

3 GPS e SBAS

3.1. GPS – Sistema de Posicionamento Global

3.1.1. Introdução

O sistema de posicionamento global, GPS, surgiu da necessidade do governo dos Estados Unidos da América (EUA), representado por organizações militares, pela NASA (“National Aeronautics and Space Administration”) e pelo DoT (“Department of Transportation”) [5]), de determinar posição com alta precisão, sobre ou próximo à superfície terrestre. Vários sistemas foram desenvolvidos (TRANSIT, NAVY, TIMATION, System 621B), até se chegar ao sistema mundialmente conhecido por NAVSTAR GPS, ou simplesmente GPS.

O objetivo do sistema é prover cobertura diária e mundial, operar em qualquer condição atmosférica, e determinar posição 3D e velocidade de qualquer objeto sobre a superfície da Terra, utilizando apenas um receptor. A constelação é formada por satélites artificiais não geo-estacionários, atingindo capacidade operacional inicial em 1983 e capacidade plena em 1995 [3]. A figura 3.1 retrata a constelação de satélites GPS.



Figura 3.1 – Representação da constelação de satélites GPS (reproduzida da referência [5]).

3.1.2. Características do Sistema

A constelação GPS nominal é composta de 24 satélites distribuídos em 6 planos orbitais com inclinação de 55°, cada plano contendo 4 satélites. A órbita de cada satélite é aproximadamente circular, com altitude de 20200 km e período aproximado de 12 horas siderais. Desta forma, 4 satélites estão sempre visíveis e cada satélite repete sua posição com adiantamento de aproximadamente 4 minutos em relação à posição anterior. O modelo utilizado para representar as posições dos satélites e de pontos na superfície da Terra é baseado no WGS – 84 (“World Geodetic System 1984”) e utiliza o sistema de coordenada ECEF (“Earth-Centered Earth-Fixed Coordinate System”), cuja origem coincide com o centro da Terra e cujos eixos acompanham os movimentos de rotação e translação da Terra [1], [5], [6].

Os sinais transmitidos são gerados a partir de uma frequência fundamental de 10.23 MHz, utilizando osciladores atômicos, de onde se derivam duas componentes de frequências L1 (154 x 10.23 MHz = 1575.42 MHz) e L2 (120 x 10.23 MHz = 1227.6 MHz), com comprimentos de onda por volta de 19.05 cm e 24.45 cm, respectivamente. As portadoras são moduladas em BPSK (“Binary Phase Shift Key”) por um sinal binário pseudo-aleatório PRN (“Pseudo Random Noise”), contendo informações sobre as efemérides, o relógio e o funcionamento do satélite.

Todos os satélites transmitem dois códigos PRN: (1) C/A (“Coarse/ Acquisition”) de fácil aquisição na frequência de 1.023 MHz, disponível a todos os usuários, presente apenas na portadora L1 e repetido continuamente (milissegundos); e (2) um código P (“Precision”) preciso, na frequência de 10.23 MHz, presente nas 2 portadoras, mas disponível apenas para usuários autorizados. O código P é repetido a cada 266 dias, sendo transmitido apenas um trecho deste código por 7 dias, das 38 semanas possíveis.

A equação (3.1) representa o resultado da modulação em quadratura da portadora L1 (códigos P e C/A), e a equação (3.2) representa o resultado da modulação da portadora L2 (código P).

$$L1 = a_1P(t)D(t)\cos[\omega_1t+\phi(t)]+ a_1[CA(t)]D(t)\sen[\omega_1t+\phi(t)] \quad (3.1)$$

$$L2 = a_2P(t)D(t)\cos[\omega_2t+\phi(t)] \quad (3.2)$$

Nestas equações, tem-se:

$a_1 \cos[\omega_1 t + \phi(t)] \rightarrow$ portadora

$D(t) \rightarrow$ mensagem de navegação

$P(t) \rightarrow$ código P

$[CA(t)] \rightarrow$ código C/A

$\omega \rightarrow$ frequência angular

$\phi(t) \rightarrow$ ruído de fase

Os sinais são transmitidos por espalhamento em frequência DSSS (“Direct Sequence Spread Spectrum”) para evitar efeitos de interferência eletromagnética, utilizando a técnica CDMA (“Code Division Multiple Access”), onde cada satélite é identificado pelo seu código PRN correspondente.

Opções de funcionamento do sistema foram criadas, para evitar fraudes e mesmo para transmitir informações errôneas. A opção AS (“Anti – Spoofing”), implementada em 31 de janeiro de 1994, é um código criptografado, acionado para se evitar fraudes no código P e evitar erros de posicionamento causado por terceiros. Quando ativada, o código P é somando a um código W, estando o resultado (o código Y) acessível apenas a usuários autorizados. A outra opção que pode ser ativada é a disponibilidade seletiva SA (“Selective Availability”), implementada a partir de 25 de março de 1990 [3]. Esta opção causa um erro intencional nos dados das efemérides (componentes a partir das quais se determinam as posições orbitais dos satélites) e uma instabilidade no relógio do satélite, degradando as medidas de pseudo-distâncias. A SA foi desabilitada às 24 horas do dia 01 de maio de 2000.

3.1.3. Posicionamento

A posição de um usuário é determinada pela interseção de múltiplas esferas centradas nos satélites. Os satélites transmitem seus sinais e o receptor do usuário sincroniza os sinais de cada satélite em uma escala de tempo relativa a um tempo de referência. Logo, o receptor determina o tempo de propagação do sinal de cada satélite que, multiplicado pela velocidade da luz, produz a distância r , sendo r o raio de uma esfera centrada no satélite correspondente. As esferas correspondentes a dois satélites se interceptam determinando um círculo contido em um plano de interseção perpendicular ao segmento que une os dois

satélites. A esfera correspondente a um terceiro satélite intercepta o círculo em dois pontos. O ponto mais próximo da superfície da Terra é a posição do usuário e um quarto satélite corrigiria as diferenças entre os relógios do satélite e receptor.

3.1.4. Pseudo-distância e Cálculo da Posição

A distância usuário-satélite é obtida através da correlação entre: (1) o sinal do satélite detectado pelo receptor; e (2) uma réplica idêntica gerada no receptor. Caso os relógios do satélite e do receptor estejam sincronizados, o retardo correspondente à máxima correlação é o tempo de propagação que, multiplicado pela velocidade da luz, produziria a distância usuário-satélite. Entretanto, o sistema não é perfeito e, devido ao sincronismo imperfeito entre os relógios dos satélites e dos receptores (por exemplo), essa distância é uma “falsa distância”, chamada de pseudo-distância. Os erros associados são conhecidos como erros de distância equivalente do usuário ou pela sigla UERE (“user-equivalent range error”). Entre outros fatores que também influenciam a pseudo-distância, podem ser citados [3], [5]:

- atrasos atmosféricos (ionosfera e troposfera);
- erro de efemérides (intencional, SA, ou não);
- erros relativísticos (rotação da Terra);
- erros devido à resolução e ao ruído no receptor;
- múltiplos percursos (sinais refletidos captados pelo receptor);
- perdas de ciclo;
- erro de bias ou área (receptores e configuração de satélites).

A geometria utilizada para se determinar a posição do usuário é observada na figura 3.2, considerando o sistema cartesiano de coordenada ECEF. O vetor \vec{s} representa a posição do satélite (x_s, y_s, z_s), determinada pela mensagem transmitida pelo GPS, o vetor \vec{u} representa a posição do usuário (x_u, y_u, z_u) a ser determinada e o vetor satélite-usuário é representado pelo vetor \vec{r} .

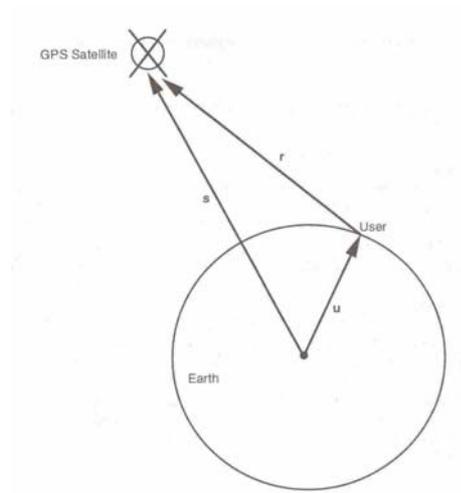


Figura 3.2 – Representação vetorial satélite-usuário (reproduzida da referência [5]).

Logo

$$\vec{r} = \vec{s} - \vec{u} \quad (3.3)$$

A magnitude do vetor \vec{r} é a distância real satélite-usuário, medida através do processo descrito anteriormente, que pode ser reescrita na forma da equação (3.4).

$$|\vec{r}| = |\vec{s} - \vec{u}| = c(T_u - T_s) = c\Delta t \quad (3.4)$$

Considerando as diversas fontes de erros e os relacionamentos apresentados na figura 3.3, pode-se relacionar a pseudo-distância ρ à distância real por intermédio de

$$\begin{aligned} \rho &= c[(T'_u - t_u) - (T_s - \delta t)] = c(T'_u - T_s) + c(t_u - \delta t) = c(T_u + \delta t_D - T_s) + c(t_u - \delta t) \\ \rho &= |\vec{r}| + c(t_u - \delta t - \delta t_D) \end{aligned} \quad (3.5)$$

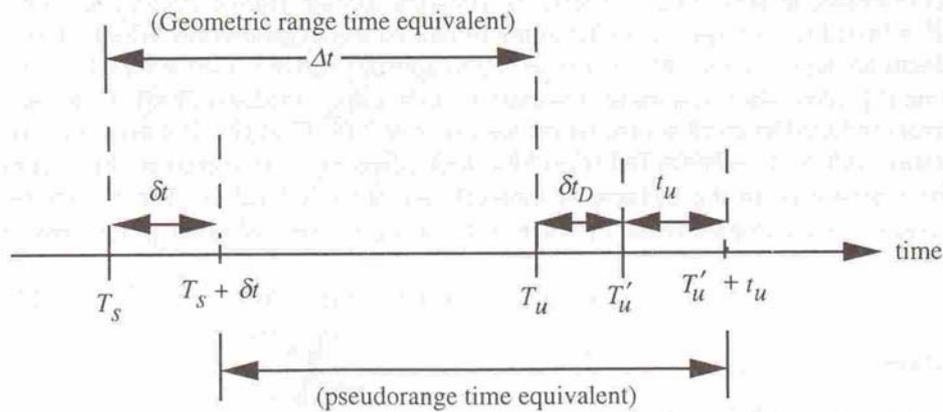


Figura 3.3 – Relações de tempo com a pseudo-distância (reproduzida da referência [5]).

Na equação (3.5) e na figura 3.3, tem-se:

Δt → tempo equivalente da real distância;

T_s → tempo de partida do sinal do satélite, no tempo do sistema;

T_u → tempo de alcance ao usuário, no tempo do sistema;

T'_u → tempo de alcance ao usuário adicionado de δt_D , no tempo do sistema;

δt → tempo de offset do relógio do satélite em relação ao tempo do sistema (positivo para relógio adiantado e negativo para relógio atrasado);

t_u → tempo de offset do receptor em relação ao tempo do sistema;

$T_s + \delta t$ → tempo de partida adicionado do offset do relógio;

$T'_u + t_u$ → tempo de alcance adicionado do offset do relógio;

δt_D → tempo estimado devido aos erros, mostrado na equação (3.6);

c → velocidade da luz.

$$\delta t_D = \delta t_{atm} + \delta t_{noise\&res} + \delta t_{mp} + \delta t_{hw} + \delta t_{SA} \quad (3.6)$$

Na equação (3.6), tem-se:

δt_{atm} – atraso da atmosfera;

$\delta t_{noise\&rec}$ – retardo equivalente devido ao ruído e à resolução do receptor;

δt_{mp} – retardo devido a múltiplos percursos;

δt_{hw} – erro de hardware;

δt_{SA} – degradação SA.

Para determinar a posição do usuário (x_u, y_u, z_u) , é necessária a medida da pseudo-distância de pelo menos quatro satélites, formando um sistema de equações. Considerando o sistema perfeito e sem erros, a equação (3.5) pode ser reescrita na forma da equação (3.7), onde j representa cada satélite envolvido no sistema.

$$\rho_j = |\vec{s}_j - \vec{u}| + ct_u \quad (3.7)$$

Fazendo $j=1, \dots, 4$, temos um conjunto de equações

$$\begin{aligned} \rho_1 &= \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} + ct_u \\ \rho_2 &= \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} + ct_u \\ \rho_3 &= \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} + ct_u \\ \rho_4 &= \sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - y_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} + ct_u \end{aligned} \quad (3.8)$$

O sistema de equações (3.8) é não linear e pode ser resolvido por vários métodos, sendo o mais simples a linearização iterativa. Inicialmente, a posição (x_u, y_u, z_u) é aproximada por $(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u)$, com deslocamento $(\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u)$. Em seguida, o sistema de equações (3.8) é expandido em série de Taylor, tornando-o linear. Desta forma, tem-se [5]

$$\hat{\rho}_j - \rho_j = \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j} \Delta x_u + \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j} \Delta y_u + \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j} \Delta z_u - c \Delta t_u \quad (3.9)$$

onde j representa cada satélite. Reescrevendo a equação (3.9), obtém-se

$$\Delta \rho_j = a_{xj} \Delta x_u + a_{yj} \Delta y_u + a_{zj} \Delta z_u - c \Delta t_u \quad (3.10)$$

Na equação (3.10), definem-se os termos

$$\Delta\rho_j = \hat{\rho}_j - \rho_j$$

$$\Delta x_u = x_u - \hat{x}_u$$

$$\Delta y_u = y_u - \hat{y}_u$$

$$\Delta z_u = z_u - \hat{z}_u$$

$$\Delta t_u = t_u - \hat{t}_u$$

$$a_{xj} = \frac{x_j - \hat{x}_u}{\hat{r}_j}$$

$$a_{yj} = \frac{y_j - \hat{y}_u}{\hat{r}_j}$$

$$a_{zj} = \frac{z_j - \hat{z}_u}{\hat{r}_j}$$

$$\hat{r}_j = \sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2}$$

O conjunto de equações resultantes de todas as equações do tipo (3.10) também pode ser representado na forma matricial

$$\Delta\rho = H\Delta x \quad (3.11)$$

onde:

$$\Delta\rho = \begin{bmatrix} \Delta\rho_1 \\ \Delta\rho_2 \\ \Delta\rho_3 \\ \Delta\rho_4 \end{bmatrix} \quad H = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ a_{x3} & a_{y3} & a_{z3} & 1 \\ a_{x4} & a_{y4} & a_{z4} & 1 \end{bmatrix} \quad \Delta x = \begin{bmatrix} \Delta x_1 \\ \Delta x_2 \\ \Delta x_3 \\ \Delta x_4 \end{bmatrix}$$

A solução do sistema (3.11) é

$$\Delta x = H^{-1}\Delta\rho \quad (3.12)$$

Nos casos $j > 4$, o sistema (3.11) pode ser resolvido pelo método de mínimos quadrados [5], de modo que

$$\Delta x = (H^T H)^{-1} H^T \Delta \rho \quad (3.13)$$

Observando as equações (3.12) e (3.13) que representam as soluções do sistema (3.11), pode-se perceber que, quando se conhece a localização verdadeira do usuário, a matriz $\Delta \rho$ é zero e as diferenças em Δx desaparecem. Por outro lado, nos demais casos, as mesmas equações indicam de que forma o vetor $\Delta \rho$ (que representa as diferenças entre as pseudo-distâncias e as distâncias reais) se transformam no vetor Δx (erros em relação ao tempo e ao posicionamento). Estes erros podem ser amplificados pela geometria formada pelos satélites e o usuário, sendo este processo conhecido como diluição da precisão (DOP - “Dilution of Precision”).

3.2.

SBAS – “Satellite Based Augmentation Systems”

3.2.1.

Introdução

O SBAS [15]-[18] visa corrigir erros contidos no posicionamento fornecido pelo GPS, melhorando assim a precisão de posicionamento fornecido pelo sistema aumentado. É constituído de uma rede de estações de referência, estações mestras, estações de telecomunicações e satélites geo-estacionários, conforme mostra a figura 3.4.

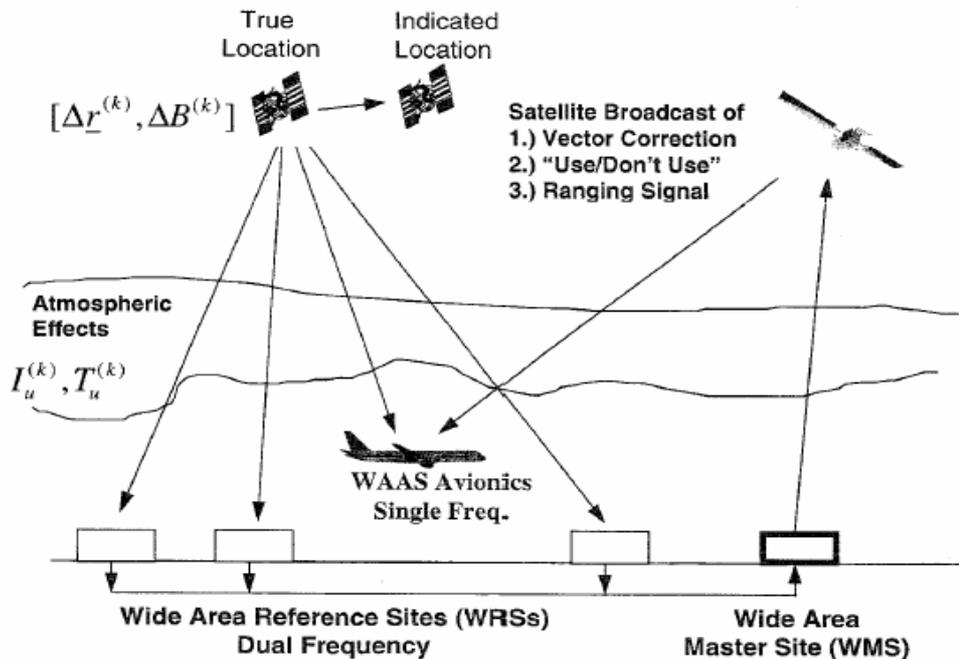


Figura 3.4 – Representação do SBAS (reproduzida da referência [17]).

Este sistema tem grandes aplicações em operações que necessitam de elevada precisão de posicionamento (terrestres, marítimas ou aéreas). Nas aplicações aéreas, pode-se citar o monitoramento de rotas, a melhor distribuição do espaço aéreo nas proximidades dos aeroportos, assim como decolagens e aterrissagens.

As categorias de operação no SBAS podem ser [15]:

- Precisão – orientação nas proximidades dos aeroportos (3D);
- Não-precisão – navegação nas proximidades dos aeroportos (2D);
- Terminal – navegação no aeroporto;
- Em rota – navegação entre a partida e a chegada aos aeroportos;

Cada categoria contém especificações sobre limites de integridade e disponibilidade relacionados com a área de cobertura ou o volume de serviços. Entre os sistemas que estão sendo implementados, podem ser citados o WAAS (“Wide Area Augmentation System”), nos Estados Unidos; o EGNOS (“European Geo-stationary Navigation Overlay System”), na Europa; e o MSAS (MTSAT Satellite Augmentation System”), no Japão.

3.2.2. As Estações

As estações de referência têm os objetivos de monitorar os sinais do GPS nas frequências L1 e L2 e de transmitir para as estações mestras os dados sobre a troposfera (umidade, pressão e temperatura) e a ionosfera (medidos através das diferenças entre as fases das portadoras), assim como informações sobre o posicionamento e tempo dos satélites monitorados, sempre tentando reduzir os efeitos do multipercurso, do ruído e das interferências.

As estações mestras recebem estas informações e aplicam os algoritmos necessários para a correção dos erros devidos à degradação do sincronismo, à ionosfera e à troposfera. Estes dados são transmitidos para os satélites geo-estacionários, que os retransmitem para aeronaves, determinando assim as correções necessárias nas pseudo-distâncias obtidas diretamente do GPS.