Национальный исследовательский университет

«МЭИ»

Институт радиотехники и электроники  
Кафедра РТС

КУРСОВАЯ РАБОТА

Тема курсовой работы:

"Разработка модуля расчёта координат спутника GPS"

Часть 2

**Выполнил:**

Студент гр. ЭР-15-14

Мокшин А.С.

**Проверил:**  
 \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Москва 2019

Листинг программы:

clear all, close all

for i = 1:86400

mu = 3.986005\*10^14; %гравитационная постоянная земли

dOmega\_e\_dt = 7.2921151467\*10^(-5); %скорость вращения земли

t\_oe = 309600 + 18; % эфемеридное время

Az = 26560593.206; % квадратный корень большой полуоси

e = 0.00427016; % эксцентричность

i\_0 = 55.581618; %угол наклона в эталонное время

i\_0 = degtorad(i\_0);

OMEGA\_0 = -124.17322; %долгота

OMEGA\_0 = degtorad(OMEGA\_0);

omega = -20.13571; %Аргумент Перигея

omega = degtorad(omega);

M\_0 = -179.27475; %средняя аномалия

M\_0 = degtorad(M\_0);

delta\_n = 2.4458E-07;

delta\_n = degtorad(delta\_n);

OMEGAdot = -4.6211E-07; %скорость правильного вознесения

OMEGAdot = degtorad(OMEGAdot);

IDOT = -3.1719E-09; %скорость угла наклона

IDOT = degtorad(IDOT);

C\_uc = -2.0713E-06;

C\_us = 6.1411E-06;

C\_rc = 2.6525E+02;

C\_rs = -4.1188E+01;

C\_ic = -4.6566E-08;

C\_is = 3.7253E-08;

n\_0 = sqrt(mu/Az^3);

t = 396000 + 18 + i; % время передачи + високосные секунды

t\_k = t - t\_oe; % время из эфемерид эталонной эпохи

n = n\_0 + delta\_n;

M\_k = M\_0+n\*t\_k;

m = 1;

x(1) = 0;

for m = 1:200

x(m+1) = M\_k + e\*sin(x(m));

if abs(x(m+1) - x(m))<10^(-8)

break

end

m = m + 1;

end

E\_k = x(m+1);

v\_k = atan2( (sqrt(1-e^2)\*sin(E\_k))/(1 - e\*cos(E\_k)),(cos(E\_k) - e)/(1 - e\*cos(E\_k)));

Phi\_k = v\_k + omega;

delta\_u\_k = C\_us\*sin(2\*Phi\_k) + C\_uc\*cos(2\*Phi\_k); %аргумент коррекции широты

delta\_r\_k = C\_rs\*sin(2\*Phi\_k) + C\_rc\*cos(2\*Phi\_k); %радиус коррекции

delta\_i\_k = C\_is\*sin(2\*Phi\_k) + C\_ic\*cos(2\*Phi\_k); %коррекция наклона

u\_k = Phi\_k+delta\_u\_k;

r\_k = Az\*(1 - e\*cos(E\_k)) + delta\_r\_k;

i\_k = i\_0 + delta\_i\_k+ IDOT\*t\_k;

x\_k\_orb = r\_k\*cos(u\_k);

y\_k\_orb = r\_k\*sin(u\_k);

Omega\_k = OMEGA\_0 + (OMEGAdot - dOmega\_e\_dt)\*t\_k - dOmega\_e\_dt\*t\_oe;

x\_ecef = x\_k\_orb\*cos(Omega\_k) - y\_k\_orb\*cos(i\_k)\*sin(Omega\_k);

y\_ecef = x\_k\_orb\*sin(Omega\_k) + y\_k\_orb\*cos(i\_k)\*cos(Omega\_k);

z\_ecef = y\_k\_orb\*sin(i\_k);

X(1,i) = x\_ecef;

Y(1,i) = y\_ecef;

Z(1,i) = z\_ecef;

%Перевод из ECEF в ECI

theta = dOmega\_e\_dt \* t\_k;

x\_eci = x\_ecef\*cos(theta) - y\_ecef\*sin(theta);

y\_eci = x\_ecef\*sin(theta) + y\_ecef\*cos(theta);

z\_eci = z\_ecef;

X\_eci(1,i) = x\_eci;

Y\_eci(1,i) = y\_eci;

Z\_eci(1,i) = z\_eci;

%Нахождение азимута и угла места

lat = 55.75;

lon = 37.62;

[East,North,Up] = ecef2enu(x\_ecef,y\_ecef,z\_ecef, lat, lon, 150, wgs84Ellipsoid );

p = sqrt(East^2 + North^2 + Up^2);

El = asin(Up/p);

Az = atan2(East,North);

E\_i(1,i) = -El\*180/pi + 90;

A\_i(1,i) = Az;

end

figure;

plot(E\_i(1,:));

grid on;

figure;

polar (A\_i(1,:),E\_i(1,:));

camroll(90)

N = 20;

thetavec = linspace(0,pi,N);

phivec = linspace(0,2\*pi,2\*N);

[th, ph] = meshgrid(thetavec,phivec);

R = 6.371\*10^6;

x = R.\*sin(th).\*cos(ph);

y = R.\*sin(th).\*sin(ph);

z = R.\*cos(th);

lat = degtorad(55);

lon = degtorad(37);

x\_msk = R\*cos(lat)\*cos(lon);

y\_msk = R\*cos(lat)\*sin(lon);

z\_msk = R\*sin(lat);

figure;

surf(x,y,z);

axis equal

hold on

plot3(X(1,:), Y(1,:),Z(1,:));

axis vis3d

grid on

title('Earth-Centered, Earth-Fixed (ECEF) coordinate system');

xlabel('X, m');

ylabel('Y, m');

zlabel('Z, m');

figure ;

surf(x,y,z);

axis equal

hold on

plot3(X\_eci(1,:), Y\_eci(1,:),Z\_eci(1,:),x\_msk,y\_msk,z\_msk, 'k.','MarkerSize',20 );

axis vis3d

grid on

title('Earth-centered inertial (ECI) coordinate system');

xlabel('X, m');

ylabel('Y, m');

zlabel('Z, m');

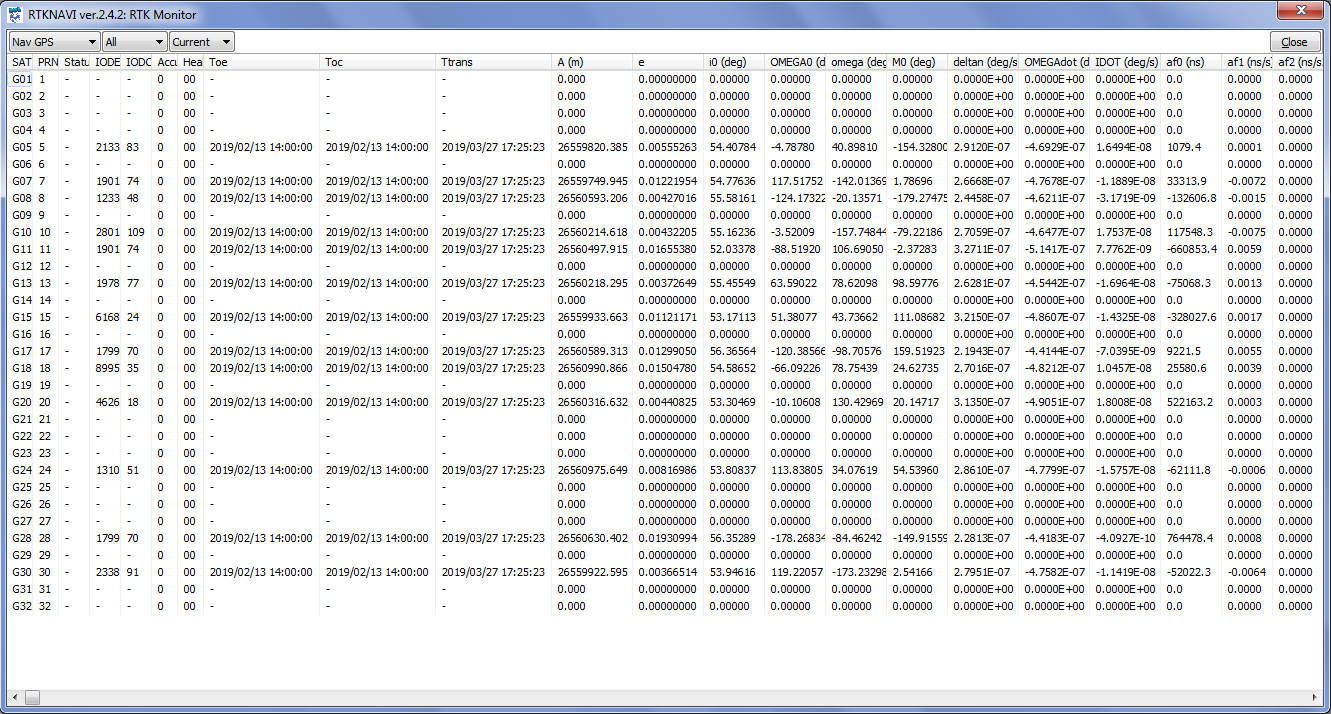


Рис.1 Таблица используемых эфемерид

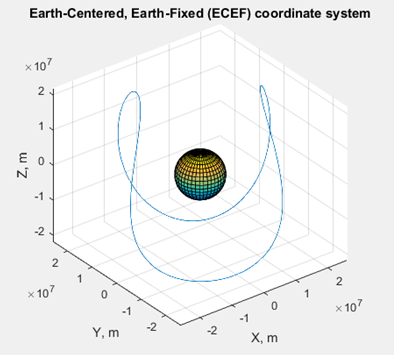


Рис.2 Траектории спутника в системе координат ECEF

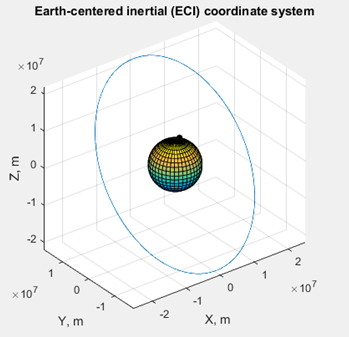


Рис.3 Траектории спутника в системе координат ECI

|  |  |
| --- | --- |
| Рис.4а SkyView полученное при моделировании в MatLab | Рис.4б SkyView полученное при моделировании в MatLab |
| Рис.5а SkyView полученное в GNSS Planing Online | Рис.5б SkyView полученное в GNSS Planing Online |

Вывод:

В ходе предыдущего этапа данного курсового проекта были получены данные эфемерид спутников. На данном этапе требовалось, используя полученные эфемериды, промоделировать положение спутника в разные моменты времени и построить траекторию его движения. Рассчитанные в Matlab и полученное положение спутников в GNSS Planing Online совпадают.