

НИУ «МЭИ»
Институт Радиотехники и электроники
Им. В.А. Котельникова

Аппаратура потребителей спутниковых радионавигационных систем
Курсовой проект
«Расчет траектории движения спутника GPS по данным с демодулятора его сигнала»
Часть 2

Студент: Коробков А.Ю.

Группа: ЭР-15-17

Преподаватель: Корогодин И.В.

Москва

2022

Оглавление	
Цель работы	3
Исходные данные	3
Решение	3
Приложение	4

Цель работы

Изучение особенностей сигналов спутников GPS для определения положения спутника по данным с демодулятора его сигнала L1 C/A. На втором этапе происходит моделирование положения спутника и траектории (орбиты) его движения.

Исходные данные

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

Решение

Исходные данные (эфемериды) для построения орбит:

```
LNAV Ephemeris (slot = 221472010) =
  Crs      = 3,850000e+001
  Dn       = 1,511921e-009          [deg/s]
  M0       = -1,101883e+002        [deg]
  Cuc      = 2,538785e-006
  e        = 2,460024e-002
  Cus      = 1,490116e-006
  sqrtA    = 5,153582e+003
  toe      = 93584
  Cic      = -2,924353e-007
  Omega0   = -1,146463e+002        [deg]
  Cis      = 4,917383e-007
  i0       = 5,496088e+001        [deg]
  Crc      = 3,547188e+002
  omega    = -5,765251e+001        [deg]
  OmegaDot = -4,759227e-007        [deg/s]
  iDot     = 5,832135e-009        [deg/s]
  Tgd      = -1,024455e-008
  toc      = 93584
  af2      = 0,000000e+000
  af1      = 6,821210e-013
  af0      = 1,579938e-004
  WN       = 149
  IODC     = 2
  URA      = 0
  Health   = 0
  IODE2    = 2
  IODE3    = 2
  codeL2   = 1
  L2P      = 0
```

Для построения орбит используется отрытый ИКД (расположение <https://www.gps.gov/technical/icwg/IS-GPS-200M.pdf>).

Дату и время начала моделирования можно определить по значению Тое или по RTKNAVI. Данный сигнал был получен 14.02.22 в 1:59:44 (примем как 2:00).

После моделирования получаем графическое отображение орбит.

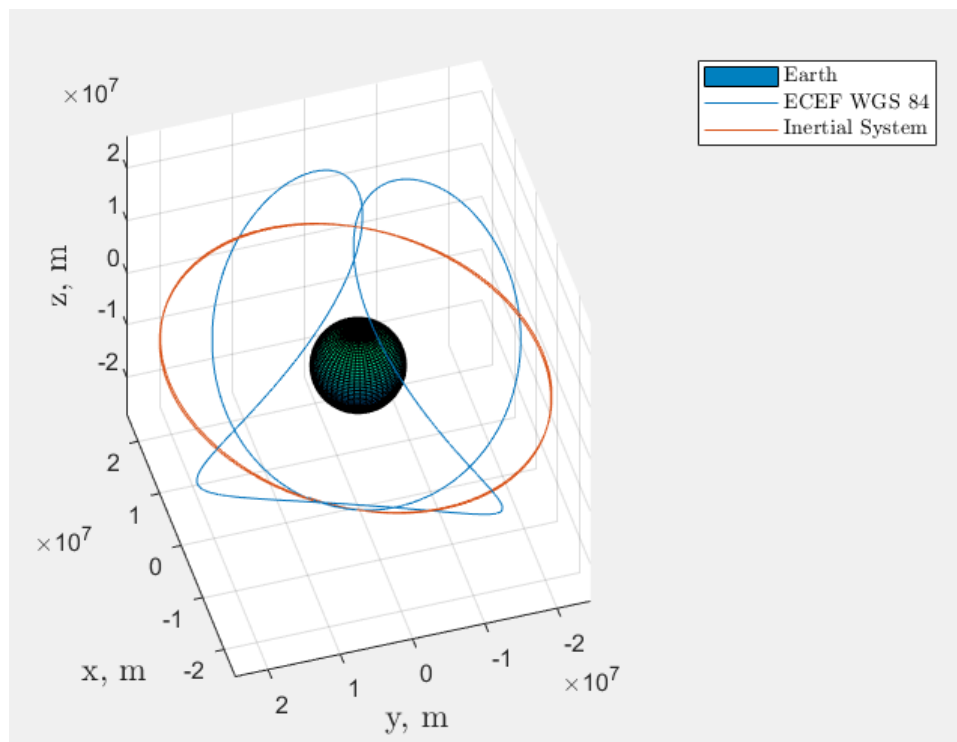


Рисунок 1 – Орбиты спутника GPS

Приложение

```
close all
clear all
clc
```

```
% Эфемериды
SatNum = 21;
toe = 93584;
Crs = 3.850000e+001;
Dn = 2.7215e-07;
M0 = -1.101883e+002;
Cuc = 2.538785e-006;
e = 2.460024e-002;
Cus = 1.490116e-006;
sqrtA = 5.153582e+003;
Cic = -2.924353e-007;
Omega0 = -1.146463e+002;
Cis = 4.917383e-007;
i0 = 5.496088e+001;
Crc = 3.547188e+002;
omega = -5.765251e+001;
OmegaDot = -4.759227e-007;
iDot = 5.832135e-009;
Tgd = -1.024455e-008;
toc = 93584;
af2 = 0.000000e+000;
af1 = 6.821210e-013;
```

```

af0 = 1.579938e-004;
URA = 0;
IODE = 2;
IODC = 2;
codeL2 = 1;
L2P = 0;
WN = 149;

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

%% Временной промежуток
startt = (24*0+2)*60*60; % 14.02.22 02:00
stopt = (24*1+2)*60*60; % 15.02.22

t_long = startt:1:stopt; % Временной промежуток (с шагом 1 с)

%% Параметры орбит
A = sqrt(A^2);

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

for k = 1:length(t_long)

    t(k) = t_long(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
    Ee = M(k);
    E_old(k) = M(k)+1;

    for sch = 2:6 % В ИКД сказано что нужно минимум три итерации, взял с
запасом. Также можно с помощью while.
        Ee(sch) = M(k)+e*sin(Ee(sch-1));
    end
    E(k) = Ee(sch);
    sch = 0;

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

    % Коррекция (не полная) возмущения второй гармоники
    c_corr(k) = cos(2*(omega+nu(k)));
    s_corr(k) = sin(2*(omega+nu(k)));

    % Аргумент широты
    u(k) = omega+nu(k)+Cuc*c_corr(k)+Cus*s_corr(k);

```

```

r(k) = A*(1-e*cos(E(k)))+Crc*c_corr(k)+Crs*s_corr(k);
% Наклонение
i(k) = i0+iDot*t(k)+Cic*c_corr(k)+Cis*s_corr(k);

% Долгота восходящего угла
lat(k) = Omega0+(OmegaDot-omega_e)*t(k)-omega_e*t0e;

% Орбитальные координаты
xs = r(k)*cos(u(k));
ys = r(k)*sin(u(k));

% Координаты
x(k) = xs*cos(lat(k)) - ys*cos(i(k))*sin(lat(k));
y(k) = xs*sin(lat(k)) + ys*cos(i(k))*cos(lat(k));
z(k) = ys*sin(i(k));%координаты фазового центра антенны во время t

%% ECI
theta = omega_e*t(k);
x1(k) = x(k)*cos(theta)-y(k)*sin(theta);
y1(k) = x(k)*sin(theta)+y(k)*cos(theta);
z1(k) = z(k);
end

%% График
Rz = 6371*10^3;
[x_sphere,y_sphere,z_sphere]=sphere(50);
x_Earh=Rz*x_sphere;
y_Earh=Rz*y_sphere;
z_Earh=Rz*z_sphere;

figure
surf(x_Earh,y_Earh,z_Earh); %Построение модели
colormap winter;
hold on
grid on
plot3(x, y, z)
plot3(x1, y1, z1)
xlabel('x, m', 'FontSize',14, 'Interpreter','latex')
ylabel('y, m', 'FontSize',14, 'Interpreter','latex')
zlabel('z, m', 'FontSize',14, 'Interpreter','latex')
hold off
legend('Earth','ECEF WGS 84','Inertial System','Interpreter','latex');
axis equal

```