

EES-60 – Sensores e Sistemas para Navegação e Guiamento

Prof. Jacques

20 de outubro de 2019 – Lista Computacional 2 Parte 1.

INS: Estimação da deriva nos girômetros empregados no experimento Montezum;

GPS: algoritmo recursivo para estimação de posição e simulação da constelação de SVs;

Doppler: integração com INS.

Prazo para entrega: 28 de outubro de 2019.

Questão 1

Estimar a deriva representativa dos girômetros na INS empregado no experimento Montezum a partir do erro incorrido no plano horizontal durante o intervalo entre o fim da inicialização com TRIAD e o início do movimento do vagão. Repetir a estimativa ao fim da primeira volta e ao fim da última volta.

Questão 2

As coordenadas instantâneas $[X_e \ Y_e \ Z_e]$, em metros, de quatro satélites (Spacecraft Vehicles – SV) GPS no sistema de referência fixo à Terra ECEF S_e são dadas abaixo:

$$\mathbf{XYZ} = \begin{bmatrix} 7766188,44 & -21960535,34 & 12522838,56 \\ -25922679,66 & -6629461,28 & 31864,37 \\ -5743774,02 & -25828319,92 & 1692757,72 \\ -2786005,69 & -15900725,80 & 21302003,49 \end{bmatrix} \begin{matrix} \text{SV2} \\ \text{SV26} \\ \text{SV4} \\ \text{SV7} \end{matrix}$$

É dada a pseudodistância medida, em metros, pelo receptor a cada um dos SVs:

$$\rho_1 = 22228206,42$$

$$\rho_2 = 24096139,11$$

$$\rho_3 = 21729070,63$$

$$\rho_4 = 21259581,09$$

1. Escreva um programa que computa recursivamente a posição instantânea do receptor no sistema de referência fixo à Terra e o erro de *bias* no relógio do receptor.

Incluir na saída do programa a estimativa inicial da posição do receptor \mathbf{X}_0 e, em cada iteração até a convergência, a correção $\Delta\mathbf{X}_0$ e a nova estimativa de posição \mathbf{X}_k .

2. Computada a posição do receptor em S_e , **derive**, em S_{NED} , os ângulos [graus] de azimute e elevação do vetor linha de visada (LOS) unitário que vai da posição estimada do receptor a cada SV (isso é o que um *skyplot* mostra de forma gráfica). Como simplificação, assuma Terra esférica. Azimute é medido positivamente na direção horária a partir do Norte local onde se encontra o receptor; já a elevação, para cima do plano horizontal local.

Não usar funções prontas do Matlab ou outro pacote qualquer para plotar o *skyplot* ou resolver azimute e elevação; derive a solução e seja consistente com a definição de azimute e elevação.

(continua)

Questão 3:

Escreva um programa que simule simplificadaamente o movimento da constelação de 24 (vinte e quatro) SVs GPS em torno de Terra – assumida esférica, dotada de distribuição homogênea de massa e girante com velocidade angular Ω – com seus raios de órbita circular $R=26.560.000[m]$ (Brown & Hwang, pg. 471) e períodos de órbita 43.082[s] (quase 12h). A inclinação orbital é $i=55^\circ$ nos seis planos orbitais cujas linhas de ápsides são igualmente espaçadas no plano equatorial da Terra. Lembrar que, no plano orbital, o argumento de latitude $u(t)$ varia com taxa constante no caso de órbita circular. Em vez da ascensão reta do nó ascendente (RAAN), será usada a longitude geográfica do nó ascendente $g_{lan}(t)$, cuja taxa de variação constante se deve à velocidade angular Ω da Terra. A sequência de rotações do sistema de coordenadas cartesianas ECEF S_e para o da órbita S_o é:

$$S_e \rightarrow g_{lan}(t) = g_{lan}(0) - \Omega \cdot t \text{ (eixo 3)} \rightarrow i \text{ (eixo 1)} \rightarrow u(t) = u(0) + \dot{u} \cdot t \text{ (eixo 3)} \rightarrow S_o$$

Os SVs são posicionados em cada órbita de forma a melhor cobrir a superfície da Terra girante a qualquer instante do dia. Abaixo se encontram, respectivamente, os valores iniciais do argumento de latitude $u(0)$ e da longitude geográfica do nó ascendente $g_{lan}(0)$ na época 01/julho/1990 à 00h00'00" (Table I. Orbit Reference Values of the 1993 edition of the Navstar GPS description report by NavtechGPS).

```
Sat_OrbitData(1:24,1:2)=0;           % initial argument of latitude u(0) and
                                     % geographic longitude of ascending node
                                     % glan(0) [rad]

Sat_OrbitData(1,1:2)=[280.7 358.6]*deg2rad; %SVs 1 to 10
Sat_OrbitData(2,1:2)=[310.3 13.4]*deg2rad;
Sat_OrbitData(3,1:2)=[60 248.2]*deg2rad;
Sat_OrbitData(4,1:2)=[173.4 304.9]*deg2rad;
Sat_OrbitData(5,1:2)=[339.7 88.1]*deg2rad;
Sat_OrbitData(6,1:2)=[81.9 319.2]*deg2rad;
Sat_OrbitData(7,1:2)=[115.0 335.7]*deg2rad;
Sat_OrbitData(8,1:2)=[213.9 25.2]*deg2rad;
Sat_OrbitData(9,1:2)=[16 346.2]*deg2rad;
Sat_OrbitData(10,1:2)=[138.7 47.6]*deg2rad;

Sat_OrbitData(11,1:2)=[244.9 100.7]*deg2rad; %SVs 11 to 20
Sat_OrbitData(12,1:2)=[273.5 115]*deg2rad;
Sat_OrbitData(13,1:2)=[42.1 59.3]*deg2rad;
Sat_OrbitData(14,1:2)=[70.7 73.6]*deg2rad;
Sat_OrbitData(15,1:2)=[176.8 126.6]*deg2rad;
Sat_OrbitData(16,1:2)=[299.6 188]*deg2rad;
Sat_OrbitData(17,1:2)=[101.7 149.1]*deg2rad;
Sat_OrbitData(18,1:2)=[200.5 198.5]*deg2rad;
Sat_OrbitData(19,1:2)=[233.7 215.1]*deg2rad;
Sat_OrbitData(20,1:2)=[335.9 266.2]*deg2rad; % continua
```

```

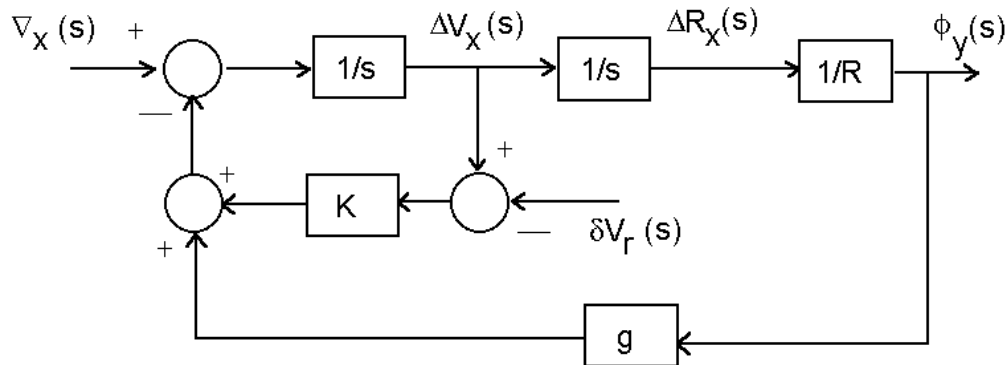
Sat_OrbitData(21,1:2)=[142.2  229.3]*deg2rad;      %SVs 21 to 24
Sat_OrbitData(22,1:2)=[255.6  286]*deg2rad;
Sat_OrbitData(23,1:2)=[5.3    160.9]*deg2rad;
Sat_OrbitData(24,1:2)=[34.8   175.6]*deg2rad;

```

1. O programa deve computar posição e velocidade inercial dos 24 SVs no sistema de coordenadas cartesianas ECEF S_e ;
2. Dada uma posição de um receptor GPS estacionário em coordenadas geográficas de latitude, longitude, altitude e o intervalo de tempo escolhido $t_f - t_0$, o programa deve computar quais SVs estão visíveis, isto é, têm linhas de visada (LOSs) diretas ao longo do referido intervalo, a evolução da velocidade relativa dos SVs visíveis em relação ao receptor ao longo das respectivas LOSs em [m/s] e a magnitude da velocidade angular de cada LOS para SV que esteja visível em [°/h];
3. Use a rotina *skyplot* que você criou na questão anterior para indicar a evolução dos azimutes e elevações dos SVs visíveis no referido intervalo.

Questão 4

Seja o esquema abaixo para amortecimento dos erros de navegação inercial por meio de fusão com sensor externo de velocidade baseado em efeito Doppler. ∇_x é o erro de bias de acelerômetro, ΔV_x o erro de velocidade, ΔR_x o erro de posição e δV_r o erro no sensor externo de velocidade.



- a) Obtenha a função de transferência $\Delta V_x(s) / \delta V_r(s)$.
- b) Calcule analiticamente e obtenha K de forma que o fator de amortecimento seja 0,5.
- c) Esboce com assíntotas a curva de Bode da magnitude de $\Delta V_x(j\omega) / \delta V_r(j\omega)$ com o valor de K ajustado acima. Obs.: ω indica frequência em rd/s.
- d) Obtenha a função de transferência $\Delta V_x(s) / \nabla_x(s)$.
- e) Calcule analiticamente e obtenha os erros de velocidade e posição em regime estacionário quando o erro de bias de acelerômetro for constante $\nabla_x = 1 \text{ mg}$ e o erro do sensor externo de velocidade for constante $\delta V_r = 0,01 \text{ m/s}$.