

RELATÓRIO PARCIAL DE PESQUISA - CNPq

Instituição: INPE – São José dos Campos

Análise da Precisão da Posição dos Satélites GPS Obtida Através da Mensagem de Navegação Transmitida

Bolsista: Vivian Martins Gomes

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

Período: Agosto/99 – Fevereiro/00

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

RESUMO

Este trabalho tem como objetivo verificar a precisão obtida através do programa desenvolvido, em linguagem Fortran, pelo Dr. Hélio Koiti Kuga do Departamento de Mecânica e Controle do INPE para calcular a posição dos satélites GPS utilizando a mensagem de navegação. Este programa será utilizado para a determinação de órbita de um satélite artificial com um receptor GPS a bordo. A posição gerada pelo programa é comparada com as efemérides precisas (POE) geradas pelo JPL/NASA cuja precisão está em torno de 3 cm. A posição dos satélites GPS, em WGS84, foram gerados usando os arquivos de mensagem de navegação enviadas pelo GPS e os arquivos POE (*Precise Orbit Ephemeris*), no formato SP3 gerados pelo JPL/NASA, foram usados como referência. Os resultados desta comparação são expostos. Verificou-se que o programa fornece boa precisão no cálculo da posição do GPS podendo ser utilizado na determinação de órbita de satélites artificiais com receptor GPS a bordo.

1. INTRODUÇÃO

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

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

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

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

1.1 Segmento Espacial

O sistema espacial tem a função de gerar e transmitir códigos, a fase da portadora e a mensagem de navegação e consiste de uma constelação de 24 satélites GPS (21 navegando e 3 de reserva) em 6 planos orbitais com período de 11h e 58 min. O raio da órbita é 26.560 km com excentricidade de 0.0131. Cada plano da órbita contém quatro satélites igualmente espaçados, como mostra a Figura 1, distribuídos de tal forma que forneça uma visibilidade simultânea de pelo menos quatro satélites para um usuário localizado em qualquer parte do mundo e em qualquer instante. Entretanto, o mesmo satélite se torna visível 4 minutos mais cedo a cada dia

devido a diferença de 4 minutos por dia, entre a órbita do satélite e a rotação da Terra. A meta de tempo de vida dos satélites é de 7,5 anos (Leick, 1994).

1.2 Segmento de Controle

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

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

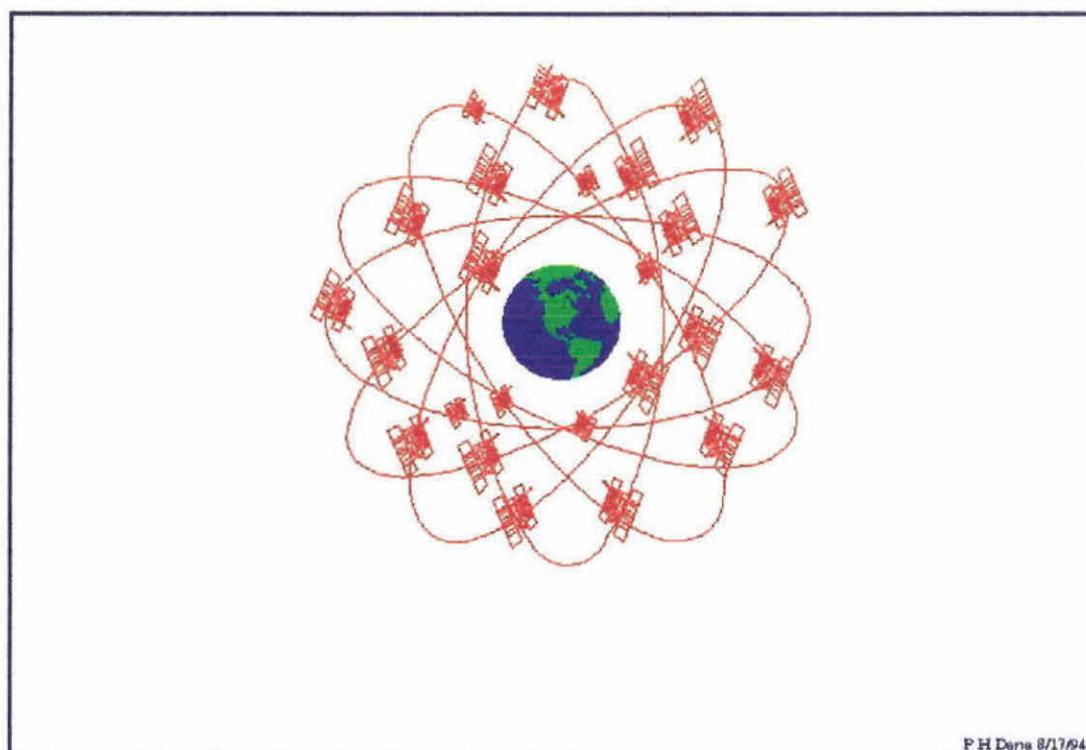


Figura 1: Constelação do Sistema GPS (Dana, 1998)

1.3 Segmento Usuário

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

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

1.4. Sinais dos Satélites GPS

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

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

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

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

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

2. MENSAGEM DE NAVEGAÇÃO

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

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

O primeiro subquadro contém parâmetros da correção do relógio do veículo espacial e parâmetros do atraso da propagação ionosférica. O segundo e terceiro subquadros contêm as efemérides do satélite. O quarto contém uma mensagem de caracteres alfanuméricos e o quinto contém um almanaque de todos os satélites contendo suas efemérides, parâmetros de correção do relógio e *status* do satélite. Veja na Figura 2, um exemplo da mensagem de navegação.

Cada subquadro de dados inicia com duas palavras que são *Telemetry Word* (TLM), transmitida primeiro, e imediatamente, seguida por *Handover Word* (HOW), as quais são geradas pelo veículo espacial. As oito palavras restantes são dadas pelo segmento de controle. A TLM facilita a aquisição das mensagens de dados ou contêm somente informações que são necessárias para o usuário autorizado. O HOW permite a transferência do código C/A para o P.

O primeiro subquadro é repetido a cada 30 segundos. É gerado pelo segmento de controle e contém o padrão de frequência das correções e os coeficientes de atraso da propagação ionosférica. O modelo de atraso ionosférico é para usuários de única frequência. A finalidade dos parâmetros de correção do relógio é fornecer ao usuário uma descrição do *offset* do tempo do veículo espacial em relação ao tempo GPS. Este *offset* não é constante porque o padrão de frequência do veículo espacial tem *drifts* característicos definidos. Estes *drifts* determinam como o atraso do tempo deve ser representado e apresentado para o usuário. Para a correção do tempo

do veículo espacial é necessário um *drift* devido à relatividade em geral. Estes *drifts* aparecem pelo fato do relógio do veículo espacial estar localizado em diferentes potenciais gravitacionais que o usuário e estar viajando a velocidades muito mais altas. Os efeitos relativísticos causam uma mudança aparente nas frequências dos relógios.

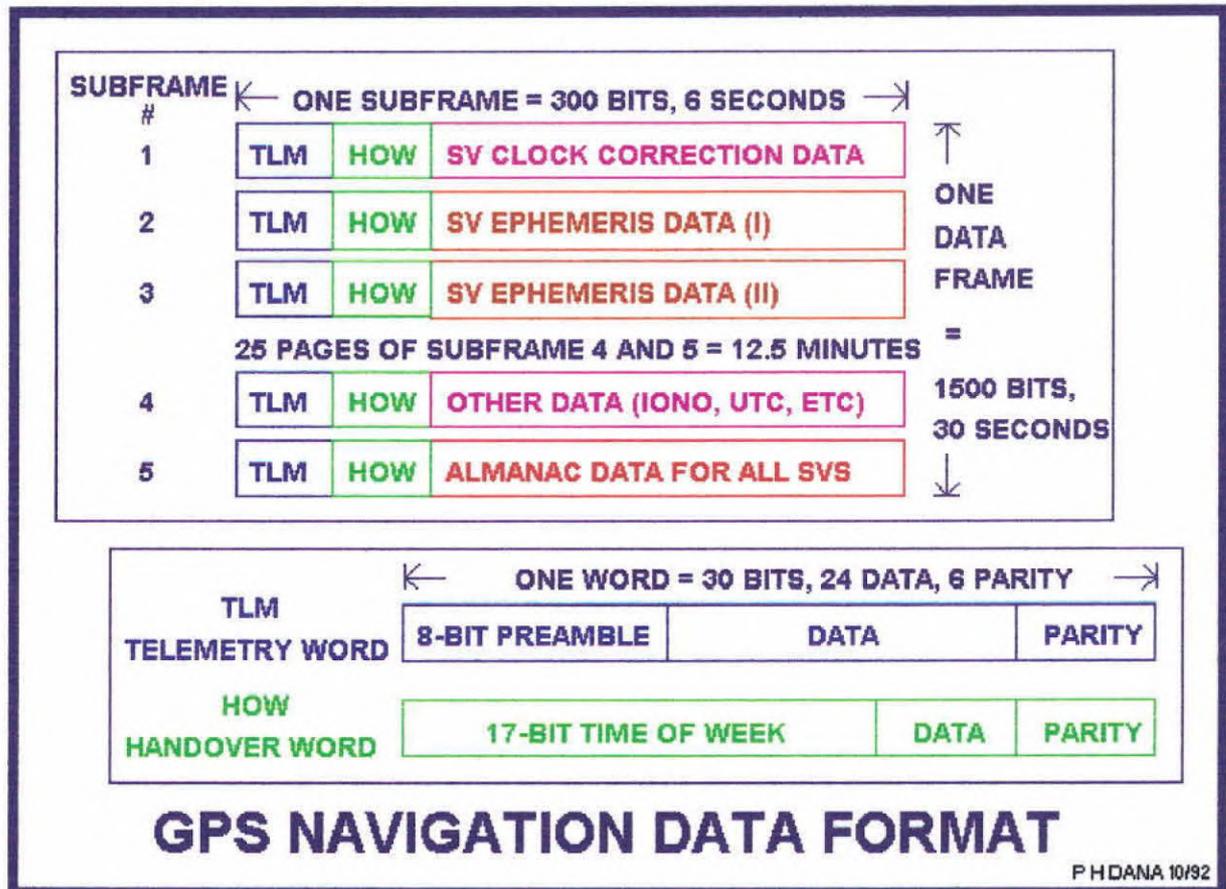


Figura 2: Mensagem de Navegação (Dana, 1998)

O segundo e terceiro subquadros também são repetidos a cada 30 segundos e também gerados pelo segmento de controle. O modelo de representação das efemérides do veículo espacial é caracterizado por um conjunto de parâmetros que é uma extensão do parâmetro orbital kepleriano descrevendo as efemérides do veículo espacial durante um intervalo de tempo (mínimo de uma hora) para cada parâmetro que é transmitido. Eles também descrevem as efemérides para um intervalo de tempo adicional para deixar tempo para o usuário receber os parâmetros para um novo intervalo de tempo. A representação dos parâmetros das efemérides são resultado de uma curva ajustada; eles só descrevem as efemérides acima de um período de aplicabilidade e não para a órbita total, eles descrevem a órbita kepleriana verdadeira dentro de poucos mil metros.

O bloco de mensagens ocupa o quarto subquadro. Este bloco fornece espaço para a transmissão de caracteres. Este bloco de mensagens também é gerado pelo segmento de controle e a finalidade da mensagem é conduzir informação alfanumérica para os usuários. Ele foi incluído na mensagem de navegação GPS para aplicações operacionais futuras. Este subquadro contém mensagens especiais, termos de correção ionosférica, coeficientes para converter o tempo GPS para UTC e o almanaque para 25 satélites. Para derivar o UTC tão corretamente quanto possível do tempo GPS, a mensagem fornece um termo *offset* constante, um termo polinomial linear, um tempo de referência e um valor corrente de um segundo salto. Com esses dados uma correção pode ser computada e adicionada ao tempo GPS.

O quinto subquadro aparece a cada 30 segundos, mas não se repete a cada 30 segundos como acontecem nos outros dois blocos. Há 25 subquadros de dados no bloco três de dados, aparecendo em seqüência no quinto subquadro, um a cada 30 segundos. Cada um desses 25 subquadros repete a cada 750 segundos. O almanaque do veículo espacial contém parâmetros de representação das efemérides, de correção do relógio e do *status* do satélite. A finalidade desse almanaque é fornecer ao usuário informações sobre posição e correção do relógio do veículo espacial com menos precisão. Tanto a representação das efemérides como da correção do relógio são versões truncadas das representações nos blocos 1 e 2.

2.1 Algoritmo das efemérides

Para o algoritmo das efemérides é usado o sistema de coordenadas WGS 84, onde μ , o valor do parâmetro gravitacional universal da Terra vale $3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ e $\dot{\Omega}_e$, valor da taxa de rotação da Terra vale $7.292115167 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$.

As equações usadas no algoritmo das efemérides fornecem a fase central da antena do veículo espacial no sistema de coordenadas cartesianas. Esse sistema é caracterizado pelos eixos X, que é o plano equatorial verdadeiro em direção ao meridiano de Greenwich, Y, que completa o lado direito do sistema e Z, que está ao longo do eixo verdadeiro da Terra, positivo ao hemisfério norte. São dados por:

$$x_k = x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k \quad (1)$$

$$y_k = x'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos i_k \cos \Omega_k \quad (2)$$

$$z_k = y_k \operatorname{sen} i_k \quad (3)$$

onde:

$$x_k = r_k \cos u_k \quad (4)$$

e

$$y_k = r_k \operatorname{sen} u_k \quad (5)$$

são as posições no plano orbital e

$$\Omega_k = \Omega_0 + \left(\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e \right) t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe} \quad (6)$$

é a longitude corrigida do nodo ascendente.

Estes parâmetros de representação são o resultado de uma curva adaptada e são somente parecidas com a kepleriana. Eles só descrevem as efemérides acima de um período de aplicabilidade e não para a órbita total, mas eles descrevem a órbita kepleriana verdadeira dentro de poucos mil metros (Van Dierendonck, 1986).

O argumento de latitude, o raio e a inclinação corrigidos são dados respectivamente por:

$$u_k = \phi_k + \delta u_k, \quad (7)$$

$$r_k = a (1 - e \cos E_k) + \delta r_k, \quad (8)$$

e

$$i_k = i_0 + \delta i_k + (\text{IDOT}) t_k, \quad (9)$$

aonde a é o semi eixo maior dado por:

$$a = (\sqrt{a})^2. \quad (10)$$

As perturbações harmônicas de segunda ordem são dadas respectivamente pela correção do argumento de latitude, correção radial e correção para inclinação:

$$\delta u_k = C_{us} \sin 2\phi_k + C_{uc} \cos 2\phi_k, \quad (11)$$

$$\delta r_k = C_{rc} \cos 2\phi_k + C_{rs} \sin 2\phi_k \quad (12)$$

e

$$\delta i_k = C_{ic} \cos 2\phi_k + C_{is} \sin 2\phi_k, \quad (13)$$

aonde o argumento de latitude é:

$$\phi_k = f_k + \omega. \quad (14)$$

A anomalia média, anomalia verdadeira e anomalia excêntrica são dadas por:

$$M_k = M_0 + nt_k, \quad (15)$$

$$\cos f_k = (\cos E_k - e) / (1 - e \cos E_k) \quad (16)$$

e

$$\sin f_k = \sqrt{1 - e^2} \sin E_k / (1 - e \cos E_k) \quad (17)$$

$$E_k = \cos^{-1} \left[\frac{e + \cos f_k}{1 + e \cos f_k} \right] \quad (18)$$

aonde a equação de Kepler para anomalia excêntrica é

$$M_k = E_k - e \sin E_k \quad (19)$$

e o tempo da efeméride da época referida é

$$t_k = t - t_{oe}^* \quad (20)$$

aonde t^* é o tempo no sistema GPS no tempo de transmissão.

A anomalia média e a inclinação são formulados como um polinômio temporal, o argumento de tempo é o tempo GPS. Os coeficientes do polinômio são uma função da época de expansão.

O movimento médio computado e o corrigido são respectivamente:

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (21)$$

e

$$n = n_0 + \Delta_n \quad (22)$$

sendo o movimento médio computado dado em rad/s.

Os parâmetros representados são resultados de uma curva ajustada e só são aparentemente keplerianos. Eles só descrevem as efemérides acima do período de aplicabilidade e não para a órbita total. Há geralmente seis parâmetros keplerianos se o tempo referido for o mesmo que o tempo do perigeu. Neste caso são necessários a anomalia média, M_k , o tempo da efeméride da época referida, t_k , a excentricidade, e , o semi eixo maior, \sqrt{a} , a longitude corrigida do nodo ascendente, Ω_k , a inclinação corrigida, i_k e o argumento do perigeu, ω .

A correção da inclinação δ_i é dada com respeito a um valor fixo, $i_0 = 0.30$ semicírculos, que corresponde a 54° .

A anomalia média, a ligação ascendente da longitude e a inclinação são formulados como um polinômio temporal, o argumento de tempo é o tempo GPS. Os coeficientes do polinômio são uma função da época de expansão. Este algoritmo pode ser encontrado em Leick (1994).

2.2 Formato Rinex

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 (Strang, 1997).

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

O tempo de medida é o tempo de recepção do sinal recebido. É idêntico para as medidas de fase e distância e é também idêntico para todos os satélites observados naquela época. É expresso no tempo GPS e não no Tempo Universal.

A medida da *pseudorange* é equivalente à diferença do tempo de recepção e o tempo de transmissão de um sinal distinto do satélite que vai da antena do receptor ao satélite, incluindo os atrasos dos relógios do satélite e do receptor.

A fase é medida da fase da portadora em ciclos inteiros em uma ou ambas frequências. É a medida na frequência de batida entre a fase recebida do sinal do satélite e a frequência de referência gerada no receptor. A metade do ciclo medido por receptores tipo quadrado serão convertidos para ciclos inteiros e isso será notado pelo fator comprimento de onda no artigo de cabeçalho. A fase e a distância mudam no mesmo sentido, logo, aumento da distância = aumento da fase.

As observações não são corrigidas por efeitos externos como refração atmosférica, atrasos de relógios do satélite, etc.

O formato RINEX é constituído de quatro tipos de arquivo ASCII:

- 1- Arquivo de dados de observação – que contém a informação do cabeçalho e os dados de fase e distância.
- 2- Arquivo de dados meteorológicos.
- 3- Arquivo da mensagem de navegação.
- 4- Arquivo de mensagem de navegação do GLONASS.

Cada tipo de arquivo contém uma seção de cabeçalho e uma seção de dados. Cada arquivo de dados de observação e meteorológico contém dados de um local e uma seção.

A seção de cabeçalho contém informação global para o arquivo inteiro e é colocado no início do arquivo. A seção de cabeçalho contém rótulos de cabeçalhos nas colunas 61-80 para cada linha contida nesta seção. Estes rótulos são obrigatórios e devem aparecer exatamente como dado nesta descrição.

2.2.1 Exemplo do arquivo de mensagem de navegação no Formato RINEX

Tabela 1: Arquivos de dados de navegação – descrição do cabeçalho

| 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: A0,A1,T,W | Para. Do Almaq. P. calcular tempo em UTC (pag 18 de subquadro 4) A0,A1: termos do polinômio T : tempo de referência para dados em UTC W : número de semana de referência em UTC | 3X,2D19.12, 2I9 |
| SALTOS S. | Tempo delta devido segundos saltados | I6 |

Tabela 2: Arquivos de dados de navegação – descrição dos dados gravados

| 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) - Crs (metros) - Delta n (radianos/s) - Mo (radianos) | 3X,4D19.12 |
| ÓRBITA TRANSMITIDA - 2 | - Cuc (radianos) - Excentricidade - Cuc (radianos) - A1/2 (metros ^{1/2}) | 3X,4D19.12 |
| ÓRBITA TRANSMITIDA - 3 | - TOE Tempo das efemérides (segundos em semana GPS) - Cic (radianos) - Omega (radianos) - Cis (radianos) | 3X,4D19.12 |
| ÓRBITA TRANSMITIDA - 4 | - io (radianos) - Crc (metros) - omega (radianos) - omega dot (radianos/s) | 3X,4D19.12 |
| ÓRBITA TRANSMITIDA - 5 | - IDOT (radianos/s) - Códigos em canal L2 - Semana GPS # (ir com TOE) - bandeira de dados L2 P | 3X,4D19.12 |
| ÓRBITA TRANSMITIDA - 6 | - exatidão do SV - saúde do SV (MSB somente) - TGD (segundos) - AODC (segundos) | 3X,4D19.12 |
| ÓRBITA TRANSMITIDA - 7 | - Transmissão do tempo da mensagem (segundos em semana GPS, derivada por ex. de conta-Z em <i>Hand Over Word</i> [HOW]) - reserva - reserva - reserva | 3X,4D19.12 |

2.3. Formato SP3

Os arquivos SP3 contém as efemérides precisas (POE) geradas pelo JPL/NASA com uma precisão em torno de 3 cm.

Cada POE tem um período de 10 dias, correspondendo ao período repetido de rastreamento pelo solo do satélite. A precisão da órbita do POE depende da alta qualidade das medidas de rastreamento e da precisão com que várias forças são modeladas no programa de estimação da órbita. O modelo do T/P no programa usa perturbações devidas ao geopotencial, as marés oceânicas e modelos de forças não conservativas, em adição a alguns parâmetros de força empírica para compensar o erro residual.

A primeira geração de precisão de órbita radial POE de 3-4 cm, que tinha de longe superado a necessidade de 13 cm, subseqüentemente tem sido superado pela segunda geração de precisão de 2-3 cm. A primeira geração computacional POE é descrita em detalhes por Neren *et al.* (1993) e Tapley *et al.* (1994). A versão corrente da segunda geração das órbitas é descrita por Marshall *et al.* (1995), que examinou em detalhes o erro estimado enquanto era apresentado uma forte evidencia para a precisão de órbita radial de aproximadamente 2-3 cm acima do ciclo de repetição de 10 dias. Na segunda geração a melhora da órbita é baseada na melhora do modelo gravitacional JGM-3 e no melhoramento do modelo de marés oceânicas.

As diferenças entre as duas gerações POEs, que começam com ciclo 93, e a órbita calculada independentemente pela Universidade do Texas são usadas como uma verificação para assegurar que o POE tem sido computado corretamente (Chandler *et al.*, 2000).

Os arquivos da mensagem de navegação e POE, no formato SP3, dos GPS são facilmente encontrados na internet (Noll, 1998).

2.3.1 Exemplo de arquivo no Formato SP3

```
# @(#) sp3 1.3 03/08/95
```

```
#aV1993 1 29 0 0 0.00000000 96 d ITR91 FIT JPL  
## 681 432000.00000000 900.00000000 49016 0.00000000000000  
+ 10 1 2 3 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 24 25 26
```

```

+ 27 28 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
+ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10 10
++ 10 11 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
++ 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%e cc cc ccc ecc cccc cccc cccc cccc ccccc ccccc ccccc
%e cc cc ccc ecc cccc cccc cccc cccc ccccc ccccc ccccc
%f 0.0000000 0.000000000 0.000000000000 0.000000000000000
%f 0.0000000 0.000000000 0.000000000000 0.000000000000000
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0
/*CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/*CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/*CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/*CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
* 1993 1 29 0 0 0.00000000
P 1 14722.638510 6464.319150 -21020.844810 -8.059218
V 1 -1196.628800 26950.022500 7502.277100 0.000000
P 2 -24023.155300 -11843.563990 -1675.647210 -10.813964
V 2 -769.152700 -3247.508000 31255.023300 0.000000
P 3 2074.555420 19025.998840 17928.366120 -430.859048
V 3 -6873.932300 22421.664200 -23147.529600 0.000000
P 12 -6236.325580 13153.271260 -21964.100040 -108.945737
V 12 -27384.917100 6805.632800 12337.728800 0.000000
P 13 -13306.857100 4790.062110 -22360.523490 628.240251
V 13 9739.738600 -26864.612400 -11662.222500 0.000000
.
.
.
.
P 27 -19350.820260 -4003.111190 17582.690790 14.651464
V 27 19491.879100 -11990.042400 18156.904400 0.000000
P 28 13316.378500 -13959.644490 18317.660940 52.520005
V 28 258.246400 23316.420800 17208.928500 0.000000
EOF

```

```

SP3 LINE 1
col 1 symbol #
col 2 version id a
col 3 P/V mode flag V
col 4-7 year start 1993
col 9-10 month start _1
col 12-13 day of month start 29
col 15-16 hour start _0
col 18-19 minute start _0
col 21-31 second start _0.00000000
col 33-39 number of epochs _____96
col 41-45 data used _____d

```

col 47-51 coordinate system ITR91
col 53-55 orbit type FIT
col 57-60 agency name _JPL

SP3 LINE 2

col 1-2 symbols ##
col 4-7 GPS week _681
col 9-23 seconds of week 432000.00000000
col 25-38 epoch interval _900.00000000
col 40-44 mod. julian day start 49016
col 46-60 fractional day 0.00000000000000

SP3 LINE 3

col 1-2 symbols +_
col 5-6 number of satellites 19
col 10-12 sat #1 id _1
col 13-15 sat #2 id _2
.
.
.
col 58-60 sat #17 id _26

SP3 LINES 4-7

col 1-2 symbols +_
col 10-12 sat #18(35,52,69) id _27
col 13-15 sat #19(36,53,70) id _28
.
.
.
col 58-60 sat #34(51,68,85) id __0

SP3 LINES 8-12

col 1-2 symbols ++
col 10-12 sat #1(18,35,52,69) acc _10
col 13-15 sat #2(19,36,53,70) acc _10
.
.
.
col 58-60 sat #17(34,51,68,85) acc _10

SP3 LINES 13-14

col 1-2 symbols %c
col 4-5 2 characters cc
col 7-8 2 characters cc
col 10-12 3 characters ccc
col 14-16 3 characters ccc
col 18-21 4 characters cccc
col 23-26 4 characters cccc
col 28-31 4 characters cccc
col 33-36 4 characters cccc
col 38-42 5 characters ccccc
col 44-48 5 characters ccccc

col 50-54 5 characters ccccc
 col 56-60 5 characters ccccc

SP3 LINES 15-16

col 1- 2 symbols %f
 col 4-13 10-column float 0.0000000
 col 15-26 12-column float 0.000000000
 col 28-41 14-column float 0.00000000000
 col 43-60 18-column float 0.000000000000000

SP3 LINES 17-18

col 1- 2 symbols %i
 col 4- 7 4-column int 0
 col 9-12 4-column int 0
 col 14-17 4-column int 0
 col 19-22 4-column int 0
 col 24-29 6-column int 0
 col 31-36 6-column int 0
 col 38-43 6-column int 0
 col 45-50 6-column int 0
 col 52-60 9-column int 0

SP3 LINES 19-22

col 1- 2 symbols /*
 col 4-60 comment CC...CC

SP3 LINE 23 (epoch header record)

col 1- 2 symbols *
 col 4- 7 year start 1993
 col 9-10 month start 1
 col 12-13 day of month start 29
 col 15-16 hour start 0
 col 18-19 minute start 0
 col 21-31 second start 0.00000000

SP3 LINE 24 (position and clock record)

col 1 symbol P
 col 2- 4 satellite id 1
 col 5-18 x-coordinate (km) 14722.638510
 col 19-32 y-coordinate (km) 6464.319150
 col 33-46 z-coordinate (km) -21020.844810
 col 47-60 clock (microsec) -8.059218

SP3 LINE 25 (velocity and clock record)

col 1 symbol V
 col 2- 4 satellite id 1
 col 5-18 x-dot (decim/sec) -1196.628800
 col 19-32 y-dot (decim/sec) 26950.022500
 col 33-46 z-dot (decim/sec) 7502.277100
 col 47-60 cl rate (10e-4 msec/sec) 0.000000

SP3 LINE 22+numeps*(numsats+1)+1 (last line)
col 1- 3 symbols EOF

3. PROGRAMA UTILIZADO

O programa utilizado, em linguagem Fortran, foi desenvolvido pelo Dr. Hélio Koiti Kuga, do Departamento de Mecânica e Controle do INPE. Este programa lê a mensagem de navegação em formato Rinex e gera as posições x, y, e z, em WGS84, de cada satélite GPS na época da mensagem de navegação transmitida e para o intervalo de tempo desejado no Tempo GPS. Este programa utiliza o algoritmo citado no item 2.1.

4. DADOS UTILIZADOS

Como entrada de dados, foram utilizadas as mensagens de navegação enviadas pelo GPS, em formato Rinex, para gerar as efemérides de todos os satélites GPS. Os dados utilizados foram escolhidos aleatoriamente e obtidos via internet (Chandler *et. al.*, 2000). Como arquivo de referência, foi utilizado o arquivo POE (*Precise Orbit Ephemeris*), no formato SP3, gerado pelo JPL/NASA (*Jet Propulsion Laboratory*), para as mesmas datas. Este arquivo é utilizado para comparar com as efemérides obtidas pelo programa.

5. RESULTADOS

A posição, x, y e z, de cada satélite GPS, calculada utilizando a mensagem de navegação, foi comparado com as efemérides precisas, POE, como a finalidade de verificar a precisão do programa. A seguir, serão apresentados os erros obtidos na posição de todos os satélites GPS para um dia inteiro na referida época. As posições dos GPS foram obtidas com um intervalo de 15 minutos da mesma maneira que são fornecidas no arquivo POE.

A Figura 3 mostra o erro entre as efemérides calculadas e as pós-processadas para o dia 18 de novembro de 1993.

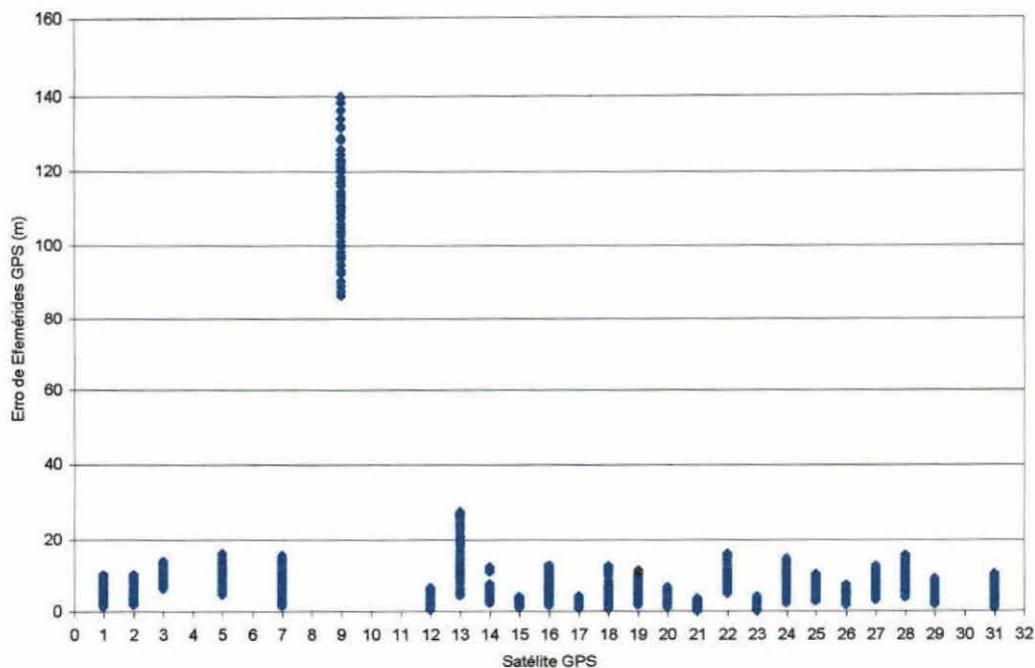


Figura 3: Erro das efemérides dos GPS para o dia 18/11/93

A Tabela 3 mostra a estatística das efemérides GPS utilizando a mensagem de navegação transmitida. Essa estatística é referente a todos os satélites para a data 18 de novembro de 1993. O erro máximo obtido foi somente para o satélite 9.

Tabela 3: Estatística de erro para as efemérides GPS para o dia 18/11/93

| | |
|---------------|-------------|
| Média do Erro | 9.556515 m |
| Desvio Padrão | 17.941821 m |
| Erro Máximo | 140.04663 m |
| Erro Mínimo | 0.323619 m |

A Figura 4 mostra o erro entre as efemérides calculadas e as pós-processadas para a data 25 de abril de 1995.

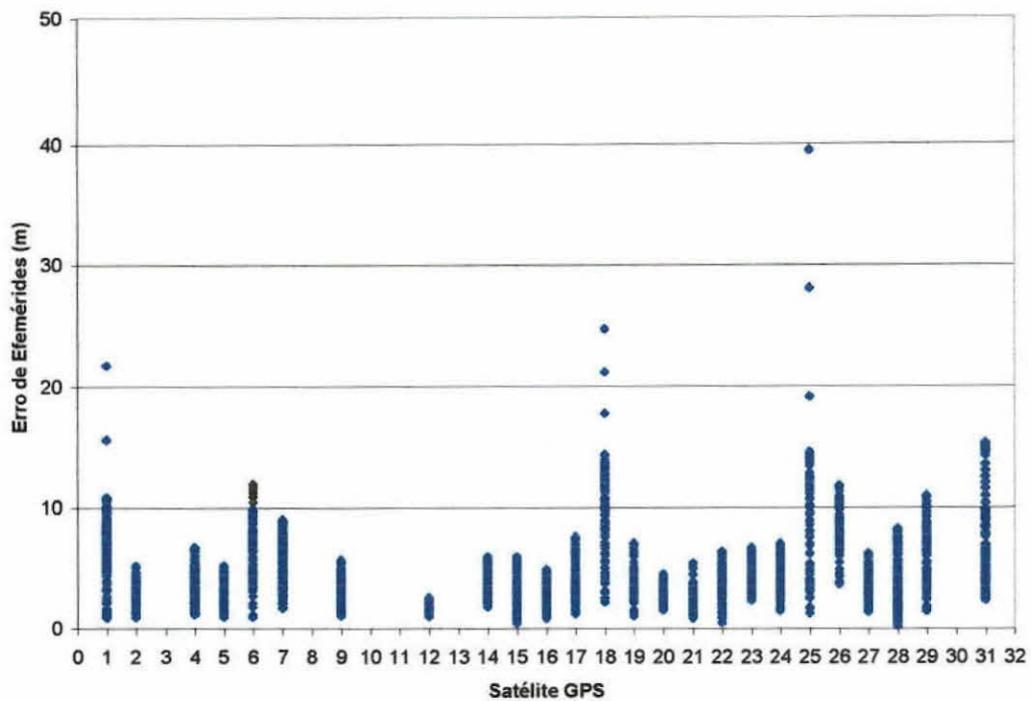


Figura 4: Erro das efemérides GPS para o dia 25/04/95

A Tabela 4 mostra a estatística das efemérides GPS calculadas utilizando a mensagem de navegação transmitida. Essa estatística é referente a todos os satélites para a data 25 de abril de 1995.

Tabela 4: Estatística do erro para as efemérides GPS para o dia 25/04/95

| | |
|---------------|--------------|
| Média do Erro | 4.880107 m |
| Desvio Padrão | 2.999822 m |
| Erro Máximo | 39.5349055 m |
| Erro Mínimo | 0.2911546 m |

A Figura 5 mostra o erro entre as efemérides calculadas e as pós-processadas para a data 14 de março de 1996.

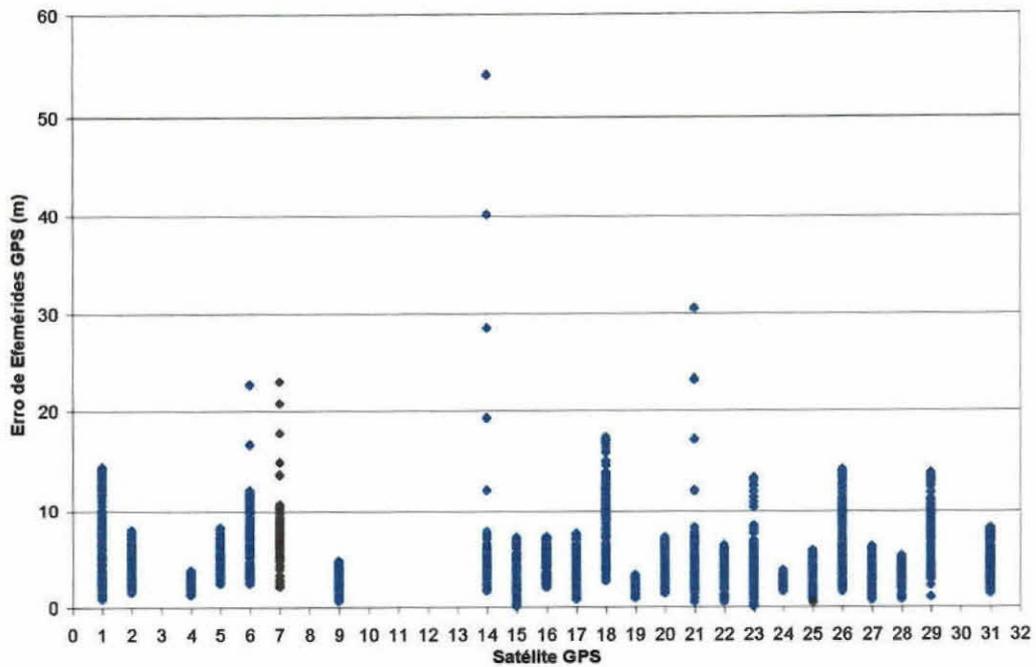


Figura 5: Erro das efemérides GPS para o dia 14/03/96

A Tabela 5 mostra a estatística das efemérides GPS. O erro máximo obtido foi para o satélite 14, porém somente em alguns intervalos de tempo, não ocorreu o dia inteiro.

Tabela 5: Estatística do erro para as efemérides GPS para o dia 14/03/96

| | |
|---------------|-------------|
| Média do Erro | 4.914394 m |
| Desvio Padrão | 3.464829 m |
| Erro Máximo | 54.308787 m |
| Erro Mínimo | 0.142667 m |

A Figura 6 mostra o erro entre as efemérides calculadas e as pós-processadas para o dia 7 de janeiro de 1998.

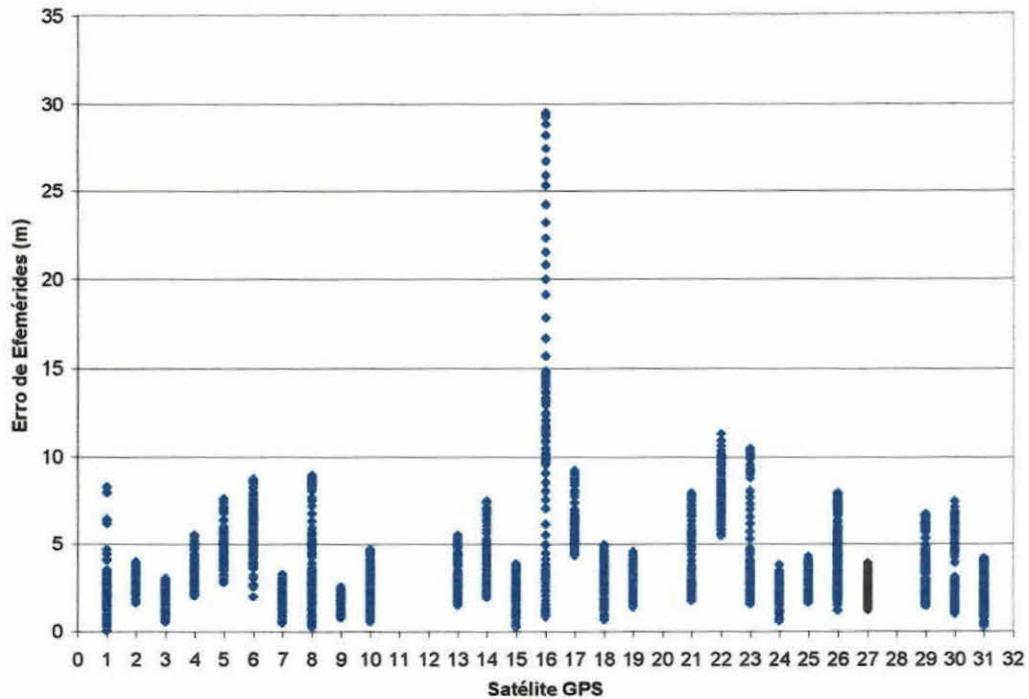


Figura 6: Erro das efemérides GPS para o dia 07/01/98

A Tabela 6 mostra a estatística das efemérides GPS utilizando a mensagem de navegação. Ela também é referente a todos os satélites no dia 07 de janeiro de 1998. O erro máximo obtido nesse dia foi para o satélite 16, porém, não ocorrendo o dia inteiro.

Tabela 6: Estatística do erro para as efemérides GPS para o dia 07/01/98

| | |
|---------------|-------------|
| Média do Erro | 3.937246 m |
| Desvio Padrão | 2.907257 m |
| Erro Máximo | 29.553691 m |
| Erro Mínimo | 0.085866 m |

A Figura 7 mostra o erro entre as efemérides calculadas e as pós-processadas para o dia 08 de junho de 1998.

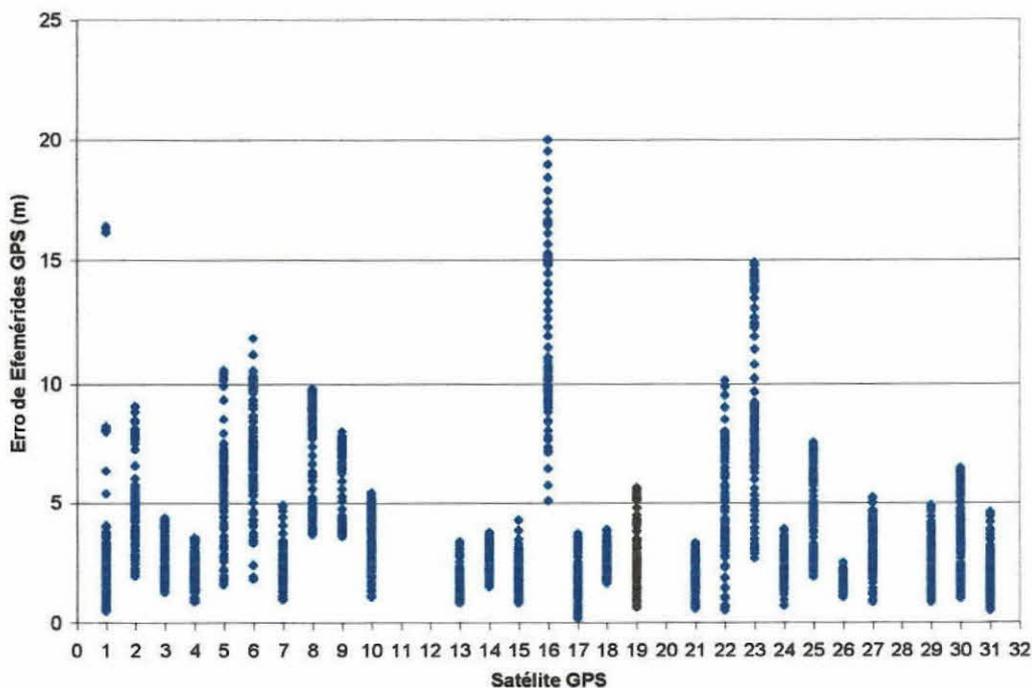


Figura 7: Erro das efemérides GPS para o dia 08/06/98

A Tabela 7 mostra o erro entre as efemérides calculadas e as pós-processadas no dia 08 de junho de 1998. O erro máximo obtido nesta data foi para o satélite 16.

Tabela 7: Estatística do erro para as efemérides GPS para o dia 08/06/98

| | |
|---------------|-------------|
| Média do Erro | 4.009345 m |
| Desvio Padrão | 2.959752 m |
| Erro Máximo | 20.047576 m |
| Erro Mínimo | 0.201559 m |

A Figura 8 mostra o erro entre as efemérides calculadas e as pós-processadas para o dia 24 de janeiro de 1999.

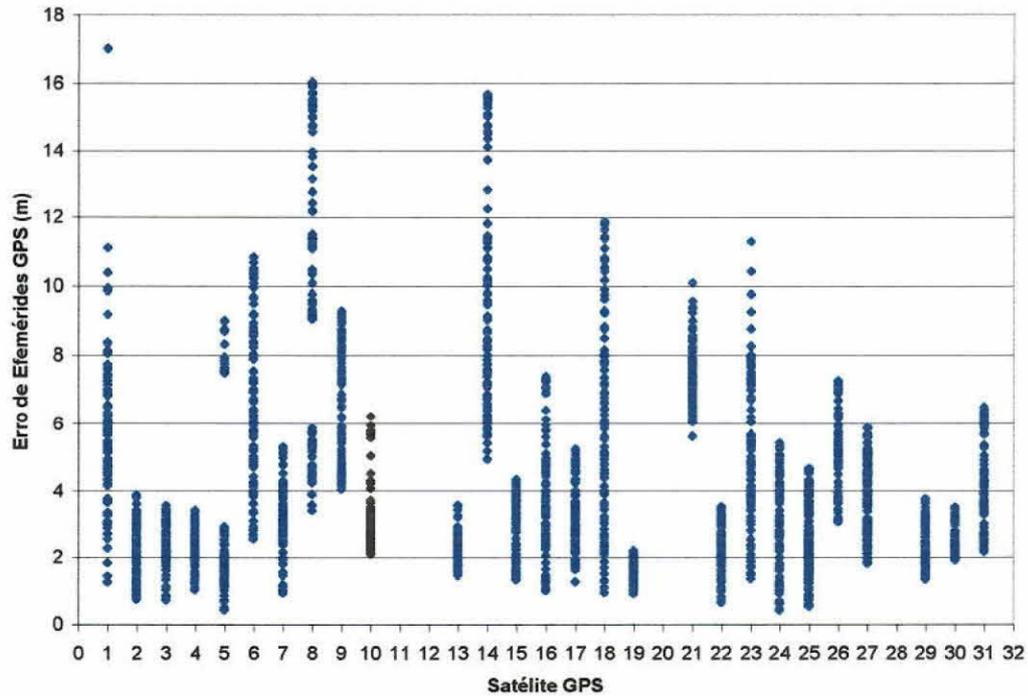


Figura 8: Erro das efemérides GPS para o dia 24/01/99

A Tabela 8 mostra a estatística das efemérides GPS. O erro máximo obtido foi para o satélite 1, porém, só em alguns intervalos de tempo, não ocorrendo o dia inteiro.

Tabela 8: Estatística do erro para as efemérides GPS para o dia 24/01/99

| | |
|---------------|-------------|
| Média do Erro | 4.195418 m |
| Desvio Padrão | 2.790215 m |
| Erro Máximo | 17.034135 m |
| Erro Mínimo | 0.441346 m |

A Figura 9 mostra o erro entre as efemérides calculadas e as pós-processadas para o dia 16 de dezembro de 1999.

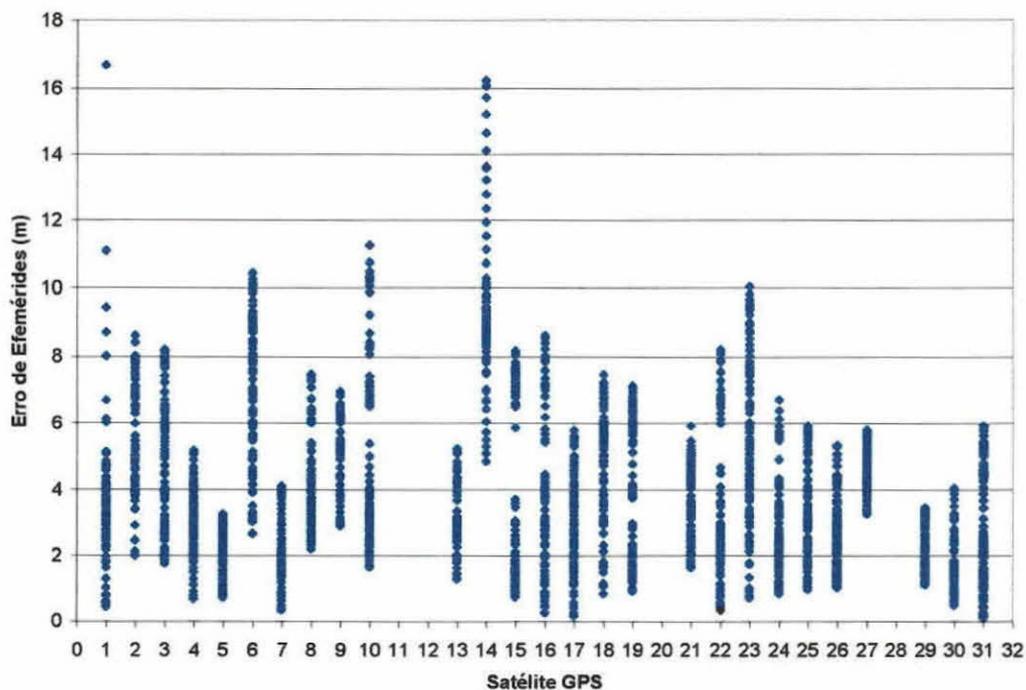


Figura 9: Erro das efemérides GPS para o dia 16/12/99

A Tabela 9 mostra a estatística das efemérides também para todos os satélites no dia 16 de dezembro de 1999. O erro máximo obtido foi referente ao satélite 1.

Tabela 9: Estatística do erro para as efemérides GPS para o dia 16/12/99

| | |
|---------------|-------------|
| Média do Erro | 3.966948 m |
| Desvio Padrão | 2.354999 m |
| Erro Máximo | 16.715554 m |
| Erro Mínimo | 0.134242 m |

6. CONCLUSÃO

O objetivo principal deste trabalho de iniciação científica foi verificar a precisão do programa de leitura da mensagem de navegação dos satélites GPS. O método utilizado para essa verificação foi o programa mencionado no item 3.

No dia 18 de novembro de 1993, o satélite GPS de PRN 9 não possui bons dados. Nos dias 7 de janeiro de 1998 e 08 de junho de 1998, o satélite 16 apresenta o maior erro, porém, isso não ocorre para o dia inteiro, apenas em alguns intervalos de tempo. O mesmo acontece com o satélite de PRN 25 no dia 25 de abril de 1995 e com o PRN 14 no dia 14 de março de 1996. Para os dias 24 de janeiro de 1999 e 16 de dezembro de 1999 o satélite que apresenta maior erro é o de PRN 1, mas também apenas em alguns intervalos de tempo.

Verificou-se que a média do erro para estes dias ficou em torno de 4 m e o desvio padrão do erro em torno de 2.9 m, mostrando a confiabilidade do programa que será utilizado para determinação de órbita de satélites artificiais com receptor GPS a bordo.

Como trabalho futuro, é necessário verificar a melhor geometria (DOP) de satélites GPS que poderá ser utilizada na determinação de órbita com a finalidade de melhorar a precisão da órbita e/ou verificar se, de alguma forma, os satélites GPS escolhidos estão afetam a precisão da órbita obtida.

7. REFERÊNCIAS

Chandler, N. L.; Chinn, D. S.; Radway, Y. **Method of Computation and Orbit Accuracy** [online] <http://cddisa.gsfc.nasa.gov/926/podps/html/doc2.html>, 2000.

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

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

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

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

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

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

8. BIBLIOGRAFIA CONSULTADA

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

Chiaradia, A. P.M.; Kuga, H. K.; Prado, A. F. B. A. **The Use of the Single Frequency GPS Measurements to Determine in Real Time Artificial Satellite Orbits** INPE, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 1999.