

НИУ «МЭИ»

Кафедра Радиотехнических систем

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

Выполнил: Антропов Е.А.

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 или Python. 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. Положения должны соответствовать временному интервалу с 00:00 МСК 14 февраля до 00:00 МСК 15 февраля 2022 года. Допускается использовать одни и те же эфемериды на весь рассматриваемый интервал. Для выполнения данного этапа я использовал пакет математического моделирования Matlab.

Исходные данные:

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

```
LNAV Ephemeris (slot = 221472010) =
Crs    = 1.171875e+01
Dn      = 1.368335e-09 [deg/s]
M0      = 5.455674e+01 [deg]
Cuc     = 7.729977e-07
e       = 1.137974e-02
Cus     = 1.152977e-06
sqrtA   = 5.153669e+03
toe     = 86400
Cic     = -1.173466e-07
Omega0  = -1.094355e+02 [deg]
Cis     = 1.136214e-07
i0      = 5.653057e+01 [deg]
Crc     = 3.719688e+02
omega   = 5.051432e+01 [deg]
OmegaDot = -4.812432e-07 [deg/s]
iDot    = -6.773462e-09 [deg/s]
Tgd     = 5.122274e-09
toc     = 86400
af2     = 0.000000e+00
af1     = -9.549694e-12
af0     = 4.321518e-04
WN      = 149
IODC    = 22
URA    = 0
Health  = 0
IODE2   = 23
IODE3   = 23
codeL2  = 1
L2P     = 0
```

Рисунок 1 — Значения эфемерид на заданную дату

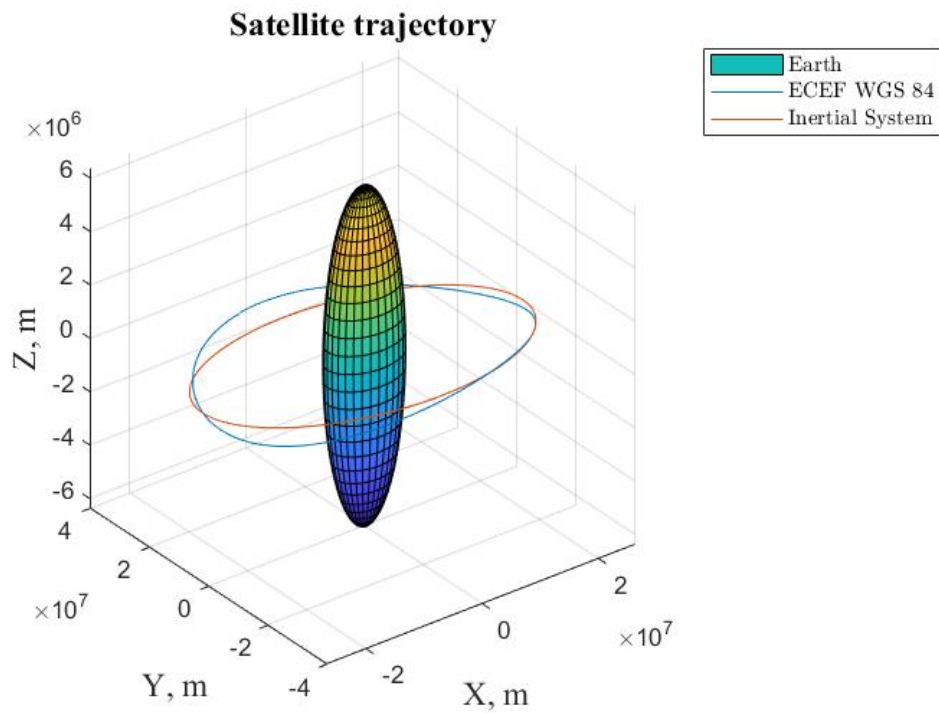


Рисунок 2 — Траектория движения спутника GPS PRN №1 в системе координат WGS-84 (синяя линия) и инерциальной системе координат (красная линия).

Приложение

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

```
% Эфемериды
```

```
SatNum = 1;
toe = 86400;
Crs = 1.171875e+01;
Dn = 2.4630e-7;
M0 = 5.455674e+01;
Cuc = 7.729977e-07;
e = 1.137974e-02;
Cus = 1.152977e-06;
sqrtA = 5.153669e+03;
Cic = -1.173466e-07;
Omega0 = -1.094355e+02;
Cis = 1.136214e-07;
i0 = 5.653057e+01;
Crc = 3.719688e+02;
omega = 5.051432e+01;
OmegaDot = -4.812432e-07;
iDot = -6.773462e-09;
Tgd = 5.122274e-09;
toc = 86400;
af2 = 0;
af1 = -9.549694e-12;
af0 = 4.321518e-04;
URA = 0;
```

```

IODE = 23;
IODC = 23;
codeL2 = 1;
L2P = 0;
WN = 149;

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

%% Временной промежуток
begin_time = 0; % время начала 0:00 по МСК 14 февраля
end_time = 24*60*60; % время окончания 0:00 по МСК 15 февраля

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

%% Большая полуось
A = sqrt(A^2);

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

for k = 1:86401
    % Время
    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('Satellite trajectory', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14)
xlabel('X, m', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14)
ylabel('Y, m', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14)
zlabel('Z, m', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14)
hold off
legend('Earth','ECEF WGS 84','Inertial System','Interpreter','latex');
lgd.FontName = 'Times New Roman';

```