

НИУ МЭИ
Институт радиотехники и электроники
Кафедра радиотехнических систем

Курсовой проект

«Разработка модуля расчёта координат спутника GPS»

По курсу «Аппаратура потребителей спутниковый радионавигационных систем»

Группа ЭР-15-14
Студент: Сушилина Е.Д.

Преподаватель: Корогодин И.В.

Москва
2019

Оглавление

Этап 1. Использование сторонних средств.....	3
Описание процесса использования RTKLIB	3
Эфемериды собственного спутника по данным RTKNAVI из состава RTKLIB	4
График угла места собственного спутника от времени по данным Trimble GNSS Planning Online для временного интервала с 12:00 13.02.19 до 00:00 14.02.19.	5
SkyView по данным Trimble GNSS Planning Online на заданный интервал времени.....	5
Этап 2. Моделирование	7
Постановка задачи.....	7
Таблица использованных эфемерид.	7
Графики.....	8
Реализация в Matlab:	9

Этап 1. Использование сторонних средств

Описание процесса использования RTKLIB

Программа RTKCONV позволяет конвертировать бинарный файл в текстовый формат RINEX, в частности получить текстовый nav-файл с эфемеридами GPS.

В RTKCONV задается путь к бинарному файлу, указывается выходной каталог и формат выходных данных. После нажатия кнопки Convert данные записываются в указанную папку.

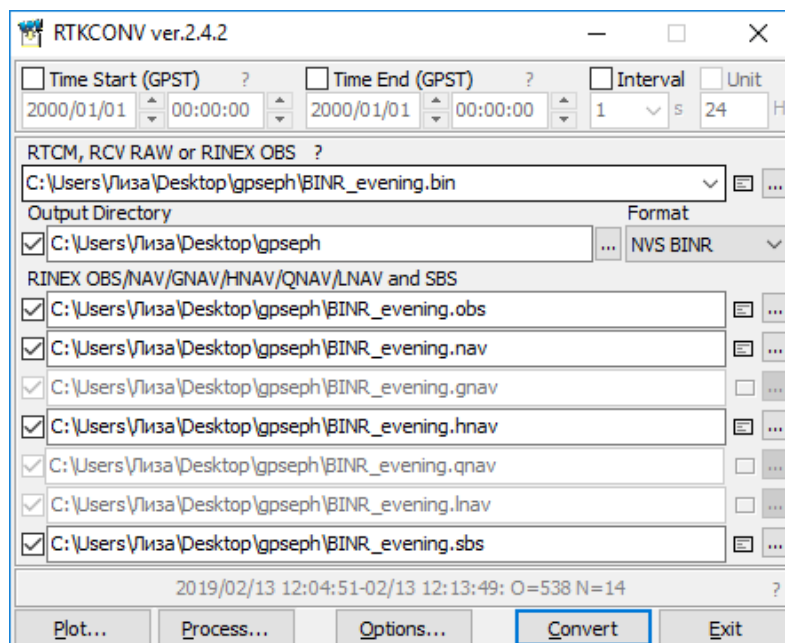


Рисунок 1 окно программы RTKCONV

В программе RTKNAVI, нажав кнопку I в строчке Rover, выбирается тип входных данных – файл, в формате NVS BINR, и задаётся путь к файлу BINR_evening.bin. Производится запуск программы. RTK Monitor позволяет вывести таблицу текущих эфемерид.

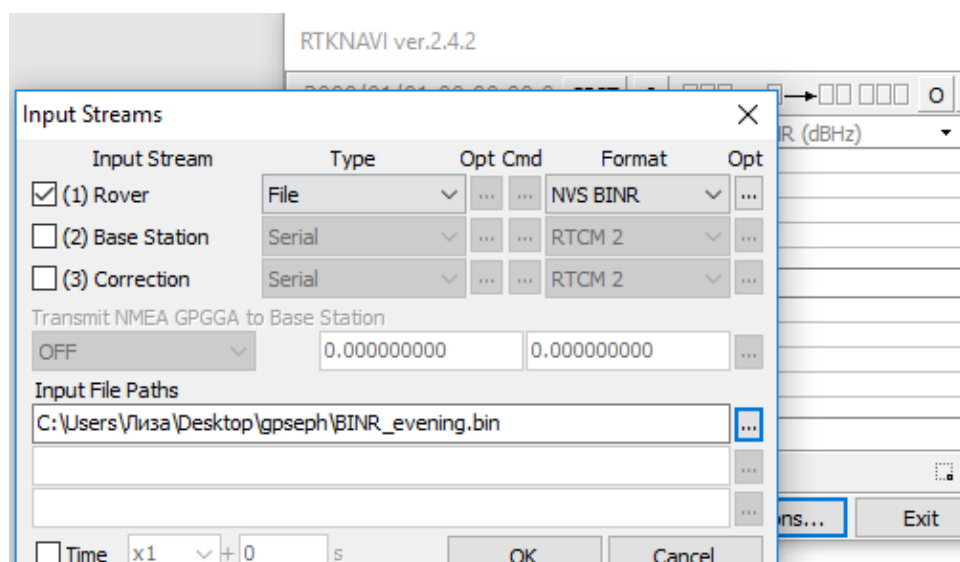


Рисунок 2 выбор входных данных в RTKNAVI

Эфемериды собственного спутника по данным RTKNAVI из состава RTKLIB (номер спутника GPS – 13).

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				

Эфемериды спутника в нав-файле RINEX.

```

13 19 2 13 14 0 0.0 -.750683248043E-04 .125055521494E-11 .000000000000E+00
.197890000000E+05 -.112500000000E+01 .458697663186E-08 .172085553352E+01
-.119209289551E-06 .372648658231E-02 .926107168198E-05 .515366066933E+04
.309600000000E+06 -.242143869400E-07 .110985872616E+01 -.130385160446E-06
.967880945155E+00 .204000000000E+03 .137219495126E+01 -.793104464556E-08
-.296083761649E-09 .100000000000E+01 .204000000000E+04 .000000000000E+00
.240000000000E+01 .000000000000E+00 -.111758708954E-07 .770000000000E+02
.302719000000E+06 .000000000000E+00

```

График угла места собственного спутника от времени по данным Trimble GNSS Planning Online для временного интервала с 12:00 13.02.19 до 00:00 14.02.19.

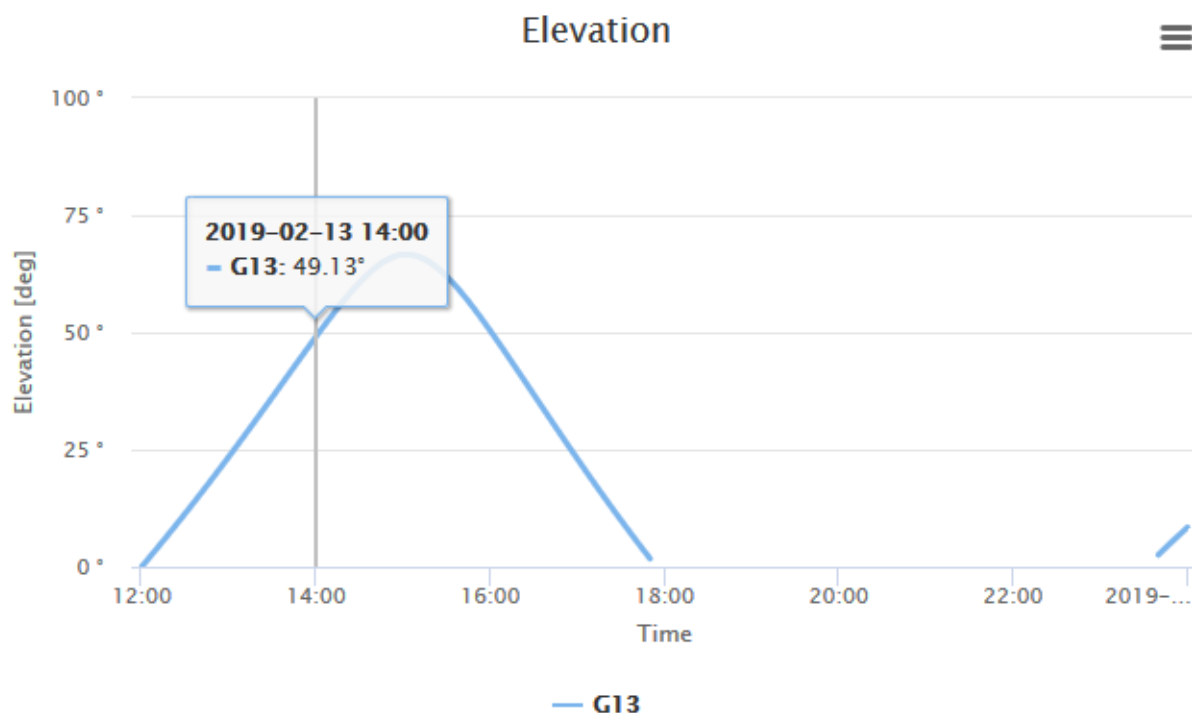


Рисунок 3 График угла места собственного спутника от времени

SkyView по данным Trimble GNSS Planning Online на заданный интервал времени.

The screenshot shows the SkyView settings interface. The left panel contains the following settings:

- Latitude: N 55° 45' 23.9164"
- Longitude: E 37° 42' 11.7757"
- Height: 175 m
- Elevation cutoff: 5°
- Day: 13.02.2019 (Today)
- Start time: 12:00 UTC +03:00
- Period [hours]: 12
- Time zone: (UTC+03:00) Moscow, St. Petersburg

The right panel shows a map of the location with a blue pin. The map includes labels for streets like 'Krasnokursantskiy skver', 'ulitsa Lefortovskiy Val', and 'Energeticheskaya ulitsa'. The bottom right corner of the map area contains copyright information: 'Copyright © AUC Technologies Inc., © HERE, © OpenStreetMap contributors'.

Рисунок 4 настройки

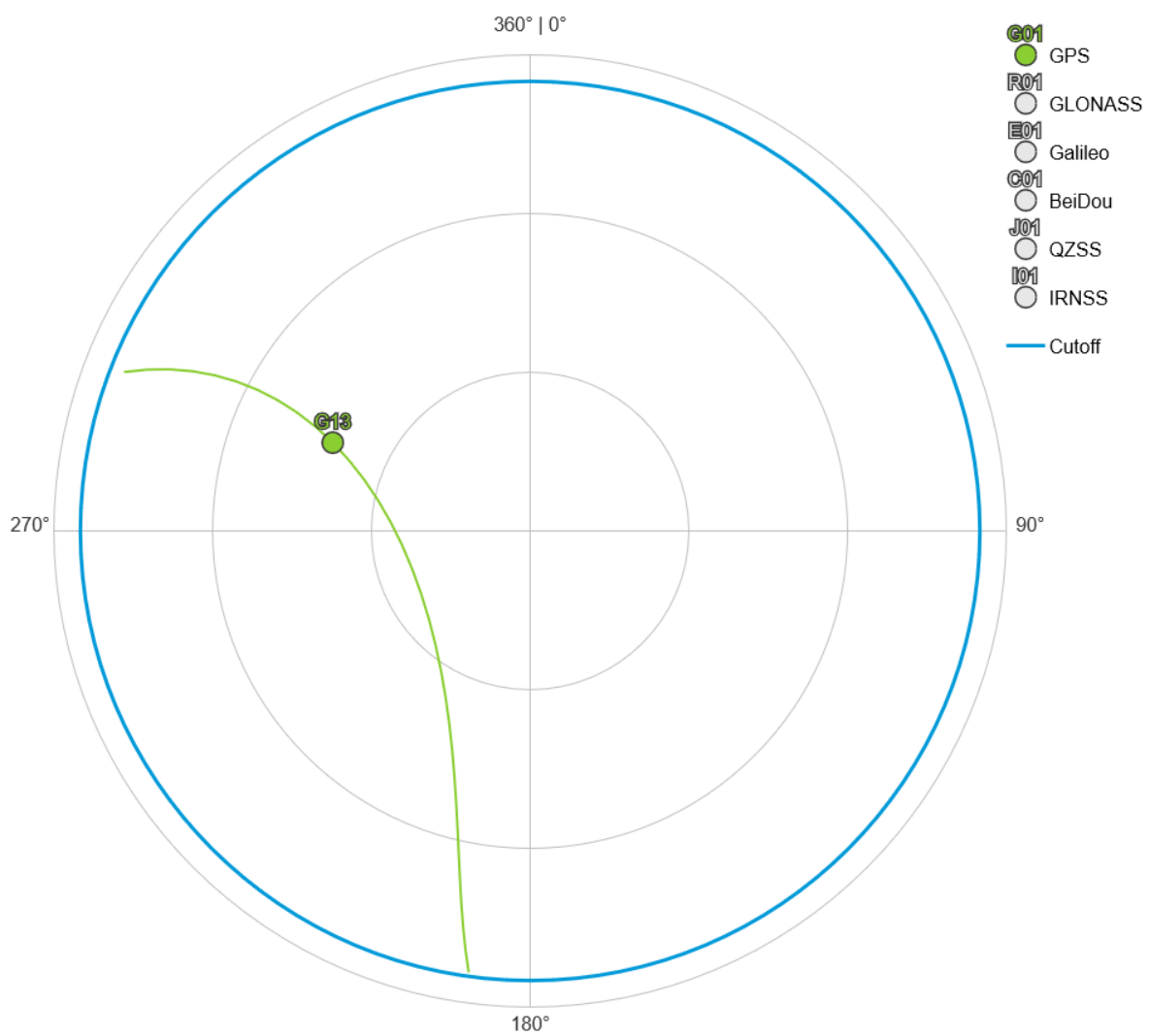


Рисунок 5 SkyView

Этап 2. Моделирование

Постановка задачи

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.

Таблица использованных эфемерид.

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

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:

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

Графики

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.

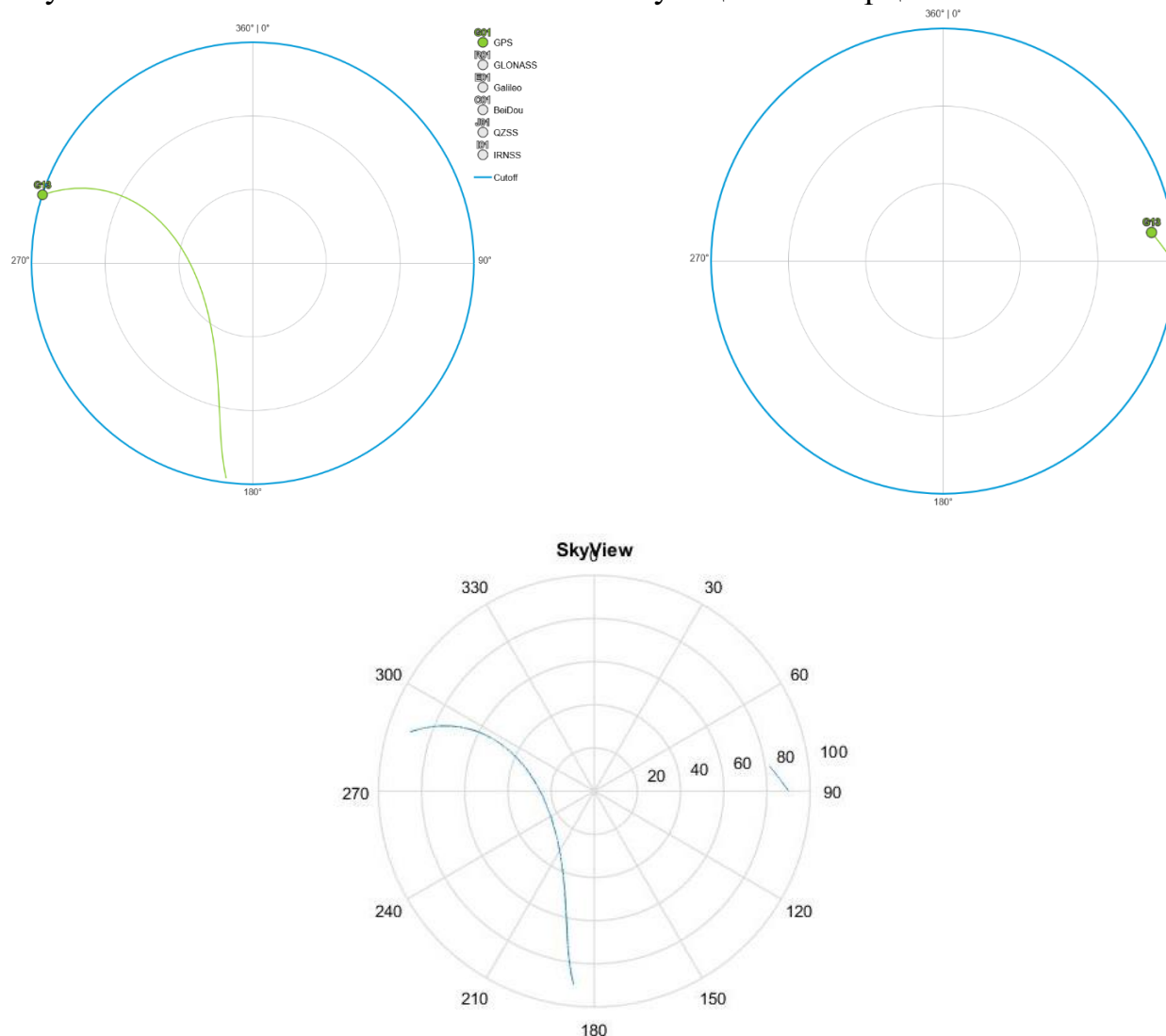


Рисунок 6 SkyView, полученные с помощью Trimble GNSS Planning Online (сверху) и в MatLab (снизу).

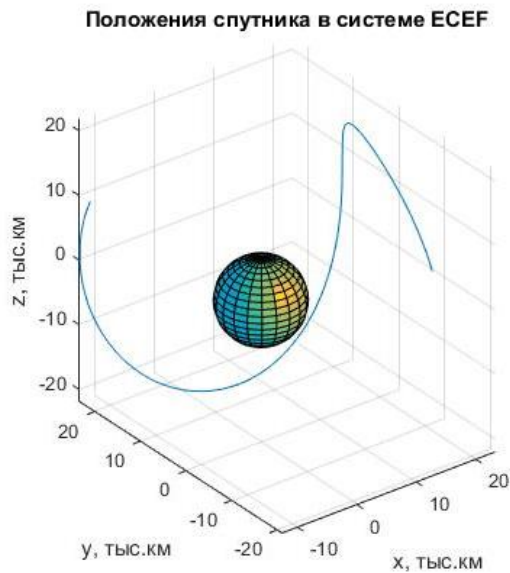


Рисунок 7

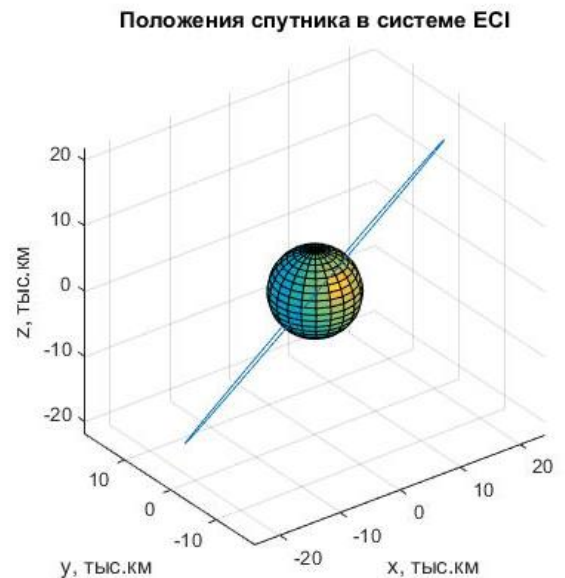


Рисунок 8

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');

```

Было получено решение навигационной задачи с помощью программы вторичной обработки измерений и на языке Matlab реализована функция расчета положения спутника GPS. Построенный 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.