

НИУ МЭИ
Институт радиотехники и электроники
Кафедра радиотехнических систем

Курсовой проект
По курсу «Аппаратура потребителей спутниковый радионавигационных
систем»

Группа ЭР-15-14
Сушилина Е.Д.

Москва
2019

На предыдущем этапе получено решение навигационной задачи с помощью программы вторичной обработки измерений RTKLIV. В процессе работы она рассчитывает положение спутников на соответствующий момент сигнального времени. При этом используются эфемериды - параметры некоторой модели движения спутника.

Требуется реализовать на языке Matlab или Python функцию расчета положения спутника GPS на заданный момент по шкале GPST. Построить трехмерные графики множества положений спутника: в СК ECEF WGS84 и соответствующей ей инерциальной СК. Положения должны соответствовать временному интервалу с 12:00 13.02.19 до 00:00 14.02.19.

В качестве эфемерид для моделирования использовались данные, полученные на предыдущем этапе. Таблица использованных эфемерид:

| SAT | PRN | Statu | IODE | IODC | Accu | Hea | Toe | Toc | Ttrans | | |
|--------------|-----|-------------|------------|-------------|----------|-------------|---------------------|---------------------|---------------------|---------------|-------------|
| G13 | 13 | - | 1978 | 77 | 0 | 00 | 2019/02/13 14:00:00 | 2019/02/13 14:00:00 | 2019/05/12 15:28:45 | | |
| A (m) | | | e | | i0 (deg) | | OMEGA0 (d | omega (deg | M0 (deg) | deltan (deg/s | OMEGAdot (d |
| 26560218.295 | | | 0.00372649 | | 55.45549 | | 63.59022 | 78.62098 | 98.59776 | 2.6281E-07 | -4.5442E-07 |
| IDOT (deg/s) | | af0 (ns) | | af1 (ns/s) | | af2 (ns/s) | TGD (ns) | BGD5a(ns | BGD5b(ns | Cuc(rad) | Cus(rad) |
| -1.6964E-08 | | -75068.3 | | 0.0013 | | 0.0000 | -11.2 | 0.0 | 0.0 | -1.1921E-07 | 9.2611E-06 |
| Crc(m) | | Crs(m) | | Cic(rad) | | Cis(rad) | | Code | | Flag | |
| 2.0400E+02 | | -1.1250E+00 | | -2.4214E-08 | | -1.3039E-07 | | 1 | | 0 | |

Время Toe, переведённое в шкалу GPST будет равно

$$t_{oe} = 3 \cdot 24 \cdot 3600 + 14 \cdot 3600 + 18 = 309618 \text{ с.}$$

Время начала моделирования, 12 часов дня по МСК – 9 часов утра в UTC. В шкале GPST:

$$t = 3 \cdot 24 \cdot 3600 + 9 \cdot 3600 + 18 = 291618 \text{ с.}$$

На рис.1 изображены SkyView за указанный временной интервал полученные с помощью Trimble GNSS Planning Online и в MatLab. Так как в Matlab R2015b нельзя развернуть ось r, чтобы убедиться в правильности расчётов, в SkyView вместо угла возвышения используется угол отклонения от зенита.

На рис. 2 и рис.3 – трехмерные графики множества положений спутника: в СК ECEF WGS84 и соответствующей ей инерциальной СК.

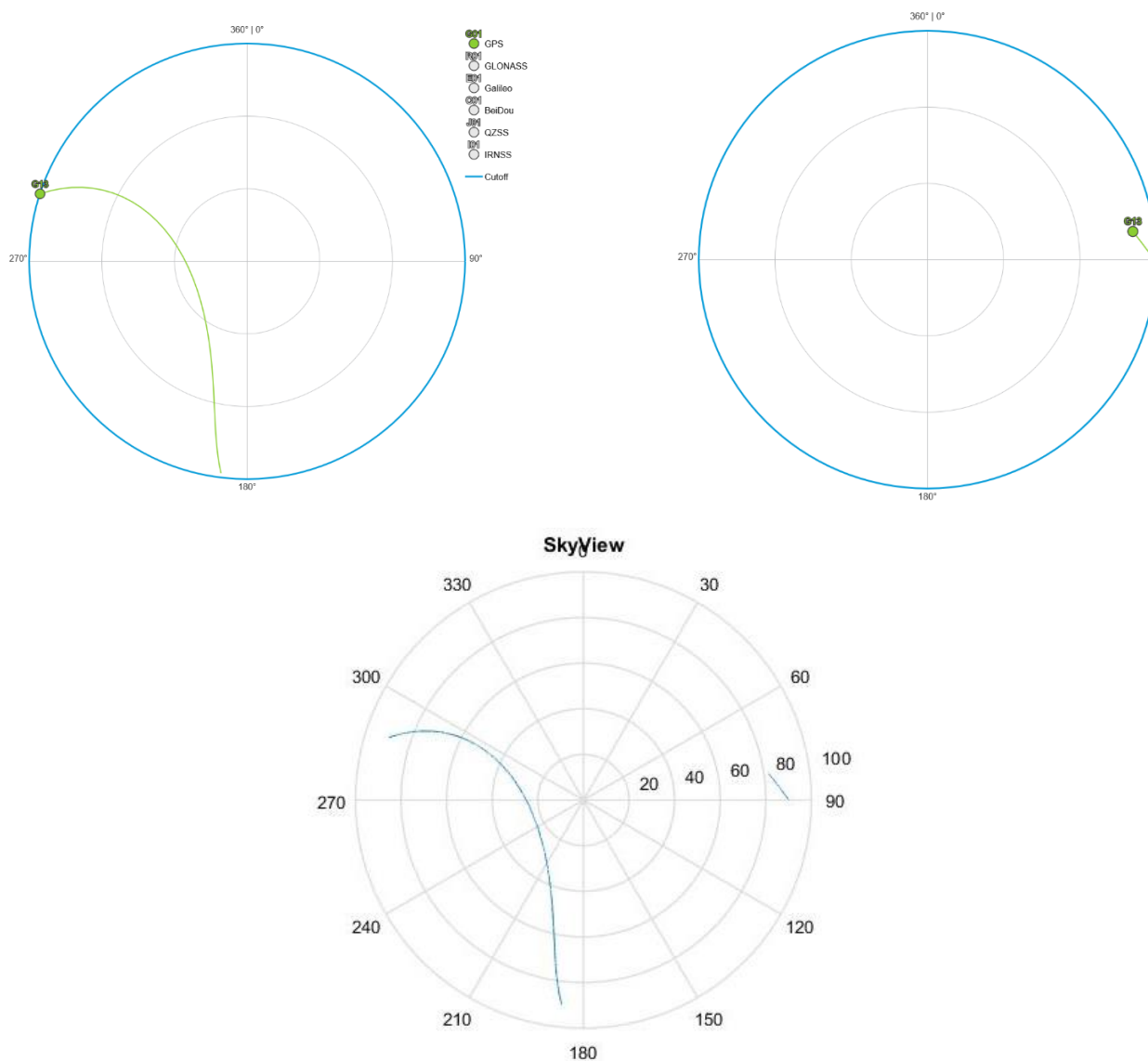


Рисунок 1 SkyView, полученные с помощью Trimble GNSS Planning Online (сверху) и в MatLab (снизу).

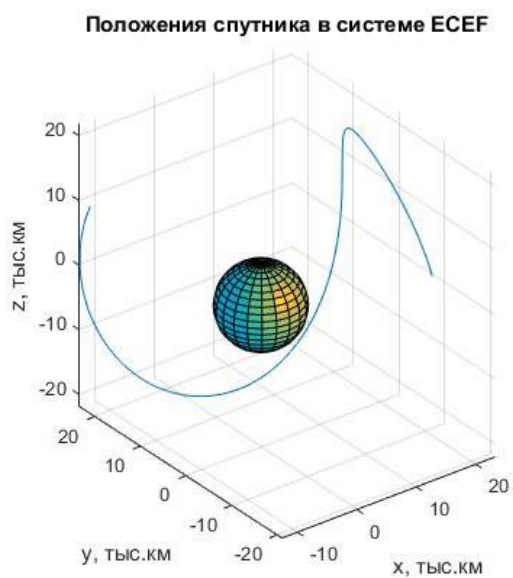


Рисунок 2

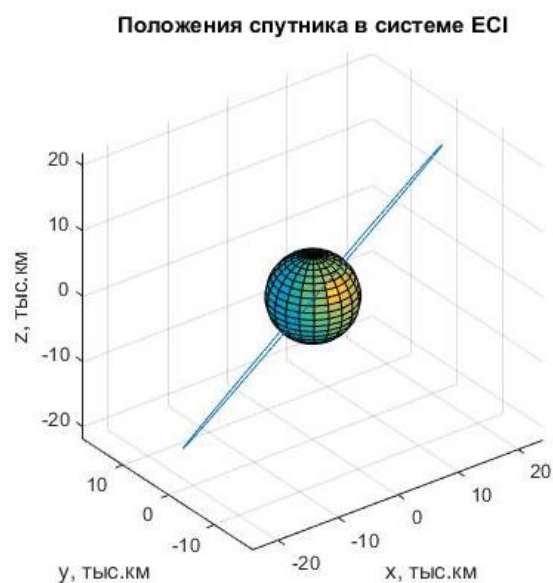


Рисунок 3

Реализация в Matlab:

```
clear all;clc;close all;
%Ephemerides:
t_oe=309600+18;%seconds of week at 14:00 UTC+leap seconds
a=26560218.295;
e=0.00372649;
M0=deg2rad(98.59776);
omega=deg2rad(78.62098);
i0=deg2rad(55.45549);
OMEGA0=deg2rad(63.59022);
deltan=deg2rad(2.6281e-07);
idot=deg2rad(-1.6964e-08);
OMEGAdot=deg2rad(-4.5442e-07);
%Corrections:
Cus=9.2611e-06 ;
Crc=2.0400e+02;
Cic=-2.4214e-08;
Crs=-1.1250;
Cuc=-1.1921e-07;
Cis=-1.3039e-07;
%Constants:
omegae = 7.2921151467e-5;
mu = 3.986004418e+14;
latitude=55.45;
longitude=37.42;
height=175;
%Computation:
for k=1:43200
t = 291600+ 18 + k; %GPS Seconds of Week at 9:00 UTC (12:00 MSK)
tk=t-t_oe;
    if tk>302400
        tk=t(k)-t_oe;
    end
    if tk<-302400
        tk=tk+604800;
    end
Mk=M0+(sqrt(mu)/sqrt(a^3)+deltan)*tk;
%Solution of the Kepler equation Mk=Ek-e*sin(Ek):
E(1)=0;i=1;
    while 1
        E(i+1) = Mk + e*sin(E(i));
        if abs(E(i+1) - E(i))<10^(-8)
            break
        end
        i = i + 1;
    end
Ek=E(i+1);
%true anomaly:
vk=atan2((sqrt(1-e^2)*sin(Ek)), (cos(Ek)-e));
%Computation of the argument of latitude, radial distance and
inclination:
uk=omega+vk+Cuc*cos(2*(omega+vk))+Cus*sin(2*(omega+vk));
rk=a*(1-e*cos(Ek))+Crc*cos(2*(omega+vk))+Crs*sin(2*(omega+vk));
```

```

ik=i0+idot*tk+Cic*cos(2*(omega+vk))+Cis*sin(2*(omega+vk));
%longitude of the ascending node:
lambdak=OMEGA0+(OMEGAdot-omegae)*tk-omegae*t_oe;
    xk = rk*cos(uk);
    yk = rk*sin(uk);
%the Earth-fixed coordinates:
    xk_ecef(k) = xk*cos(lambdak) - yk*cos(ik)*sin(lambdak);
    yk_ecef(k) = xk*sin(lambdak) + yk*cos(ik)*cos(lambdak);
    zk_ecef(k) = yk*sin(ik);
%the Earth-Centered inertial coordinates:
    theta = omegae*tk;
    xk_eci(k) = xk_ecef(k)*cos(theta) - yk_ecef(k)*sin(theta);
    yk_eci(k) = xk_ecef(k)*sin(theta) + yk_ecef(k)*cos(theta);
    zk_eci(k) = zk_ecef(k);
%Transformation between ECEF and ENU coordinates:
    [East, North, Up] = ecef2enu(xk_ecef(k), yk_ecef(k),
zk_ecef(k), latitude, longitude, height, wgs84Ellipsoid);
    distance = sqrt(East^2 + North^2 + Up^2);
    elevation(k) = rad2deg(asin(Up/distance));
    azimuth(k) = atan2(East, North);
        if elevation(k)<0
            elevation(k) = NaN;
            azimuth(k) = NaN;
        end
end
%%
figure; plot(elevation);
%% SkyView
figure;
SV=polar (azimuth, 90-elevation);
view([90 -90]);
grid on; title('SkyView');
%% ECEF/ECI 3Dplots
figure; [X,Y,Z]=sphere(20);
surf1(X*6.371,Y*6.371,Z*6.371);
hold on; axis equal;
plot3(xk_ecef/10^6,yk_ecef/10^6,zk_ecef/10^6);
title('Положения спутника в системе ECEF');
xlabel('x, тыс.км'); ylabel('y, тыс.км'); zlabel('z, тыс.км');

figure; [X,Y,Z]=sphere(20); surf1(X*6.371,Y*6.371,Z*6.371);
hold on; axis equal;
plot3(xk_eci/10^6,yk_eci/10^6,zk_eci/10^6);
title('Положения спутника в системе ECI');
xlabel('x, тыс.км'); ylabel('y, тыс.км'); zlabel('z, тыс.км');

```

Рассчитанный SkyView за указанный временной интервал совпал с полученным с помощью Trimble GNSS Planning Online. Построенные трёхмерные графики наглядно показывают разницу между траекториями движения спутника в фиксированной и инерциальной системах координат.