

НИУ «МЭИ»

Кафедра Радиотехнических систем

Расчетно-пояснительная записка к курсовому проекту по
дисциплине «Аппаратура потребителей СРНС»

Выполнил: Капитонов А.И.

Группа: ЭР-15-17

Проверил: доц. Корогодин И.В.

Москва 2022

Этап 2. Моделирование траектории движения

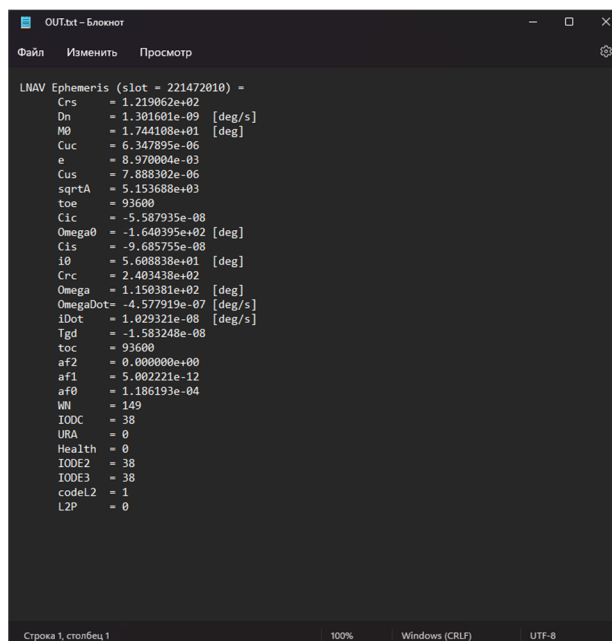
На данном этапе требуется реализовать функцию расчета положения спутника GPS на заданный момент по шкале времени UTC на языке Matlab. Значения, полученные на предыдущем этапе, нужны нам в качестве эфемерид для моделирования.

Построить трехмерные графики множества положений спутника GPS с системным номером, соответствующим номеру студента по списку. Графики в двух вариантах: в СК ECEF WGS84 и соответствующей ей инерциальной СК.

Дату и время начала моделирования можно определить по значению Тое или по RTKNAVI. По данным из последнего можно определить, что сигнал получен 2022.02.14 в 2:00:00

Исходные данные:

Значения эфемерид, полученные в исходном сигнале и обработанные в первом пункте. Уточнение и проверка данных выполнено в RTKNAVI.



```
OUT.txt - Блокнот
Файл  Изменить  Просмотр

LNAB Ephemeris (slot = 221472010) =
Crs = 1.219062e+02
Dn = 1.301601e-09 [deg/s]
M0 = 1.744108e+01 [deg]
Cuc = 6.347895e-06
e = 8.970004e-03
Cus = 7.888302e-06
sqrtA = 5.153608e+03
toe = 93600
Cic = -5.587935e-08
Omega0 = -1.640395e+02 [deg]
Cis = -9.685755e-08
i0 = 5.608838e+01 [deg]
Crc = 2.403438e+02
Omega = 1.150381e+02 [deg]
OmegaDot = -4.577919e-07 [deg/s]
iDot = 1.029321e-08 [deg/s]
Tgd = -1.583248e-08
toc = 93600
af2 = 0.000000e+00
af1 = 5.002221e-12
af0 = 1.186193e-04
WN = 149
IODC = 38
URA = 0
Health = 0
IODC2 = 38
IODC3 = 38
codeL2 = 1
L2P = 0

Строка 1, столбец 1      100%  Windows (CRLF)  UTF-8
```

Рисунок 1 — Значения эфемерид на заданную дату

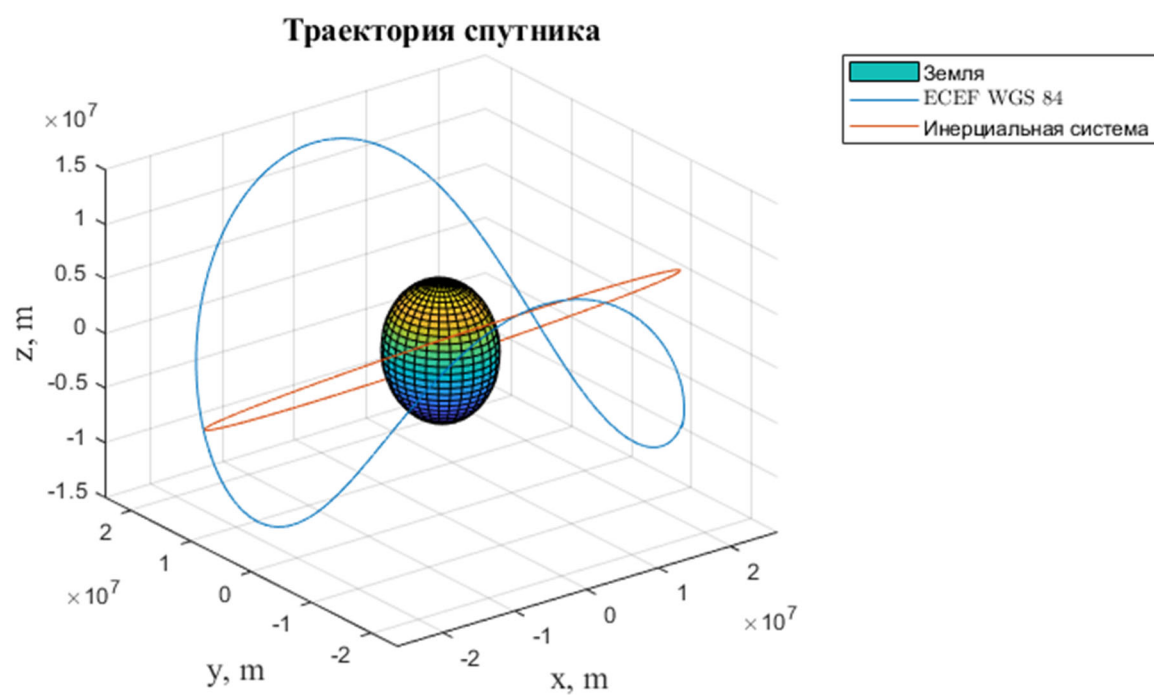


Рисунок 2 — Траектория движения спутника GPS PRN №19 в системе координат WGS-84 (синяя линия) и инерциальной системе координат (красная линия).

Приложение

```
close all;
clear all;
clc;
format long

%% Эфемериды
SatNum = 19;
Crs = 1.219062e+02;
Dn = 1.301601e-09;
M0 = 1.744108e+01;
Cuc = 6.347895e-06;
e = 8.970004e-03;
Cus = 7.888302e-06;
sqrtA = 5.153688e+03;
toe = 93600;
Cic = -5.587935e-08;
Omega0 = -1.640395e+02;
Cis = -9.685755e-08;
i0 = 5.608838e+01;
Crc = 2.403438e+02;
omega = 1.150381e+02;
OmegaDot = -4.577919e-07;
iDot = 1.029321e-08;
Tgd = -1.583248e-08;
toc = 93600;
af2 = 0;
af1 = 5.002221e-12;
af0 = 1.186193e-04;
WN = 149;
URA = 0;
IODE = 38;
IODC = 38;
codeL2 = 1;
L2P = 0;

%% Значения констант
mu = 3.986004418e14; % гравитационная постоянная
omega_e = 7.2921151467e-5; % скорость вращения

%% Временной промежуток
begin_time = 2*60*60;
end_time = (24*1+2)*60*60;

%% Длина временного промежутка
t_arr = begin_time:1:end_time;

%% Большая полуось
A = sqrtA^2;

%% Среднее движение
n0 = sqrt(mu/A^3);
n = n0+Dn;

for k = 1:length(t_arr)
    % Vremya
    t(k) = t_arr(k)-toe;

    if t(k) > 302400
```

```

        t(k) = t(k)-604800;

elseif t(k) < -302400
    t(k) = t(k)+604800;
end

% Средняя аномалия
M(k) = M0+n*t(k);

% Решение уравнения Кеплера
E(k) = M(k);
E_old(k) = M(k)+1;
epsilon = 1e-5;

while abs(E(k)-E_old(k)) < epsilon
    E_old(k) = E(k);
    E(k) = M(k)+e*sin(E(k));
end

% Истинная аномалия
nu(k) = 2*atan(sqrt((1+e)/(1-e))*tan(E(k)/2));

% Коэффициент коррекции
cos_correction(k) = cos(2*(omega+nu(k)));
sin_correction(k) = sin(2*(omega+nu(k)));

% Аргумент широты
u(k) = omega+nu(k)+Cuc*cos_correction(k)+Cus*sin_correction(k);

% Радиус
r(k) = A*(1-e*cos(E(k)))+Crc*cos_correction(k)+Crs*sin_correction(k);

% Наклон
i(k) = i0+iDot*t(k)+Cic*cos_correction(k)+Cis*sin_correction(k);

% Долгота восходящего угла
lambda(k) = Omega0+(OmegaDot-omega_e)*t(k)-omega_e*toe;

% Положение на орбите
x = r(k)*cos(u(k));
y = r(k)*sin(u(k));

% Координаты
X0(k) = x*cos(lambda(k))-y*cos(i(k))*sin(lambda(k));
Y0(k) = x*sin(lambda(k))+y*cos(i(k))*cos(lambda(k));
Z0(k) = y*sin(i(k));

%
X(k) = X0(k)*cos(lambda(k))+Y0(k)*sin(lambda(k));
Y(k) = -X0(k)*sin(lambda(k))+Y0(k)*cos(lambda(k));
Z(k) = Z0(k);
end

%% График
R_Earth = 6371e3;
[XE,YE,ZE] = sphere(30);

figure
surf(XE*R_Earth,YE*R_Earth,ZE*R_Earth)
hold on
grid on

```

```
plot3(X0, Y0, Z0)
plot3(X, Y, Z)
title('Траектория спутника', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14)
xlabel('x, м', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14)
ylabel('y, м', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14)
zlabel('z, м', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14)
hold off
legend('Земля', 'ЕСЕР WGS 84', 'Инерциальная система', 'Interpreter', 'latex');
```