com as componentes deste mesmo vetor dado Oxyz (v_{xyz}) através de uma matriz de rotação R, ou seja:

$$v_{xyz} = R(\theta) v_{XYZ} \quad (1)$$

onde θ é o ângulo de rotação.

As colunas de $R(\theta)$ serão as componentes de cada vetor unitário I, J, K no sistema Oxyz.

Então:

$$R(\theta) = \begin{pmatrix} I_x & J_x & K_x \\ I_y & J_y & K_y \\ I_z & J_z & K_z \end{pmatrix} \quad (2)$$

Se os dois sistemas possuem uma base ortonormal, ou seja, são ortogonais, então:

$$R^{-1} = R^t \quad (3)$$

Logo,

$$\mathbf{v}_{XYZ} = \mathbf{R} \mathbf{v}_{xyz} \quad (4)$$

Mas,

$$\mathbf{v}_{XYZ} = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{v}_{xyz} \quad (5)$$

$$\mathbf{v}_{XYZ} = \mathbf{R}^t \mathbf{v}_{xyz} \quad (6)$$

$$\bar{\mathbf{R}} = \mathbf{R}' \quad (7)$$

A transformação completa é realizada através de rotações em torno dos eixos instantâneos de rotação Z, X e Z.

2.2 Definição de sistemas de coordenadas (Hofman-Wellenhof *et. al.*, 1994)

Sistema inercial convencional: por convenção, o eixo Z é idêntico ao eixo da posição do momento angular numa época padrão denotada por J2000. O eixo X indica o equinócio vernal associado. Esse equinócio é percebido, por exemplo, cinematicamente por um conjunto de estrelas fundamentais.

Desde que este sistema seja definido convencionalmente e a compreensão prática não coincida com o sistema teórico, ele é chamado (convencional) de modelo de referência inercial. Algumas vezes o termo quase-inercial é usado para dizer que o sistema geocêntrico não é rigorosamente inercial por causa do movimento da Terra em torno do Sol.

Sistema terrestre convencional: por convenção, o eixo Z é idêntico a posição média do eixo de rotação da Terra. O eixo X é associado com o meridiano de Greenwich. Este sistema é definido por um conjunto de estações de controle terrestre servindo como ponto de referência.

O vetor \mathbf{X} no sistema terrestre pode ser representado por coordenadas cartesianas X, Y, Z assim como também por coordenadas helicoidais φ, λ, h .

O sistema de medida de tempo sideral se baseia na passagem meridiana de uma estrela ou do ponto vernal. Oficialmente é adotado o ponto vernal como regulador do tempo sideral.

A matriz de rotação para o tempo sideral é dada por $R^S = R_3\{\theta_0\}$, onde θ_0 é o tempo sideral aparente de Greenwich.

A transformação do sistema de coordenadas ToD (*True of Date*) para o sistema PEF (*Pseudo Earth-Fixed*) leva em conta a rotação do meridiano de Greenwich em relação ao sistema inercial ToD.

Essa transformação refere-se as coordenadas inerciais ToD para as coordenadas geográficas correspondendo a rotação da Terra, contudo não exata para o movimento polar.

2.3 Transformação de ToD para PEF

A transformação de ToD para PEF é concluída por (Kuga e Gill, 1994):

$$r_{pef} = R(\theta) r_{ToD} \quad (8)$$

A matriz de rotação $R_z(\theta)$ é dada por:

$$R_z(\theta) = \begin{pmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (9)$$

onde θ é chamado tempo verdadeiro de Greenwich.

Para os componentes da velocidade tem-se:

$$\dot{r}_{PEF} = R(\theta)\dot{r}_{ToD} + \dot{R}(\theta)r_{ToD} \quad (10)$$

Logo, a matriz de rotação $R_z(\theta)$ é dada por:

$$\dot{R}_z(\theta) = \dot{\theta} \begin{pmatrix} -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ -\cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (11)$$

A transformação inversa é concluída por:

$$\Gamma_{\text{ToD}} = R_\theta^T \Gamma_{\text{PEF}} \quad (12)$$

$$\dot{r}_{\text{ToD}} = R_\theta^T \dot{r}_{\text{PEF}} + \dot{R}_\theta^T r_{\text{PEF}} \quad (13)$$

2.4 Testes

Para verificar o programa desenvolvido, foi utilizando o arquivo POE (*Precise Orbit Ephemeris*) gerado pela NASA/JPL (*Jet Propulsion Laboratory*) do satélite TOPEX/POSEIDON que possui as coordenadas X, Y, Z nos dois sistemas ToD e PEF para cada época (Shapiro, 1998)

Como primeiro teste, foi feita a transformação do sistema PEF para ToD utilizando o tempo sideral dado e coordenadas dadas em PEF. A média do erro e o desvio padrão do erro (σ) obtidos comparando as coordenadas dadas no sistema ToD com as coordenadas calculadas estão expostos na Tabela 1. Os resultados da transformação inversa estão expostos na Tabela 2.

Como segundo teste, foi feita a transformação do sistema PEF para ToD calculando o tempo sideral através de uma subrotina e as coordenadas dadas no sistema PEF. A média do erro e o desvio padrão do erro obtidos comparando as coordenadas dadas no sistema ToD com as coordenadas calculadas estão expostos na Tabela 3, e ainda essa transformação inversa na Tabela 4.

Tabela 1: PEF para ToD com Tempo Sideral dado

	média	σ
Δr	$3.36 \times 10^{-8} \text{ m}$	$2.4 \times 10^{-8} \text{ m}$
Δv	$4.01 \times 10^{-5} \text{ m/s}$	$1.13 \times 10^{-5} \text{ m/s}$

Tabela 2: ToD para PEF com Tempo Sideral dado

	média	σ
Δr	3.36×10^{-8} m	2.4×10^{-8} m
Δv	4.01×10^{-5} m/s	1.13×10^{-5} m/s

Tabela 3: PEF para ToD com Tempo Sideral calculado

	média	σ
Δr	490.1887 m	138.2074 m
Δv	4.29×10^{-1} m/s	0.13763 m/s

Tabela 4: ToD para PEF com Tempo Sideral calculado

	média	σ
Δr	490.1887 m	138.2074 m
Δv	4.58×10^{-1} m/s	0.128537 m/s

3. CORREÇÃO IONOSFÉRICA USANDO DUPLA FREQUÊNCIA

Para determinar a órbita de um satélite artificial usando o Sistema GPS, é necessário usar as medidas de observação do GPS. Entretanto, os sinais se propagam através da ionosfera e da troposfera causando erros nas medidas. Os efeitos da ionosfera causam o maior erro na propagação do sinal. Então, é necessário neutralizar este efeito usando algum tipo de modelo e/ou medida, e considerá-los no modelo de ajustamento.

Os receptores GPS de dupla frequência fazem uso do fato que sinais em L1 e L2 sofrem diferentes atrasos de propagação na ionosfera. Portanto, o efeito da ionosfera em sinais GPS podem ser largamente removidos através de observações de dupla frequência (Hofman-Wellenhof *et. al.*, 1994).

Esse trabalho tem como objetivo principal fazer a remoção dos efeitos ionosféricos usando dupla frequência e identificar possíveis *cycle slips*. Serão apresentados métodos de correção

ionosférica nas medidas GPS e usando dupla frequência, assim como um pré-processamento das medidas para detectar os *cycle slips*.

A seguir será apresentado um estudo feito sobre o Sistema GPS.

3.1 Sistema GPS

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

O Departamento de Defesa (DoD) dos Estados Unidos utilizou a experiência adquirida com projetos anteriores, tais como os sistemas TRANSIT e TIMATION (que utilizavam o princípio do efeito Doppler) para a criação do novo sistema: o sistema GPS.

3.1.1 Características do Sistema GPS

O princípio básico de funcionamento do GPS é determinar a posição e velocidade tridimensionais e o tempo com alta precisão. O sistema pode ter um número ilimitado de usuários simultaneamente em qualquer parte do mundo.

Os principais objetivos do sistema GPS são:

- auxílio à radionavegação em três dimensões com elevada precisão nos cálculos de posição;
- navegação em tempo real;
- cobertura global;
- rápida obtenção das informações transmitidas pelos satélites.

A posição e a velocidade do usuário são obtidas através de triangulação, ou seja, cômputo da posição tridimensional tendo conhecido a posição de 3 pontos fixos e a posição relativa entre o usuário e cada ponto fixo. Veja Figura 1.

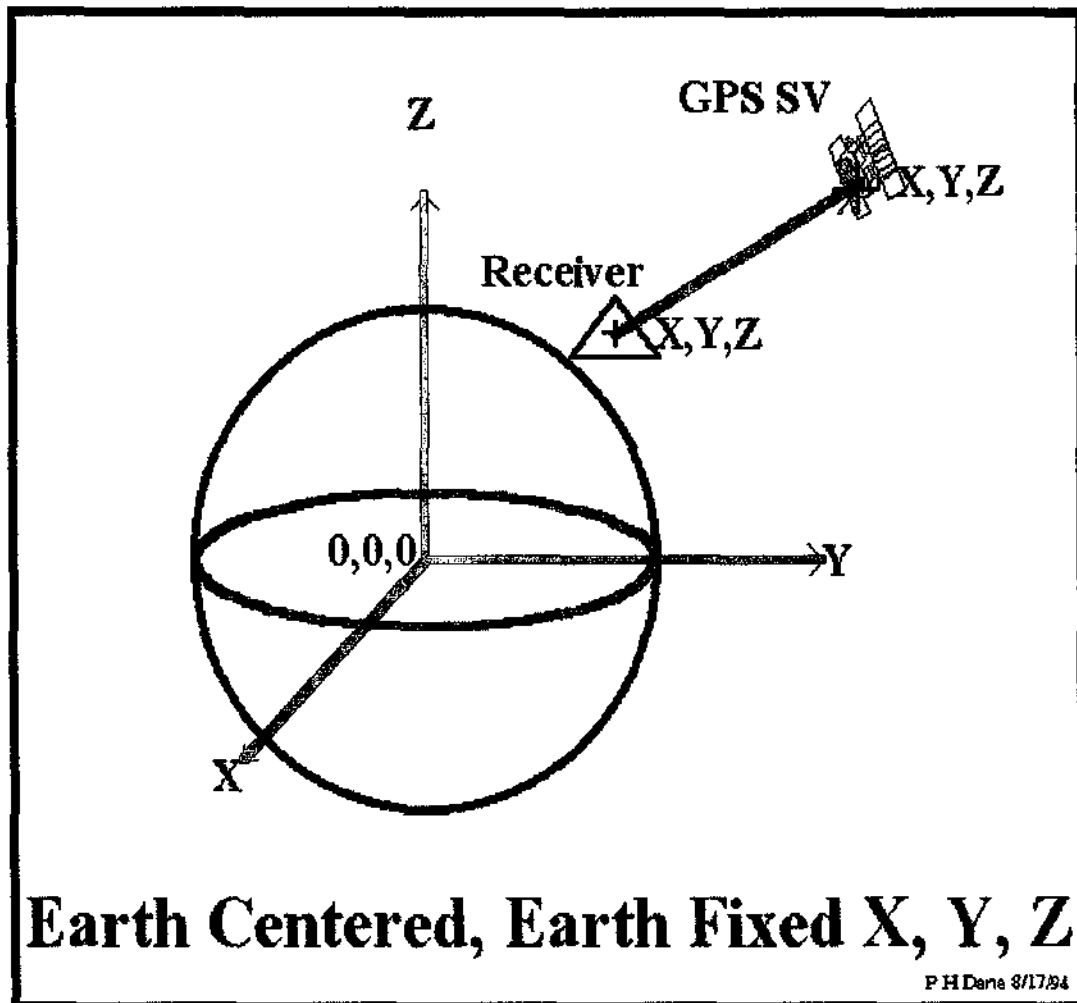


Figura 1: Método da Triangularização (Dana,1998)

O GPS é dividido em três segmentos principais: *segmento Espacial*, *segmento de Controle* e *segmento Usuário*.

Segmento Espacial: esse segmento tem a função de gerar e transmitir códigos. Para defini-lo foram realizados estudos com respeito ao número de satélites, aos parâmetros orbitais e a tecnologia de fabricação do satélite.

Os parâmetros orbitais dos satélites do sistema GPS são, basicamente os parâmetros orbitais Keplerianos clássicos: semi-eixo maior, excentricidade da órbita, inclinação do plano da órbita, longitude do nó ascendente, argumento do perigeu, tempo de passagem pelo perigeu.

Com esses parâmetros podemos obter as coordenadas de posição X, Y e Z e as respectivas velocidades de cada satélite.

O sistema de coordenadas de referência para o GPS é o geocêntrico, com o eixo X no sentido do centro da Terra para o ponto de interseção entre o Equador e o Meridiano de Greenwich, o eixo Z no sentido do centro da Terra para o Polo Norte Verdadeiro, e o eixo Y completa o triedro ortogonal dextrógiro.

Esse sistema tem uma constelação de 24 satélites com período de 11h e 58 min. Destes, 21 estão navegando e 3 são reservas (Dana,1998), estão em vôo para rápida substituição de panes em satélites ativos. Os satélites estão orbitando em seis planos e contém quatro satélites igualmente espaçados em cada plano. Cada satélite é visível apenas uma vez por dia. Um usuário em qualquer lugar do planeta pode ver pelo menos 4 satélites simultaneamente e no máximo 11. A meta de tempo de vida dos satélites é de 7,5 anos (Leick,1994).

Segmento de Controle: é constituído por estações terrestres controladas pelo Departamento de Defesa norte americano. Tem como objetivo monitorar, corrigir e garantir o funcionamento do sistema. Este segmento tem controle sobre as órbitas dos satélites, podendo alterar as efemérides modificando os parâmetros orbitais que são transmitidos para o usuário. Através desse controle e também do controle do ruído nos sinais transmitidos pelos satélites é possível controlar a precisão máxima nos cálculos de posição dos usuários do sistema. Esse segmento possui um centro de controle e quatro estações de monitoramento.

Segmento Usuário: é constituído por todos que utilizam o sistema. As transmissões de vários satélites são observadas e gravadas, para posteriormente serem obtidos sua posição, velocidade e tempo. São necessários quatro satélites para o cálculo de X, Y, Z e o tempo.

3.1.2 Sinais dos Satélites GPS

O GPS utiliza uma frequência interna de 10.23 MHz e todas as frequências do sistema devem ser múltiplas desta. As frequências de comunicação entre os segmentos do sistema são um sinal primário (L1) de 1575.42 MHz e uma transmissão secundária (L2) de 1227.6 MHz; esses sinais são polarizados no sentido anti horário.

L1 carrega a mensagem de navegação e os sinais do código SPS e L2 minimiza os efeitos ionosféricos.

Os sinais L1 e L2 transmitem ao usuário as efemérides do satélite, as correções do relógio do satélite, parâmetros atmosféricos, parâmetros orbitais de todos os satélites e outros dados relevantes sobre o sistema em geral.

Essas informações, que podem ser chamadas de mensagem de navegação, são formatadas em código binário, agrupadas em módulos com duração de 30 segundos cada e transmitidas na razão de 50 bits por segundo; são então somadas a *códigos de identificação* com frequências de 1.023 MHz (código C/A) e de 10.23 MHz (código P).

Código C/A: (Coarse/Acquisition) é para uso civil e de fácil aquisição.

Código P: (Precision) é para uso restrito e de difícil aquisição.

A mensagem GPS digital completa é transmitida em um quadro principal. Este quadro principal é composto de 25 “páginas” de informações, que são também chamadas de módulos. Cada módulo é subdividido em 5 quadros; cada quadro é subdividido em 10 sub-quadros, e cada sub-quadro é subdividido em palavras de 30 bits. Os bits são transmitidos em uma frequência de 50 bit/s.

3.1.3 Funcionamento do GPS

O sistema GPS é baseado na medida de distâncias entre uma fonte transmissora e uma receptora de rádio-sinais. Se tivermos três distâncias medidas e soubermos a posição absoluta das três fontes transmissoras, podemos determinar a posição absoluta da fonte receptora a partir do processo de triangulação desde que os relógios dos satélites GPS e do receptor estejam sincronizados, senão serão necessárias quatro medidas.

O efeito Doppler e os efeitos interferométricos também são usados para a obtenção de posição e velocidade do usuário.

3.1.4 Medidas de Observação do GPS

Os satélites GPS enviam medidas de distância que são deduzidas das diferenças das medidas, da fase e do tempo, baseadas na comparação entre os sinais recebidos e os sinais gerados pelo receptor. Essas medidas são chamadas de observáveis e são feitas utilizando um relógio no satélite e outro no receptor. No entanto, o sinal enviado pelo satélite não é o mesmo recebido pelo receptor e essa diferença entre os sinais é causada por vários tipos de fontes.

As medidas de distâncias entre os satélites e o usuário apresentam erros devido a efemérides dos satélites, relógio do satélite, relógio do usuário, meio de propagação, receptor e efeitos relativísticos. Essas medidas não específicas são chamadas *pseudoranges*. Existem dois tipos de medidas fundamentais que são a *pseudorange* da observação do código e da fase da portadora.

Pseudorange da observação do código: as medidas das distâncias entre os satélites e o usuário são distâncias chamadas de *pseudoranges*. O receptor mede o tempo de transmissão do sinal através da correlação dos códigos idênticos de ruído pseudoaleatório gerados pelo satélite com aqueles gerados internamente pelo receptor. O tempo de transmissão multiplicado pela velocidade da luz produz a *pseudorange*.

Pseudorange da fase da portadora: a diferença entre a fase da portadora do satélite GPS recebida pela antena do receptor e a fase do oscilador interno do receptor na época da medida é definido como a medida da fase da portadora. Essas duas medidas são enviadas em formato RINEX que será descrito a seguir.

3.1.5 Fontes de Erros

Cada segmento do sistema GPS é afetado por diferentes fontes de erros que causam erros nos observáveis.

Os erros de ruídos são efeitos combinados de ruído do código PRN (*Pseudorandom Noise*) e ruído gerado no receptor (ambos cerca de 1 metro).

Os erros de *bias* são resultado da disponibilidade seletiva, erros do relógio do satélite, erros nos dados das efemérides, atrasos troposféricos, atrasos ionosféricos não modelados e multi-caminho. Erros graves resultam erros de centenas de quilômetros.

O segmento de controle pode errar devido ao computador e erro humano, e isso pode causar erros de 1 metro a centenas de quilômetros. Também erros de receptor devido a falhas de *software* e *hardware* podem causar erros graves de qualquer tamanho.

Os erros das efemérides podem ser introduzidos artificialmente pelo segmento de controle e também devido a imperfeições no lançamento, distúrbios provocados por pressões de radiações solares, forças gravitacionais do Sol e da Lua e outros.

Os erros dos relógios são devidos a falta de sincronização dos relógios dos satélites, do receptor e o tempo GPS e a disponibilidade seletiva.

Os erros devido ao meio de propagação são devidos a propagação das ondas através da ionosfera e erros devidos ao multi-caminho (reflexões do sinal principal, o receptor do usuário recebe vários sinais devido às múltiplas trajetórias provocadas por reflexões em superfícies

diversas – prédios, superfícies metálicas, etc), localizadas principalmente por perto da antena do usuário. Essa é a maior fonte de erros no que diz respeito ao posicionamento do GPS.

3.1.6 Aplicações

O sistema GPS é usado em aplicações terrestres, marítimas e aeroespaciais.

As aplicações terrestres se estendem desde posicionamento geodésico até controle de localização de frotas de veículos. Alguns fabricantes de veículos já fabricam carros com sistemas de navegação GPS, que permitem ao usuário saber informações sobre as condições do trânsito, das estradas, atmosféricas, etc.

As aplicações espaciais estão na aplicação do sistema nos veículos lançadores de satélites ou foguetes, nas naves tripuladas, nas transferências de órbitas de satélites, na monitoração ou determinação da posição dos satélites, etc.

3.1.7 Formato Rinex (Strang, 1997)

Para facilitar o processamento simultâneo de dados de vários satélites de tipos e fabricantes diferentes, todos os fabricantes têm que usar o mesmo formato de saída de dados ou tem que ser definido um formato de dados comum para que possa ser usado como uma interface entre todos os tipos de receptores geodésicos e os diferentes sistemas de programas de processamento. Assim, foi feita uma tentativa para definir e aceitar um formato comum para troca de dados internacionais. Foi então, proposto na Suíça, por Gurtner o RINEX (*Receiver Independent Exchange Format*) e recomendado para uso internacional.

Tempo, fase e distância são três quantidades fundamentais nas observações do GPS definidas pelo RINEX.

cada linha contida nesta seção. Estes rótulos são obrigatórios e devem aparecer exatamente como dado nesta descrição.

Exemplos dos arquivos de dados de observação e navegação se encontram no item 8.

3.2 Meios de Propagação

Os sinais, no seu caminho entre os satélites e a estação, propagam através de regiões atmosféricas de diferentes naturezas e estados variáveis acarretando diferentes tipos de influência. Podem ocorrer variações na direção de propagação, na velocidade de propagação e na intensidade do sinal.

Os meios de propagação afetam a propagação de ondas eletromagnéticas a qualquer frequência, resultando, entre outras coisas, em desvio no caminho do sinal, atraso no tempo de chegada e adiantamento nas fases da portadora.

No posicionamento do GPS as mudanças angulares no ângulo zenital não são importantes, mas sim o tempo de chegada de modulações portadoras e fases da portadora. Desvio geométrico do caminho do sinal causa um pequeno atraso que é negligenciado por ângulos de elevação acima de 5°. A velocidade de propagação local na atmosfera é diferente da no vácuo e varia com a localidade e o tempo.

A atmosfera terrestre é geralmente dividida em regiões. Essas regiões são baseadas em propriedades físicas e aparência comuns, como temperatura, composição, estado de mistura, ionização, etc. Veja na Tabela 5 as diferentes regiões da atmosfera terrestre.

As regiões de propagação mais importantes são a troposfera e a ionosfera. A ionosfera envolve a região entre aproximadamente 50 e 1500 km acima da Terra e é caracterizada pela presença de elétrons livres. Esses elétrons afetam a propagação de ondas de rádio e assim afetam os sinais dos satélites GPS. O atraso da propagação da ionosfera depende do conteúdo de elétrons junto com a trajetória do sinal e da frequência usada. Frequências da portadora abaixo

de 30MHz são refletidas pela ionosfera, somente frequências mais altas penetram na ionosfera. Como a ionosfera é um meio dispersivo, as modulações na portadora e nas fases da portadora são afetadas diferentemente e esse efeito é uma função da frequência portadora (o impacto diminui com o aumento da frequência).

A troposfera é a parte inferior da atmosfera terrestre e se estende desde a superfície da Terra até cerca de 40 km acima da superfície, a temperatura nesta região diminui aproximadamente 10 kelvin/km. O sinal de propagação depende principalmente do vapor d'água e da temperatura das camadas atmosféricas. A troposfera é um gás neutro.

O posicionamento com GPS requer cuidadosas considerações sobre os impactos dos meios de propagação.

O GPS tornou-se uma ferramenta para o estudo da atmosfera, em particular da ionosfera.

Tabela 5: Esquema de possível divisão da atmosfera terrestre (Seeber,1993)

Altitude (km)	Temperatura	Ionização	Campo Magnético	Propagação	Técnico
100 000	Termosfera	Protonosfera	Magnetosfera	Ionosfera	Atmosfera superior
10 000					
1000					
100	Mesosfera	Neutrosfera	Dinamosfera	Troposfera	Atmosfera inferior
	Estratosfera				
10	Troposfera				

3.3 Métodos de Correção Ionosférica nas medidas GPS

O principal propósito da segunda frequência em satélites GPS é neutralizar o efeito da ionosfera no sinal de propagação. O efeito ionosférico no sinal GPS pode ser facilmente removido pelas observações de dupla frequência.

Atrasos no código e avanços na fase: como consequência de diferentes velocidades ocorrem atrasos e avanços nas medidas, ou seja, medidas do código do GPS são atrasadas e das fases da portadora são avançadas. Assim, *pseudoranges* do código são medidas muito longas e *pseudoranges* da fase da portadora são medidas muito pequenas comparadas com a extensão geométrica entre o satélite e o receptor (Hofmann-Wellenhof *et. al.*, 1994).

O índice de refração da fase da ionosfera é diretamente ligado ao número de elétrons livres ao longo do caminho do sinal e também às várias constantes fundamentais. A densidade de elétrons local é N_e e é dada em el/m^3 . A densidade varia ao longo do caminho do sinal; os elétrons de maior densidade estão na região da ionosfera. Considerando uma onda eletromagnética simples propagando no espaço com comprimento de onda λ e frequência f , a velocidade de sua fase é dada por:

$$v = \lambda f \quad (14)$$

Os coeficientes da ionosfera que descrevem a propagação da fase e da velocidade de grupo podem ser escritos por uma relação aproximada (Seeber, 1993):

$$n_{\text{fase}} = 1 - \frac{40.3n_e}{f^2} \quad (15)$$

$$n_g = 1 + \frac{40.3n_e}{f^2} \quad (16)$$

onde n_e é a densidade do elétron e f é a frequência da portadora. Esta fórmula indica que o índice da refração e o atraso do tempo do sinal de propagação são inversamente proporcionais ao quadrado da frequência. Assim, uma parte do atraso da ionosfera pode ser modelado utilizando duas frequências. Como já visto acima, as medidas de código do GPS são atrasadas e as fases da portadora são avançadas.

De acordo com o princípio de Fermat, a distância medida é dada por:

$$s = \int n ds \quad (17)$$

onde a integral é estendida ao longo do caminho do sinal. A distância geométrica ao longo de uma linha reta entre o satélite e o receptor pode ser obtida analogamente estabelecendo $n = 1$:

$$s_0 = \int ds_0 \quad (18)$$

A diferença entre a distância medida e a geométrica é chamada refração ionosférica e vem de:

$$\Delta^{iono} = \int nds - \int ds_0 \quad (19)$$

Os coeficientes de refração que descrevem a propagação das fases e da velocidade de grupo podem ser escritas, respectivamente, como se segue.

O primeiro por uma série de potências:

$$n_{fase} = 1 + \frac{c^2}{f^2} + \frac{c^3}{f^3} + \dots \quad (20)$$

e o segundo por:

$$n_g = n_{fase} + f \frac{dn_{fase}}{df} \quad (21)$$

Considerando a equação (20) até o termo quadrado, temos que:

$$n_{fase} = 1 + \frac{c^2}{f^2} \quad (22)$$

Diferenciando esta equação temos que:

$$dn_{fase} = -\frac{2c^2}{f^3} df \quad (23)$$

e substituindo (23) e (22) em (21), temos:

$$n_g = 1 - \frac{c^2}{f^2} \quad (24)$$

Podemos ver pelas equações (24) e (22) que os índices de refração do grupo e da fase desviam de unidade com sinal oposto.

Substituindo os índices de refatividade na equação (19) e a simplificando através da integração para o primeiro termo ao longo do caminho geométrico (neste caso ds se torna ds_0), temos:

$$\Delta^{Ion}_{fase} = \int \frac{c^2}{f^2} ds_0 = -\frac{40.3}{f^2} \int N_e ds_0 \quad (25)$$

$$\Delta^{Ion}_g = -\int \frac{c^2}{f^2} ds_0 = \frac{40.3}{f^2} \int N_e ds_0 \quad (26)$$

Logo, o conteúdo total do elétron TEC (*Total Electron Content*) ao longo do caminho segue da integral:

$$TEC = \int N_e ds_0 \quad (27)$$

O TEC representa o número de elétrons livres por metro quadrado ao longo do caminho. A mudança de percurso causada pela refração ionosférica pode ser restringida pela determinação do TEC. Mas o TEC por si só é complicado porque depende da atividade da mancha solar, das variações periódicas e diurnas, da linha de visibilidade que inclui elevação e azimute do satélite e da posição do lugar de observação (Hofmann-wellenhof *et. al.*, 1994).

É difícil encontrar um modelo satisfatório para o TEC por causa da influência de diferentes épocas. O modelo mais eficiente é eliminar a refração ionosférica usando dois sinais com diferentes frequências. Este método de dupla frequência é a principal razão pela qual o GPS tem duas ondas portadoras L1 e L2 (Hofmann-wellenhof *et. al.*, 1994).

O tempo de atraso do código e o avanço da fase que é registrado pelo receptor do GPS é diretamente relacionado a diferença de velocidade e sua variação ao longo do caminho. Eles são frequentemente transformados em distâncias correspondentes. O tempo de atraso é proporcional ao inverso do quadrado da frequência, assim, frequências mais altas são menos afetadas pela

ionosfera, logo, o tempo de atraso é menor. Isto porque altas frequências passam relativamente bem através da ionosfera e podem ser medidas corretamente na chegada no receptor.

3.3.1 Métodos Para Única Frequência

Usuários de única frequência não têm a vantagem da completa competência para eliminar os efeitos ionosféricos em todos os sinais do GPS. Para auxiliar esses usuários, a mensagem transmitida pelo rádio contém dados ionosféricos que permitem a computação aproximada do atraso ionosférico. Muitas tentativas têm sido feitas para determinar o TEC a partir de observações de frequência única.

Para a correção de medidas de receptores GPS de única frequência, o modelo de Klobuchar é geralmente aplicado. Ele é descrito por 8 coeficientes α_i , β_i , que são transmitidos como parte da mensagem de navegação dos satélites GPS. Este modelo remove cerca de 50% do efeito ionosférico total. O modelo é representado através de um conjunto de variáveis que são válidas para pouco dias.

Klobuchar, ao desenvolver o algoritmo para correção do atraso atmosférico, manteve um compromisso com alguns fatores (Klobuchar, 1987) que incluem:

- complexidade computacional do usuário
- estado presente do conhecimento das variações temporais, diurnas, e geográficas do TEC.
- números de coeficientes disponíveis na mensagem do satélite para o algoritmo ionosférico.
- provável áreas geográficas operacionais de usuário de única frequência.

O algoritmo consiste de um representação de coseno da curva diurna, que permite variações em amplitude e em período, com latitude do usuário.

A fórmula de correção do atraso ionosférico é dado por (Seeber, 1993):

$$\Delta T_{ion} = DC + A \cos(2\pi(t - \phi) / P) \quad (\text{dia}) \quad (28)$$

$$\Delta T_{ION} = DC \quad (\text{noite}) \quad (29)$$

onde ΔT_{ion} o atraso vertical (ns), DC o termo constante da meia-noite (5 ns ou 5×10^{-9} seg.), A a amplitude, ϕ o termo constante da fase (14^h tempo local), t o tempo local, P o período. A amplitude e o período, são funções da latitude, ordenada pela latitude geomagnético e são representados no algoritmo por um polinômio de terceiro grau. Os coeficientes destes polinômios são transmitidos com parte da mensagem de navegação. Os coeficientes transmitidos pelos satélites GPS são atualizados uma vez a cada 10 dias, ou algumas vezes mais freqüentemente.

$$A = \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n \quad (\text{segundos}) \quad (30)$$

$$P = \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_m^n \quad (\text{segundos}) \quad (31)$$

Os valores de $\alpha_i, \beta_i, i=1, \dots, 4$ são atualizados diariamente para os satélites e transmitidos para o usuário. O parâmetro t é o tempo local do ponto ionosférico (PI) e pode ser derivado de:

$$t = \frac{\lambda_{PI}}{15} + t_{UT} \quad (32)$$

onde λ_{PI} é a longitude geométrica positiva a Leste para o ponto ionosférico em graus e t_{UT} é a época de observação em Tempo Universal. E ϕ_m^n é a distância esférica entre o polo geomagnético e ponto ionosférico.

Uma maneira para determinar o TEC, seria usando o modelo empírico da plasmasfera desenvolvido por Gallagher *et. al.*, (1997).

Esse modelo empírico consiste em uma expressão analítica que pode ser usada para reproduzir a densidade do hidrogênio em localidades arbitrárias da plasmasfera em dadas condições. A principal dependência espacial da densidade do elétron plasmasférico é governada pelo modelo L-shell, que é a superfície traçada por uma partícula movendo ao redor da linha de campo geomagnético da Terra. Para as densidades do elétron, Gallagher usa a seguinte fórmula empírica:

$$\text{Log}_{10}(N_e) = a_1 \cdot F(L) \cdot G(L) \cdot H(L) \quad (33)$$

onde N_e é a densidade do elétron;

$$F(L) = a_2 - e^{a_3 \left(1 - a_4 e^{-h(L,\lambda)/a_5}\right)} \quad (34)$$

é a camada modificada;

$$G(L) = a_6 L + a_7 \quad (35)$$

é o L-shell que foi a melhor representação encontrada do perfil da densidade do elétron plasmasférico;

$$H(L) = \left(1 + \left(\frac{L}{a_8}\right)^{2(a_9-1)}\right)^{-\left(\frac{a_9}{a_9-1}\right)} \quad (36)$$

representa a forma e a localização da plasmasfera; e

$$\begin{aligned} a_1 &= 1.4 \\ a_2 &= 1.53 \\ a_3 &= -0.036 \\ a_4 &= 30.76 \\ a_5 &= 159.9 \\ a_6 &= -0.87 + 0.12e^{-x^2/3^2} \\ a_7 &= 6.27 \\ a_8 &= 0.7 \cos\left(2\pi \frac{MLT - 21}{24}\right) + 4.4 \\ a_9 &= 15.3 \cos\left(2\pi \frac{MLT}{24}\right) + 19.7. \end{aligned} \quad (37)$$

As constantes a_i são parâmetros livres usados para ajustar a equação para o logaritmo da densidade do íon. O parâmetro a_6 controla o gradiente da densidade no interior da plasmasfera, enquanto a_8 e a_9 determina sua localização e inclinação, respectivamente. O parâmetro L é o MacIlwain L-shell, λ é latitude geomagnética, MLT é o tempo geomagnético local definido pela longitude média geomagnética do Sol, e $h(L, \lambda)$ é a altura da superfície acima da Terra dada por:

$$h(L, \lambda) = R_e L \cos^2 \lambda - 6371 \quad (38)$$

com altitude inicial de 1000 km acima da superficie da Terra; e R_e é o raio da Terra.

Este modelo produz uma variação na densidade do elétron na plasmasfera como uma função da latitude geomagnética, valores de L-shell e o tempo local geomagnético. O algoritmo não modela variações de ciclo solar, diurno ou sazonal do conteúdo do elétron plasmasférico.

O efeito ionosférico é calculado para cada ponto. Depois disso, é necessário calcular o efeito ao longo do caminho entre o usuário e o satélite GPS, que produz o TEC. Conhecido o TEC, é necessário calcular o efeito ionosférico que é dado por:

$$\Delta I = \frac{40.3}{f^2} TEC \quad (39)$$

3.3.2 Métodos Para Dupla Frequência

Por causa dos atrasos e avanços ionosféricos serem dependentes das frequências é possível eliminar matematicamente os efeitos ionosféricos com receptores de dupla frequência.

Há pequenas complicações que devem ser consideradas se as fases do código forem usadas para eliminar a ionosfera ou determinar o TEC absoluto. A dificuldade surge de uma compensação no ajuste entre as frequências L1 e L2 no satélite e possivelmente no receptor.

O método de dupla frequência adaptado neste trabalho não precisa resolver a ambigüidade da fase da portadora e nem calcular o TEC. Ele utiliza uma combinação entre as medidas nas duas frequências.

A medida do código livre de ionosfera combinando as medidas em duas frequências é dada por:

$$R_{IF} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} R_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} R_2 \quad (40)$$

E a medida da fase da portadora equivalente é dada por:

$$\phi_{IF} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \phi_1 - \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} \phi_2 \quad (41)$$

3.4 Pré-Processamento das Medidas

Cycle slip é uma descontinuidade do número inteiro de ciclos na medida da fase da portadora resultando de uma perda temporária no caminho da portadora ao receptor GPS.

Quando um receptor é ligado, uma fase de batimento fracionário é observada e um contador inteiro é inicializado. Durante o caminho, o contador é aumentado por um ciclo sempre que a fase fracionária muda de 2π para 0. Assim, numa dada época, a fase acumulada observada é a soma da fase fracionária e do contador. O número inteiro inicial N de ciclos entre o satélite e o receptor é desconhecido. Esta ambigüidade da fase N permanece constante enquanto não houver perda do sinal. Quando isso acontecer, o contador inteiro é reinicializado, o que causa um pulso instantâneo na fase acumulada por um número inteiro de ciclos. Este pulso é chamado *cycle slip*, que é restrito para medidas da fase.

Algumas causas do *cycle slip* são devidas a obstruções do sinal do satélite devido às árvores, construções, pontes, montanhas, etc; esta é uma das causas mais frequentes. Podem ser causados também por baixa SNR (*Signal to Noise Ratio*) devido às más condições ionosféricas, multicaminho ou baixa elevação do satélite. Podem ainda ser causados por uma falha no *software* receptor, o que conduz a um processamento incorreto do sinal.

O *cycle slip* pode ser tão pequeno quanto um ou poucos ciclos ou conter milhares deles.

Para detectar e reparar o *cycle slip* são necessários a localização e determinação do seu tamanho. Ele é detectado por um *testing quantities* e o reparo é feito corrigindo todas as fases de observações subsequentes para esse satélite e portadora por um resultado fixo.

A formulação do *testing quantities* é baseada na medida da fase da portadora e da *pseudorange*. As observações da fase são comparadas e combinadas com outras quantidades e o

comportamento das diferenças é analisado. As diferenças podem ser consideradas como *testing quantities* que devem mostrar um comportamento suave.

Os procedimentos que podem ser identificados são a análise do resíduo ionosférico e a análise da combinação do código e da fase da portadora.

Análise do resíduo ionosférico: indicadores de *cycle slips* são pulos repentinos em valores sucessivos do resíduo ionosférico. O problema é determinar se o *cycle slip* está em L1, L2 ou em ambas.

Para isto podemos usar o seguinte *test quantity* (Seeber, 1993):

A medida crua da fase $\phi^j_i(t)$ pode ser modelada por:

$$\lambda\phi^j_i(t) = e^j_i(t) + \lambda N^j_i + c\Delta\delta^j_i(t) - \frac{A^j_i(t)}{f^2} + \dots \quad (42)$$

onde i e j denotam a posição e o satélite respectivamente.

O modelo para dupla frequência é desenvolvido considerando a posição e um único satélite. Assim, i e j podem ser omitidos.

$$\lambda_{L1}\phi_{L1}(t) = e(t) + \lambda_{L1}N_{L1} + c\Delta\delta(t) - \frac{A(t)}{f^2_{L1}} + \dots \quad (43)$$

$$\lambda_{L2}\phi_{L2}(t) = e(t) + \lambda_{L2}N_{L2} + c\Delta\delta(t) - \frac{A(t)}{f^2_{L2}} + \dots \quad (44)$$

Subtraindo (43) de (44):

$$\lambda_{L1}\phi_{L1}(t) - \lambda_{L2}\phi_{L2}(t) = \lambda_{L1}N_{L1} - \lambda_{L2}N_{L2} - \frac{A(t)}{f^2_{L1}} + \frac{A(t)}{f^2_{L2}} \quad (45)$$

Dividindo (45) por λ_{L1} temos:

$$\phi_{L1}(t) - \frac{\lambda_{L2}}{\lambda_{L1}}\phi_{L2}(t) = N_{L1} - \frac{\lambda_{L2}}{\lambda_{L1}}N_{L2} - \frac{A(t)}{\lambda_{L1}}\left(\frac{1}{f^2_{L1}} - \frac{1}{f^2_{L2}}\right) \quad (46)$$

que pode ser levemente transformada introduzindo

$$\frac{\lambda_{L2}}{\lambda_{L1}} = \frac{f_{L1}}{f_{L2}} \quad (47)$$

que segue de $c = \lambda f$. Logo,

$$\phi_{L1}(t) - \frac{f_{L1}}{f_{L2}} \phi_{L2}(t) = N_{L1} - \frac{f_{L1}}{f_{L2}} N_{L2} - \frac{A(t)}{\lambda_{L1} f_{L1}^2} \left(1 - \frac{f_{L1}^2}{f_{L2}^2} \right) \quad (48)$$

é a forma final da combinação de dupla frequência. Este modelo é freqüentemente denotado como resíduo ionosférico. Logo, o resíduo é dado por:

$$r_{\phi}(t) = \phi_{L1}(t) - \frac{f_{L1}}{f_{L2}} \phi_{L2}(t) \quad (49)$$

Se não houver *cycle slips*, a variação temporal do resíduo ionosférico será pequena para condições ionosféricas normais.

Análise da combinação do código e da fase da portadora: se um receptor de código P for usado, pelo fato da *pseudorange* não apresentar ambigüidade, seu resultado pode ser comparado com as medidas da fase. A diferença entre ambos os dados só depende do número inteiro da ambigüidade N (Seeber, 1993).

Este teste segue-se modelando a fase da portadora e o código por:

$$\lambda \phi^j_i(t) = e^j_i(t) + \lambda N^j_i + c \Delta \delta^j_i(t) - \Delta^{ion}(t) + \Delta^{trop}(t) \quad (50)$$

$$R^j_i(t) = e^j_i(t) + c \Delta \delta^j_i(t) + \Delta^{ion}(t) + \Delta^{trop}(t) \quad (51)$$

e subtraindo (50) e (51):

$$r_{CD,\phi}(t) = \lambda \phi + \lambda N - R_{CD}(t) \quad (52)$$

Assim, a combinação da fase da portadora e do código pode ser usada como um *testing quantity*.

Estes *testing quantity* permitem a localização de *cycle slips* checando a diferença dos valores de duas épocas consecutivas e também revelam o tamanho aproximado do *cycle slip*.

4. RESULTADOS

Foi desenvolvido um programa em linguagem Fortran para eliminar os efeitos atmosféricos com o método descrito neste trabalho.

Os dados utilizados para verificar o método implementado foram os dados de observação do satélite Topex/Poseidon (T/P) que possui um receptor GPS de dupla frequência a bordo.

O satélite TOPEX/Poseidon foi lançado em Kourou, Guiana Francesa, em uma missão conjunta entre a NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) e o CNES (*Centre National d'Etudes Spatiales*). A meta inicial era fazer medidas precisas do nível do mar para o estudo da circulação global do oceano por um período de 3 a 5 anos. O T/P carrega um receptor GPS de seis canais capaz de fazer medidas contínuas de fase da portadora e medidas de pseudorange em código P em duas frequências – o primeiro deste tipo que foi colocado em órbita da Terra (Wu, *et al.*, 1993). O receptor GPS foi colocado a bordo com um experimento para demonstrar o potencial de localização diferencial do GPS para determinação com alta precisão.

Os dados utilizados foram de 18 de novembro de 1993. Todos os gráficos foram gerados referentes a esta data.

A Figura 1 mostra os valores da fase da portadora em L1 antes do pré-processamento, isto é, fase da portadora crua, comparada com a *pseudorange*. A Figura 2 mostra a fase da portadora em L2 antes do pré-processamento.

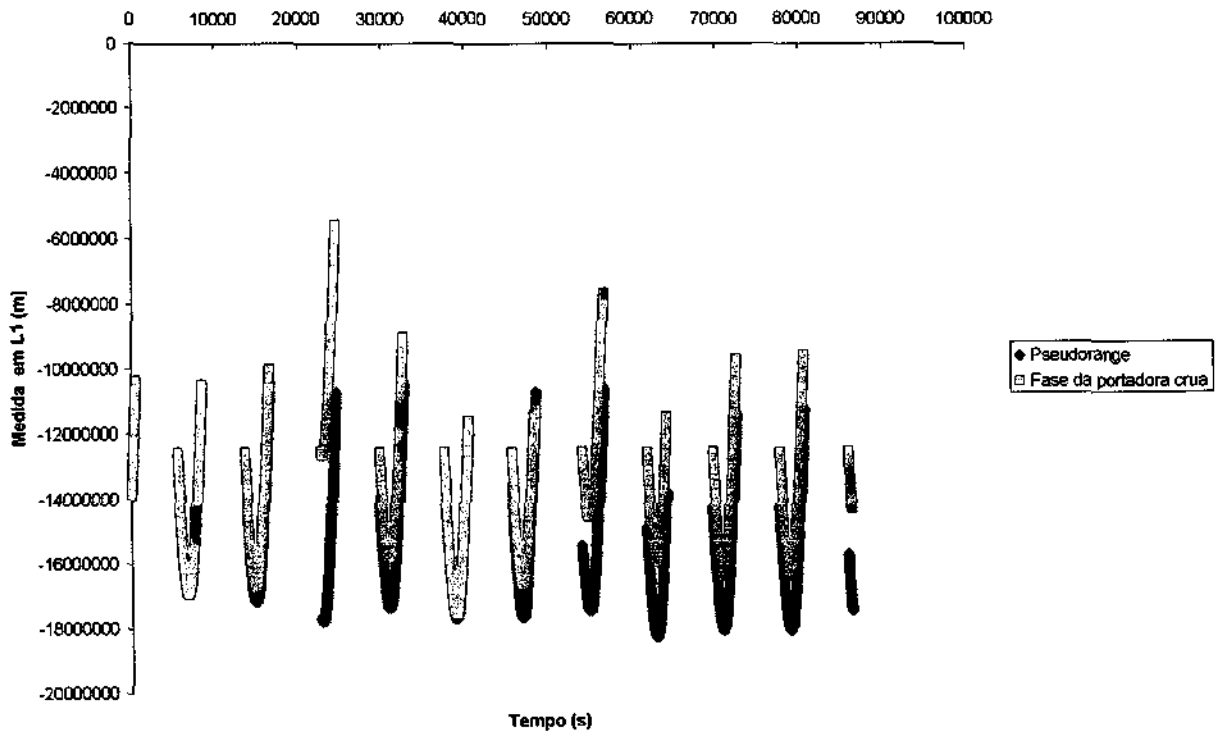


Figura 1: Fase da Portadora Crua em L1

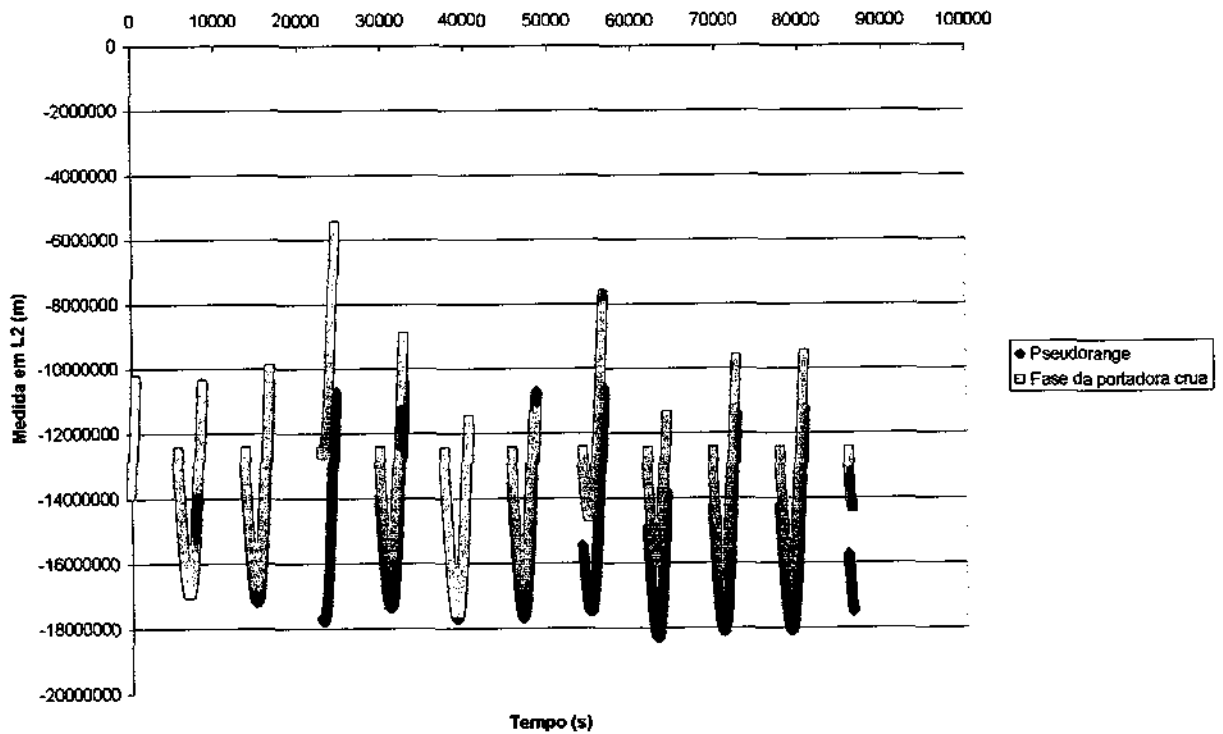


Figura 2: Fase da Portadora Crua em L2

A Figura 3 mostra a fase da portadora depois do pré-processamento comparada com a *pseudorange*. Foi feita a correção ionosférica para as duas medidas.

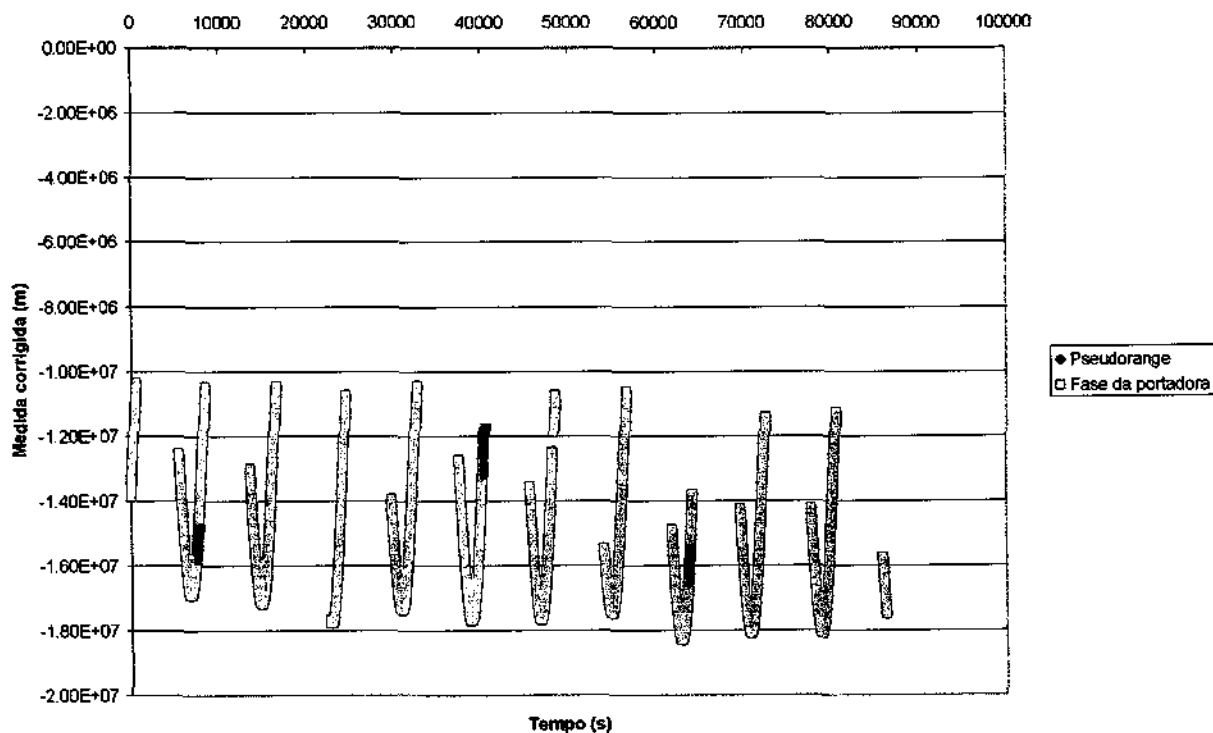


Figura 3: Medidas corrigidas

As Figuras 4 e 5 mostram os erros ionosféricos para *pseudorange* e fase da portadora, respectivamente, depois de um pré-processamento das medidas para um único satélite GPS durante um período de visibilidade.

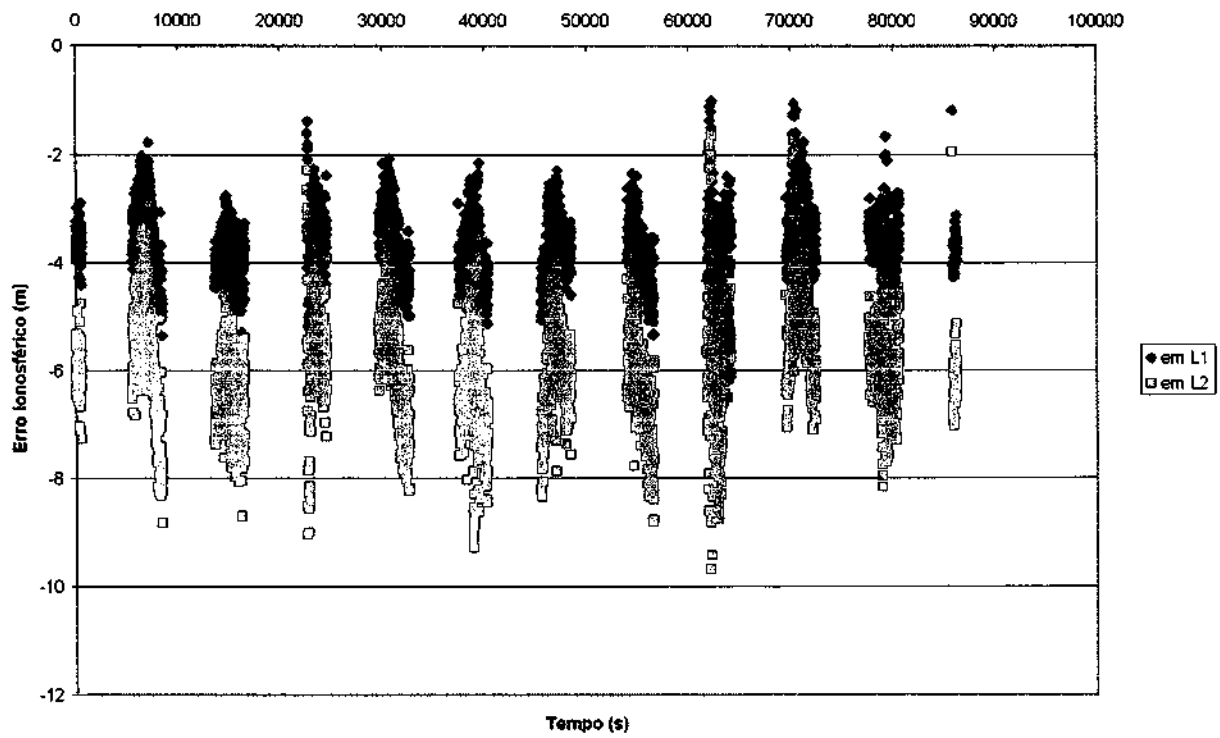


Figura 4: Correção da Ionosfera para *Pseudorange*

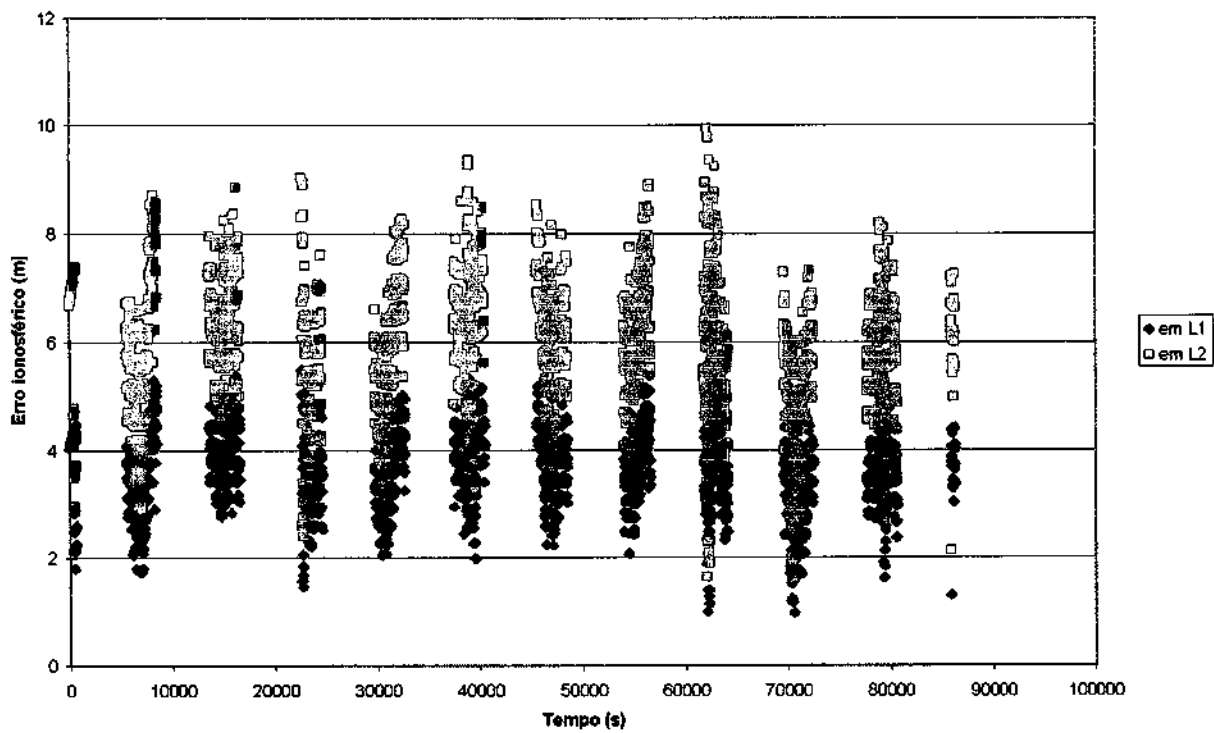


Figura 5: Correção da Ionosfera para Fase da Portadora

O erro médio para *pseudorange* e fase da portadora nas duas frequências podem ser vistos na Tabela 6.

Tabela 6: Erro Ionosférico Médio para *Pseudorange* e Fase da Portadora

Medida	Frequência	Erro Médio (m)
<i>Pseudorange</i>	L1	-3.62
	L2	-5.96
Fase da Portadora	L1	3.62
	L2	5.97

Para analisar o método de detecção de *cycle slips* também está sendo desenvolvido um programa na linguagem Fortran. Foram feitas simulações utilizando dados reais da mensagem de navegação recebida pelo satélite Topex/Poseidon que possui um receptor GPS de dupla frequência a bordo.

5. CONCLUSÃO

O objetivo principal deste trabalho de iniciação científica foi desenvolver um programa em linguagem Fortran para corrigir os efeitos ionosféricos das medidas GPS usando dupla frequência. O método utilizado foi escolhido devido a simplicidade de implementação e a fácil obtenção de resultados.

Verificou-se que a fase da portadora possuía saltos (ou *cycle slips*) nas correções ionosféricas e que era necessário detectá-los e removê-los. Então, foi necessário fazer um pré-processamento nas medidas, que se restringiu a detectar e remover os *cycle slips* e calcular grosseiramente a ambigüidade utilizando a *pseudorange*. Após este pré-processamento, verificou-se que não existiam mais saltos nas correções ionosféricas e que os resultados

apresentavam-se como o esperado, isto é, os valores das correções ionosféricas das duas medidas apresentaram-se iguais em magnitude e com sinais opostos.

O programa de *cycle slips* ainda está em fase desenvolvimento. Como trabalho futuro, é necessário implementar um algoritmo de resolução de ambigüidade mais preciso que o proposto e finalizar o programa para detecção e remoção de *cycle slips*.

6. REFERÊNCIAS

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

Gallagher, D. L.; Craven, P. D.; Comfort, R. H. An empirical model of the earth's plasmasphere. **Adv. Space Research**. Vol.8, n. 8, pp. (8)15-(8)24, 1998.

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

Klobuchar, J. A. Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, Vol. AES-23, n. 3, p325-331, 1987.

Kuga, H. K.; Gill, E. A **Mathematical Description of the ODEM - Orbit Determination Software**. DLR German Space Operations Center, 1994.

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

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

Shapiro, B. R. **Topex/Poseidon Navigation Team**. [online] <http://topexnav.jpl.nasa.gov>, Abril, 1998.

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

Wu, S.C.; Muellerschoen, R.J.; Bertiger, W.I.; Yunck, T.P.; Bar-Server, Y.E.; Munson, T.N. Automated Precision Orbit Determination for TOPEX/Poseidon with GPS. **Advances in The Astronautical Sciences**, AAS93-576., Vol. 85, Parte I, p183-193, 1993.

7. BIBLIOGRAFIA CONSULTADA

Chiaradia, A. P. M. **Determinação de órbita em tempo real de satélites artificiais usando medidas GPS em uma única frequência** Proposta de tese de doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais-INPE 1998.

Fitzgibbon, K. T. **O Sistema GPS** Divisão de Eletrônica-Instituto Tecnológico de Aeronáutica-Centro Técnico Aeroespacial 1990.

Press, H. W.; Flannery, B. P.; Teukolsky, S. A. ; Vetterling, W. T. **Numerical Recipes** Cambridge University Press, 3ª edição, 1987.

Shibata, C. S. **Fortran Básico** Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais-INPE 1996.

Topex/Poseidon Project – Nasa Precision Orbit Ephemeris. National Aeronautics and Space Administration – Jet Propulsion Laboratory – California Institute of Technology.

Wells, D. **Guide to GPS Positioning** Canadian GPS Associates.

Zanardi, M. C.; Fernandes, S.S. **Astronomia Fundamental.** Departamento de Mecânica do Vôo e Orbital - Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, 1985.

8. APÊNDICE - EXEMPLOS DO FORMATO RINEX

A.1. ARQUIVOS DE DADOS DE OBSERVAÇÃO - DESCRIÇÃO DO CABEÇALHO

TABELA A1 ARQUIVOS DE DADOS DE OBSERVAÇÃO - DESCRIÇÃO DO CABEÇALHO		
RÓTULO DO CABEÇALHO (Colunas 61-80)	DESCRIÇÃO	FORMATO
VERSÃO / TIPO	- versão do formato (2) - tipo do arquivo ('0' Dados de Observ) - Sistema do satélite: branco ou 'G': GPS 'R': GLONASS 'T': NNSS Transit 'M': Misturado	I6,14X, A1,19X, A1,19X
PGM/GERADO POR/DATA	- Nome do programa que cria o arquivo atual - Nome da agência que cria o arquivo atual - Data da criação do arquivo	A20, A20, A20
COMENTÁRIO	Linha(s) de comentário	A60
NOME DO FABRICANTE	Nome do fabricante da antena	A60
NÚMERO DO FABRICANTE	Número do fabricante da antena	A20
OBSERVADOR/AGÊNCIA	Nome do observador/agência	A20,A40
REC # / TIPO / VERS	Número do receptor, tipo, e versão (Versão: ex: Versão do programa interno)	3A20
ANT # / TIPO	Número da antena e tipo	2A20
APROX POSIÇÃO XYZ	Posição aproximada do fabricante (WGS84)	F14.4
ANTENA: DELTA H/E/N	- Peso antena: Peso da superfície Da base da antena acima do fabricante - Excentricidades do centro da antena relativas ao fabricante para o leste e norte (todas unidades em metros)	3F14.4
FAT COMPRIMENTO L1/2 DE ONDA	- fatores do comprimento p/ L1 e L2 1: ciclos completos de ambigüidade 2: metade do ciclo de ambigüidades 0 (em L2): instrumento de única frequência - Números de satélites para seguir em lista para qual estes fatores são válidos. 0 ou branco: fatores do comprimento de onda por default para todos os satélites não contidos na tal lista. Max 7. Se for mais do que 7 satélites: Repete os dados. - Lis de PRNs (números de satélites) 7(3X,A1,I2)	2I6, I6,
#/TIPOS DE OBSE.	- N. de tipos diferentes de obser. estocados no arquivo - tipos de observação Os seguintes tipos de observ são definidos Na versão RINEX 2: L1, L2: medidas da fase em L1 e L2 C1 : Pseudorange usando C/A-Código em L1	I6, 9(4X,A2)

C2 : Pseudorange usando C/A-Código em L1 e P2-P1 código
 P1, P2: Pseudorange usando P-Código em L1, L2
 D1, D2: frequência Doppler em L1 e L2
 T1, T2: Doppler integrada do Transit em 150 (T1) e 400 MHz (T2)

Unidades: fase : ciclos completos
 Pseudorange : metros
 Doppler : Hz
 Transit : ciclos

A seqüência dos tipos na gravação tem que
 Corresponde a seqüência das observações
 Na gravação das observações

INTERVALO	Intervalo de observ. em segundos	I6
TEMPO DE 1ª OBS	Tempo da 1ª gravação da observação ano (4 dígitos), mês, dia, hora, min, s	5I6, F12.6
TEMPO DA ÚLTIMA OBS	Tempo da última gravação da observação ano (4 dígitos), mês, dia, hora, min, s	5I6, F12.6
# DE SATÉLITES	Número de satélites, p/ quais observações são estocadas no arquivo	I6
PRN / #DE OBS	PRN (n. sat.), número de observações Para cada tipo de observação indicada no "# / TYPES OF OBSERVO"- gravação. Esta gravação é repetida para cada satélite presente no arquivo de dados.	3X, A1, I2, 9I6
FIM DO CABEÇALHO	Última gravação na seção do cabeçalho	60X

A.2. ARQUIVOS DE DADOS DE OBSERVAÇÃO - DESCRIÇÃO DOS DADOS GRAVADOS

TABELA A2
 ARQUIVOS DE DADOS DE OBSERVAÇÃO - DESCRIÇÃO DOS DADOS GRAVADOS

GRAVAÇÃO DA OBS.	DESCRIÇÃO	FORMATO
ÉPOCA/ SAT ou BANDEIRA DO EVENTO	- ÉPOCA: ano (2 dígitos), mês, dia, hora, min, s - Época bandeira 0: OK 1: falha da potência entre época anterior e atual >1: bandeira de evento - Número de satélites na época corrente - Lista de PRNs (n. sat.) na época corrente 12(A1, I2) Se mais do que 12 satélites: continua na Próxima linha com n(A1, I2) - atraso do relógio do receptor (s, opcional) (Tempo GPS = tempo recebido - offset)	5I3, F11.7, I3, I3, F12.9
	Se gravação da band. de evento (band. época > 1): - bandeira do evento: 2: início do movimento da antena 3: nova ocup. do lugar (fim dos dados cinem.) (pelo menos a gravação NOME DO FABRICANTE segue) 4: segue a informação do cabeçalho 5: evento externo (época é significante)	

- 6: gravações do salto do ciclo segue p/
 opcionalmente gravar saltos de ciclos
 detectados e reparados
 (mesmo formato como gravações de OBSER.;
 saltos ao invés de observações; LLI e
 comprimento do sinal em branco)
 - "Número de satélites" contém membros de
 gravações a seguir (0 para bandeiras de
 evento 2,5)

OBSERVAÇÕES - Observações | rep. entre gravações m(F14.3,
 - LLI | para cada tipo de obs. 11,
 - Compr. do Sinal | (mesmo seq como dada no 11
 | cabeçalho)

Esta gravação é repetida para cada satélite
 Dado na ÉPOCA/SAT - gravação.
 Se mais do que 5 tipos de obser (=80 carac):
 Continua observações na próxima gravação.

Observações:

Fase : Unidades em ciclos inteiros de
 portadora
 Código : Unidades em metros
 Observações perdidas são escritas como 0.0 ou
 Em branco
 Perda de indicador (LLI, importante para a fase
 Somente)
 0 ou em branco: OK ou não conhecido
 1 (=bit 0): fechadura perdida entre .
 a observ. Atual e anterior: salto de ciclo
 possível
 2 (=bit) : fator oposto do comprimento de
 onda para um definido para o satélite como
 padrão (não muda o padrão)
 3 (=bits 0,1): elo perdido, inversa w/fato
 Comprimento do sinal protegido no intervalo 1-9:
 1: mínimo possível do comprimento do sinal
 5: razão do umbral para bom S/N
 9: máximo possível do comprimento do sinal
 0 ou branco: não conhecido, não se preocupe

A.3. ARQUIVOS DE DADOS DE NAVEGAÇÃO - DESCRIÇÃO DO CABEÇALHO

TABELA A3
 ARQUIVOS DE DADOS DE NAVEGAÇÃO - DESCRIÇÃO DO CABEÇALHO

RÓTULO DO CABEÇALHO (Colunas 61-80)	DESCRIÇÃO	FORMATO
VERSÃO / TIPO	- versão do formato (2) - tipo do arquivo ('0' Dados de Observ)	I6,14X, A1,19X,
COMENTÁRIO	Linha(s) de comentário	A60
ION ALPHA	Parâm. Ionosféricos A0-A3 do Almanq. (pag 18 do subquadro 4)	2X,4D12.4
ION BETA	Parâm. Ionosféricos B0-B3 de almanaque	2X,4D12.4
DELTA-UTC: AO,A1,T,W	Para. Do Almanq. P. calcular tempo em UTC (pag 18 de subquadro 4)	3X,2D19.12, 2I9

A0,A1: termos do polinômio
 T : tempo de referência para dados em UTC
 W : número de semana de referência em UTC

SALTOS S.	Tempo delta devido segundos saltados	I6
FIM DO CABEÇALHO	Última gravação na seção do cabeçalho	60X

A.4. ARQUIVOS DE DADOS DE NAVEGAÇÃO - DESCRIÇÃO DOS DADOS GRAVADOS

TABELA A4		
ARQUIVOS DE DADOS DE NAVEGAÇÃO - DESCRIÇÃO DOS DADOS GRAVADOS		
RÓTULO DO CABEÇALHO (Colunas 61-80)	DESCRIÇÃO	FORMATO
PRN / ÉPOCA / SV REL	- Número do PRN do Satélite	I2,5I3, F5.1,3D19.12
	- Época: TOC - Tempo do relógio ano (2 dígitos) mês dia hora minutos segundos	
	- bias do relógio do SV (segundos)	
	- drift do relógio do SV (s/s)	
	- variação do drift do relógio do SV (s/s ²)	
ÓRBITA TRANSMITIDA - 1	- AODE (idade dos dados, efemérides)	3X,4D19.12
	- Crs (metros)	
	- Delta n (radianos/s)	
	- Mo (radianos)	
ÓRBITA TRANSMITIDA - 2	- Cuc (radianos)	3X,4D19.12
	- Excentricidade	
	- Cuc (radianos)	
	- A1/2 (metros ^{1/2})	
ÓRBITA TRANSMITIDA - 3	- TOE Tempo das efemérides (segundos em semana GPS)	3X,4D19.12
	- Cic (radianos)	
	- Omega (radianos)	
	- Cis (radianos)	
ÓRBITA TRANSMITIDA - 4	- io (radianos)	3X,4D19.12
	- Crc (metros)	
	- omega (radianos)	
	- omega dot (radianos/s)	
ÓRBITA TRANSMITIDA - 5	- IDOT (radianos/s)	3X,4D19.12
	- Códigos em canal L2	
	- Semana GPS # (ir com TOE)	
	- bandeira de dados L2 P	
ÓRBITA TRANSMITIDA - 6	- exatidão do SV	3X,4D19.12
	- saúde do SV (MSB somente)	
	- TGD (segundos)	
	- AODC (segundos)	
ÓRBITA TRANSMITIDA - 7	- Transmissão do tempo da mensagem	3X,4D19.12

- (segundos em semana GPS, derivada por ex.
de conta-Z em *Hand Over Word* [HOW])
- reserva
 - reserva
 - reserva
-