

Sistema de Posicionamento Global Aspectos Gerais

Denizar Blitzkow e Nelsi Côgo de Sá
Instituto Astronômico e Geofísico – USP

INTRODUÇÃO

Sistema de Posicionamento Global (SPG), ou na língua de origem Global Positioning System (GPS), às vezes chamado NAVSTAR, é o nome de um projeto ora em desenvolvimento nos Estados Unidos com a participação da Força Aérea, da Marinha e do DMA (Defense Mapping Agency). Trata-se de um sistema de navegação através de satélites artificiais capaz de fornecer coordenadas tridimensionais bastante precisas bem como informação de tempo a usuários devidamente equipados em qualquer lugar sobre ou próximo da Terra. O sistema foi desenvolvido com o objetivo de substituir com vantagens o atual Navy Navigation Satellite System (NNSS) que já não atende a todos os usuários nem satisfaz o nível de precisão exigido.

O sistema assegurará a qualquer usuário, independentemente de condições atmosféricas, uma maneira precisa e contínua de conhecer sua posição ou velocidade em relação a um sistema de referência global.

O projeto foi oficialmente iniciado em 1973. Os primeiros testes começaram a ser realizados no segundo semestre de 1979 com 6 satélites em órbita.

Espera-se que até fins de 1983 os testes estejam concluídos e o sistema tenha capacidade total de operação entre 1985 e 1987. No início da última década do século o sistema deverá substituir inteiramente o atual NNSN (PERRE-AULT, 1980).

Descrição Geral

O necessário apoio espacial para o sistema será dado por uma constelação de 24 satélites, conforme o plano inicial, porém os testes em andamento poderão reduzir este número para 18. Os satélites, que inicialmente faziam parte de um programa de satélites avançados, conhecidos como Navigation Technology Satellites (NTS) (EASTON et al.,

1979), agora independentes e num estágio superior de desenvolvimento, serão distribuídos igualmente em três órbitas (8 ou 6 satélites por plano) (Fig. 1).

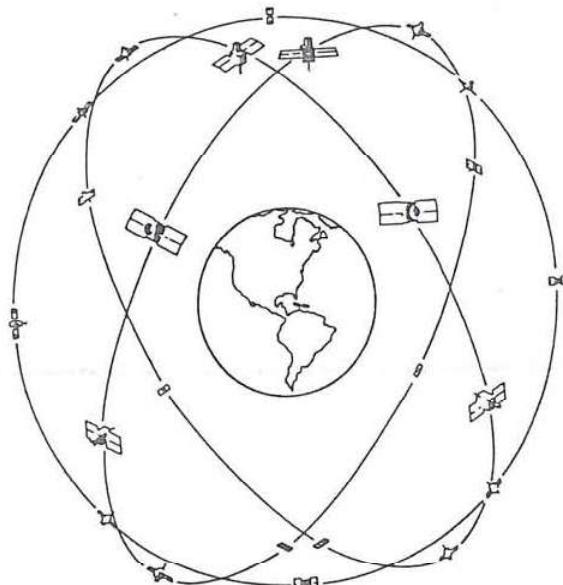


Fig. 1 – Órbita dos Satélites

Com uma inclinação de 63° , mas que as atuais experiências poderão mudar para 55° , as órbitas aproximadamente circulares estarão separadas em longitude por um ângulo de 120° . O período nominal, incluindo efeitos de regressão dos nodos, será de 11,9661 hs o que corresponde a um semi-eixo maior de 25560,123 km e a uma excentricidade nominal menor do que 0.005. O tempo decorrido entre o nascer e o ocultar de cada satélite será de 8 horas em média. Com estas características, o número de satélites programado permitirá a um usuário em qualquer lugar da superfície terrestre observar no mínimo 4 satélites simultaneamente.

Cada veículo espacial (VE) terá um peso típico de 430 kg., um sistema de potência de 300 watts e uma vida

média de 5 anos podendo atingir até sete anos. A energia será obtida a partir do sol através de um conjunto de painéis solares. Três baterias de níquel-cádmio fornecerão a necessária energia em momentos de eclípses.

Cada satélite possui um oscilador atômico com estabilidade de 10^{-13} que gera sinais em duas frequências L_1 e L_2 respectivamente de 1575 MHz e 1227 MHz transmitidas continuamente. Um sistema de tempo, o tempo SPG, também é mantido nos satélites por meio do oscilador atômico. Os relógios dos satélites estarão sincronizados com um erro de alguns nano segundos. Foram realizadas experiências inicialmente nos satélites NTS com oscilador de rubídio e posteriormente com célio. Está prevista para 1981 experiência com maser de hidrogênio (EASTON, et al., 1979).

As duas frequências, necessárias para a correção dos efeitos de refração da ionosfera, levam informações moduladas em ambas as frequências através de códigos, denominados "Pseudo Random Noise" (PRN). Existem dois tipos de códigos: um chamado sinal P (preciso), constituído por um trecho do PRN com um comprimento de sete dias, um ciclo completo de 267 dias, operando em 10,23 Mbps (Megabytes por segundo). Este código tem início todos os sábados à meia noite. O tempo do sistema SPG é contado a partir do início do código P de cada semana. Esta contagem é feita por meio das épocas de um código secundário denominado X1, usado para gerar o código P e que ocorre a cada 1,5 seg. A contagem das épocas X1 atinge um total de 403199 no final de cada semana, quando volta a zero novamente (MILLIKEN et al., 1979). Este sistema de tempo semanal é transmitido ao usuário a cada seis segundos na forma do "handover word" (HOW).

Para um receptor sintonizar o sinal P, é necessário que de alguma forma ele conheça no mínimo o trecho do sinal de uma semana que deverá ser varrido para conseguir a sintonização. Do contrário, esta levará várias horas para ser conseguida. Esta é a razão pela qual o código P é difícil de sintonizar. Entretanto, sua sintonização é facilitada pelo código HOW.

O segundo tipo de código é o CA (Clear Access). É um código curto operando em 1,023 Mpbs, o qual fornece uma medida grossa de tempo e é facilmente sintonizado. Este código tem um padrão que é distinto em cada satélite permitindo a identificação e eventualmente a seleção de um satélite particular para rastrear (DELIKARAOGLU, 1979). Uma das informações contidas no código CA é o HOW que permite a transferência ao código P.

Medição da pseudo-distância

A distância estação-satélite pode ser obtida facilmente desde que o usuário possua um relógio preciso perfeitamente sincronizado com o tempo SPG. Medindo o tempo

de percurso do sinal e multiplicando pela velocidade da luz obtém-se a distância.

Na prática, um relógio de alta precisão no receptor tornaria seu custo muito elevado. Assim prevê-se que a estação tenha um relógio de menor precisão, por exemplo, um relógio de quartzo. Neste caso, a medição do tempo incluiria um erro de grandeza fixa devido à imprecisão do relógio da estação. A distância obtida relacionando esse tempo com a velocidade da luz é chamada "pseudo-distância".

Com o intuito de determinar a correção para o relógio da estação, são observados quatro satélites. Quatro equações assim obtidas são resolvidas em relação a quatro incógnitas: as três coordenadas cartesianas da estação e a correção do relógio.

A medida do tempo de percurso é obtida da seguinte maneira: um sinal PRN, idêntico ao transmitido pelo satélite, é gerado no receptor. Este pode deslocar seu sinal no tempo até obter uma correlação máxima com o sinal recebido. O tempo total do deslocamento do sinal é a medida do tempo relativo à pseudo-distância. O conceito da medição da pseudo-distância é ilustrado na Fig. 2.

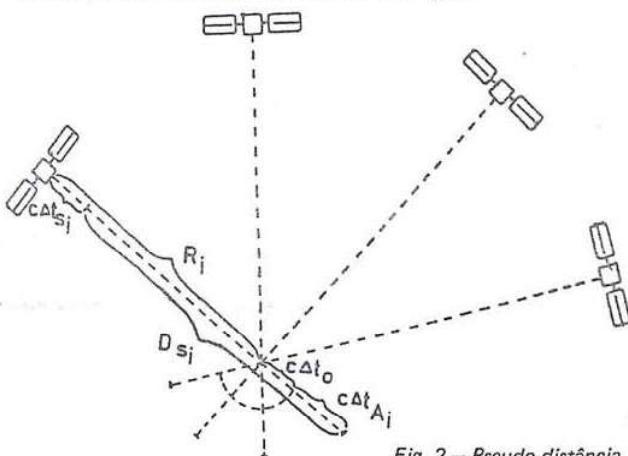


Fig. 2 – Pseudo-distância

A distância estação-satélite é dada por:

$$R_j = c(t_R - t_{Sj}) - c\Delta t_{Aj}, \quad j = 1, 2, 3, 4 \quad (1)$$

onde t_R é o tempo SPG recebido,

t_{Sj} o tempo SPG transmitido (admite-se que seja simultâneo para todos os VEs),

Δt_{Aj} atraso da propagação devido à atmosfera.

O primeiro termo do segundo membro da (3.1) nada mais é do que a pseudo-distância D_{Sj} corrigida para as diferenças dos relógios (satélite e receptor) (LEHMAN, 1979), assim:

$$c(t_R - t_{Sj}) = D_{Sj} + c\Delta t_{Sj} - c\Delta t_0 \quad (2)$$

Substituindo (3.2) em 3.1) obtemos:

$$R_i = D_{S_i} + c\Delta t_{S_i} - c\Delta t_0 - c\Delta t_{A_i}$$

$$D_{S_i} = R_i + c\Delta t_{A_i} + c(\Delta t_0 - \Delta t_{S_i}), i = 1, 2, 3, 4 \quad (3)$$

A equação (3.3) fornece a pseudo-distância em função da distância estação-satélite e das correções de atraso de propagação e diferenças dos relógios (VAN DIERENDONCK et al., 1978). Uma correção para o atraso de propagação devido à atmosfera pode ser obtida a partir dos modelos já conhecidos da ionosfera e da troposfera. A diferença de tempo do relógio do satélite relativo ao sistema de tempo SPG é fornecido ao usuário na mensagem transmitida pelo satélite. A distância estação-satélite pode ser representada em termos de coordenadas cartesianas convenientemente definidas como:

$$R_i = [(X_{S_i} - X)^2 + (Y_{S_i} - Y)^2 + (Z_{S_i} - Z)^2]^{1/2} \quad (4)$$

onde X_{S_i} , Y_{S_i} , Z_{S_i} são as coordenadas cartesianas instantâneas do satélite i e X, Y, Z , as coordenadas cartesianas do observador.

Substituindo a (3.4) na (3.3) temos:

$$D_{S_i} = [(X_{S_i} - X)^2 + (Y_{S_i} - Y)^2 + (Z_{S_i} - Z)^2]^{1/2} +$$

$$+ c\Delta t_{A_i} + c(\Delta t_0 - \Delta t_{S_i}), i = 1, 2, 3, 4 \quad (5)$$

Estas constituirão as equações de observação e contêm quatro incógnitas: as três coordenadas cartesianas X, Y, Z da estação, e o erro do relógio Δt_0 . As coordenadas cartesianas do satélite são calculadas a partir das efemérides transmitidas. Observações realizadas a um mínimo de quatro satélites permitem a resolução do sistema.

Mensagens transmitidas

As mensagens transmitidas pelos satélites SPG consistem num conjunto de informações que serão fornecidas ao usuário por cada VE. É constituído por um fluxo de dados de 50 bps (bytes por segundo), modulado em ambas as freqüências transmitidas, comum a ambos os sinais P e CA. Está contido num conjunto com um total de 1500 bits.

O conjunto de dados é dividido em cinco subconjuntos de 300 bits correspondente a 10 palavras de 30 bits cada um. Informações sobre tempo e sobre HOW aparecem em cada subconjunto. Além disso, no primeiro subconjunto aparecem parâmetros para a correção do relógio do satélite e para o modelo de correção do atraso de propagação devido à ionosfera. O segundo e o terceiro subconjunto contêm as efemérides dos satélites. Uma mensagem em caracteres alfanuméricos aparece no quarto subconjunto.

O quinto subconjunto fornece ciclicamente o que é denominado almanaque dos satélites (um satélite em cada subconjunto) que consiste nas efemérides, parâmetros de correção do relógio e o estado de funcionamento do satélite.

Palavras TLM e HOW

As duas primeiras palavras de cada subconjunto consistem respectivamente numa palavra de telemetria (TLM) e na chamada "Handover word" (HOW). Ambas devem ser geradas a bordo do satélite.

A HOW consiste numa contagem denominada contagem Z , que corresponde ao instante do limite do seguinte subconjunto, num indicador de sincronização, numa informação composta de três bits relativa à identificação e paridade. O indicador de sincronização indica ao usuário se os dados do conjunto estão ou não sincronizados com a época do código XI.

Dados do Bloco 1

O BLOCO 1 de dados aparece no primeiro subconjunto, repetindo-se a cada 30 segundos, uma vez que esses dados são transmitidos a uma velocidade de 60 bps. Este bloco contém as correções ao padrão de freqüência, a idade associada aos dados e coeficiente do modelo para a correção do atraso devido à ionosfera. Esta última informação é necessária ao usuário que recebe uma só freqüência. A finalidade dos parâmetros de correção do relógio é fornecer ao usuário um modelo para a correção da defasagem entre o tempo do VE e o tempo SPG. A correção inclui o desvio do relógio devido às características dos padrões de freqüência e os efeitos relativísticos. Estes resultam do fato de que os relógios dos satélites estão localizados num campo gravitacional cujo potencial é diferente daquele em que está localizado o relógio do usuário e além disso o padrão de freqüência do satélite se desloca numa velocidade maior do que o padrão do usuário. Os efeitos relativísticos causam um desvio aparente na freqüência dos relógios (VAN DIERENDONCK, 1978).

O modelo para a correção do relógio de cada satélite é representado por um polinômio de segunda ordem definido por três coeficientes a_0, a_1, a_2 num tempo de referência t_0 . A correção será dada por:

$$t = t_{VE} - \Delta t_{VE}$$

onde

$$\Delta t_{VE} = a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2$$

sendo t o tempo SPG em segundos, t_{VE} é o código de tempo do VE que aparece na mensagem transmitida em

segundos, t_0 é o tempo de referência que aparece no BLOCO 1 (VAN DIERENDONCK, 1978).

Dados do Bloco 2

Os dados correspondentes ao BLOCO 2 aparecem no segundo e terceiro subconjuntos. São gerados pelo centro de controle e contêm as efemérides transmitidas e a idade das mesmas. As efemérides dos satélites são caracterizadas pelas órbitas elípticas com perturbações seculares e periódicas. A perturbação periódica predominante tem um período de 5,98305 hs devido ao segundo harmônico zonal. Assim sendo, é aconselhável que as efemérides SPG sejam válidas para períodos de tempo não superiores a algumas horas.

As efemérides são constituídas de um conjunto de parâmetros que nada mais são do que uma extensão dos elementos Keplerianos. A tabela 1 mostra o conjunto desses parâmetros.

Tabela 1 – Efemérides

Mo	– Anomalia média.
Δn	– Movimento médio (correção ao valor calculado).
e	– Excentricidade.
\sqrt{M}	– Raiz quadrada do semi-eixo.
Ω_0	– Ascensão reta.
io	– Inclinação.
w	– Argumento perigeo.
C_{uc}	– Coeficiente do termo co-seno de correção ao argumento da latitude.
C_{us}	– Coeficiente do termo seno de correção ao argumento de latitude.
C_{rc}	– Coeficiente do termo co-seno de correção ao raio da órbita.
C_{rs}	– Coeficiente do termo seno de correção ao raio da órbita.
C_{ic}	– Coeficiente do termo co-seno de correção ao ângulo de inclinação.
C_{is}	– Coeficiente do termo seno de correção ao ângulo de inclinação.
Toc	– Tempo de referência das efemérides.
AODE	– Idade das efemérides.

A AODE (Age of Data Ephemeris) representa o intervalo do tempo entre o tempo de referência t_0 e o tempo das efemérides T_L . Esta palavra AODE fornece também uma

relação entre os subconjuntos 2 e 3 uma vez que ela aparece em ambos, assegurando ao usuário que os subconjuntos recebidos referem-se à mesma época.

Dados do Bloco 3

Este bloco contém as efemérides, parâmetros para correção do relógio, identificação e estado de funcionamento do VE. O conjunto todo de parâmetros deste bloco é denominado almanaque. Aparece no 5º subconjunto e repete-se a cada 30 segundos, porém de maneira cíclica, correspondendo a um satélite de cada vez.

O principal objetivo do almanaque é fornecer ao usuário informações aproximadas a respeito da posição, correção do relógio e estado de funcionamento do satélite. Isto é útil para selecionar o satélite a ser rastreado posteriormente e auxiliar na aquisição direta do sinal CA.

Aplicações

O sistema de navegação SPG foi desenvolvido basicamente para atender às necessidades das forças armadas. Foi planejado para se constituir num sistema preciso de posicionamento de veículos em movimento tais como aviões, navios, carros, etc. Sua principal qualidade é o de fornecer as coordenadas de qualquer ponto em relação a um sistema de referência global.

Numa primeira fase foram realizados testes em aviões, helicópteros e veículos no solo. Os resultados obtidos foram otimistas, com erros em torno de 10 m em 90% dos casos. Assim sendo o sistema se mostrou satisfatório no que diz respeito à navegação.

A NASA e o Department of Defense estão desenvolvendo um receptor para satélite com o objetivo de receber os sinais SPG. O primeiro teste deverá ser feito com o LANDSAT-D em 1981 (MARTIN, 1980).

Por outro lado o Defense Mapping Agency vem realizando uma série de experiências com vistas à aplicação do sistema à Geodésia. Neste caso, a primeira alternativa é a medição do tempo de propagação e a partir daí a obtenção da pseudo-distância.

Embora o sinal recebido pelo usuário seja uma combinação das freqüências originais L_1 e L_2 com o código PRN resultando numa portadora modulada, combinando adequadamente o código PRN do receptor com o sinal transmitido é possível reconstituir a portadora original. Deste modo, há uma segunda alternativa que é medir o efeito Doppler-Fizeau tal como se usa no atual sistema NNESS. Cálculos preliminares indicam que é possível se obter através desta técnica uma precisão inferior a 1 m (MARTIN, 1980).

O sistema SPG deverá apresentar uma vantagem considerável em relação ao NNESS na determinação da posição relativa de um ponto em função de observações simultâneas

realizadas a partir de duas estações. Devido à altura dos satélites, será possível efetuar observações simultâneas em estações distantes 1000 km uma da outra, obtendo-se a posição relativa entre elas com uma precisão que deve ficar na casa dos centímetros (ANDERLE).

Agradecimentos

O presente trabalho foi realizado graças a facilidades bibliográficas concedidas pelo Departamento de Geodésia da Universidade de New Brunswick através do Prof. Dr. Petr Vanicek a quem expressamos nosso profundo agradecimento.

Agradecemos outrossim, ao Dr. Dave Wells pela leitura do presente trabalho e apresentação de valiosas sugestões.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANDERLE, R.J. — Geodetic applications of the NAVSTAR Global Positioning System — Naval Surface Weapons Center.
- DELIKARAOGLOU, D. — From Transit to NAVSTAR: one step closer to precise offshore positioning. Sixth Annual Meeting of the Canadian Geophysical Union, June 1979.
- EASTON, R.L. and BUISSON, J.A. — The contribution of Navigation Technology Satellites to the Global Positioning System. 2nd Int. Symp. on Satel. Doppler Posit. Jan. 1979.
- LEHMAN, D.J. — An introduction to the NAVSTAR Global Positioning System. Dept. of Surv. Eng. — U.N.B. — TR — 61. March 1979.
- MARTIN, C.F. — The Global Positioning System — Current and future applications. Symposium on Position Fixing at Sea — Hydrographic Society — Southampton — April 1980.
- MILLIKEN, R.J. and ZOLLER, C.J. — Principle of operation of NAVSTAR and system characteristics. Navigation: Journal of the Institute of Navigation, Vol. 25, nº 2, 1978.
- PERREAUULT, P.D. — Some applications of GPS to Geodesy. AGU Meeting. April 1980 — Toronto.
- VAN DIERENDONCK, A.J.; RUSSEL, S.S.; KOPITZKE, E.R. and BIRNBAUM, M. — The GPS Navigation Message. Navigation: Journal of the Inst. of Navigation, Vol. 25, nº 2, 1978.