

Этап 2. Моделирование.

Требуется реализовать на языке Matlab или Python функцию расчета положения спутника Beidou на заданный момент по шкале времени UTC. В качестве эфемерид использовать данные, полученные на предыдущем этапе.

Построить трехмерные графики множества положений спутника Beidou с системным номером. Графики в двух вариантах: в СК ECEF WGS84 и соответствующей ей инерциальной СК. Положения должны соответствовать временному интервалу с 18:00 МСК 16 февраля до 06:00 МСК 17 февраля 2021 года. Допускается использовать одни и те же эфемериды на весь рассматриваемый интервал.

Построить SkyView за указанный временной интервал и сравнить результат с Trimble GNSS Planning Online, полученный на прошлом этапе.

Рассчитаем количество секунд от начала текущей недели:

$$(24 \cdot 3 + 15) \cdot 3600 = 313200 \text{ с}$$

Моделирование производим в программе MatLab.

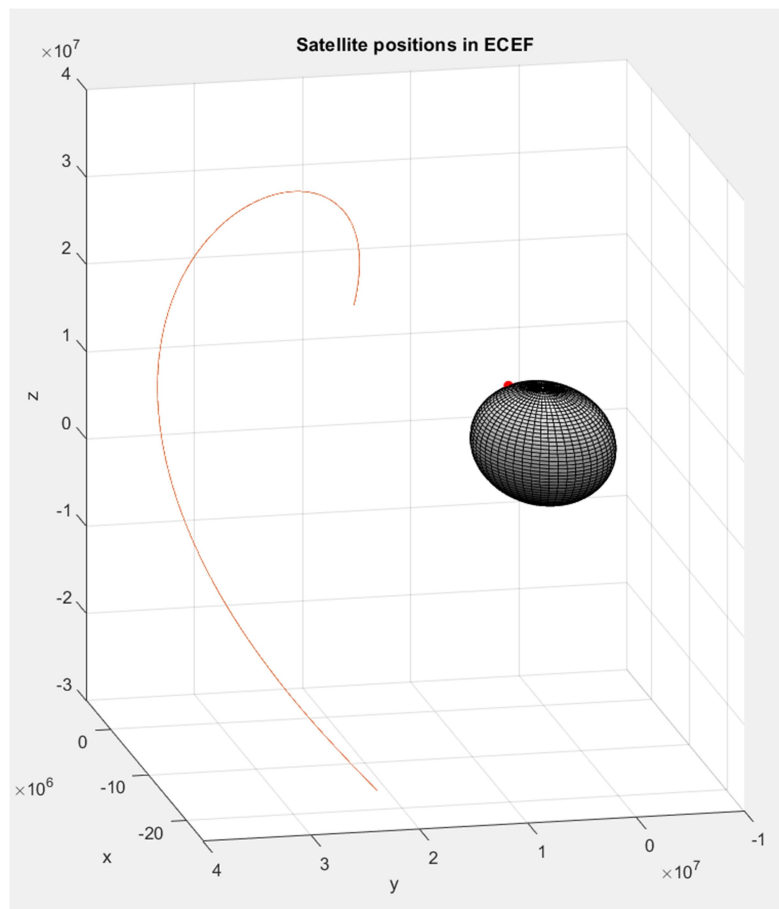


Рисунок 11 - Траектория движения спутника Beidou в системе ECEF.

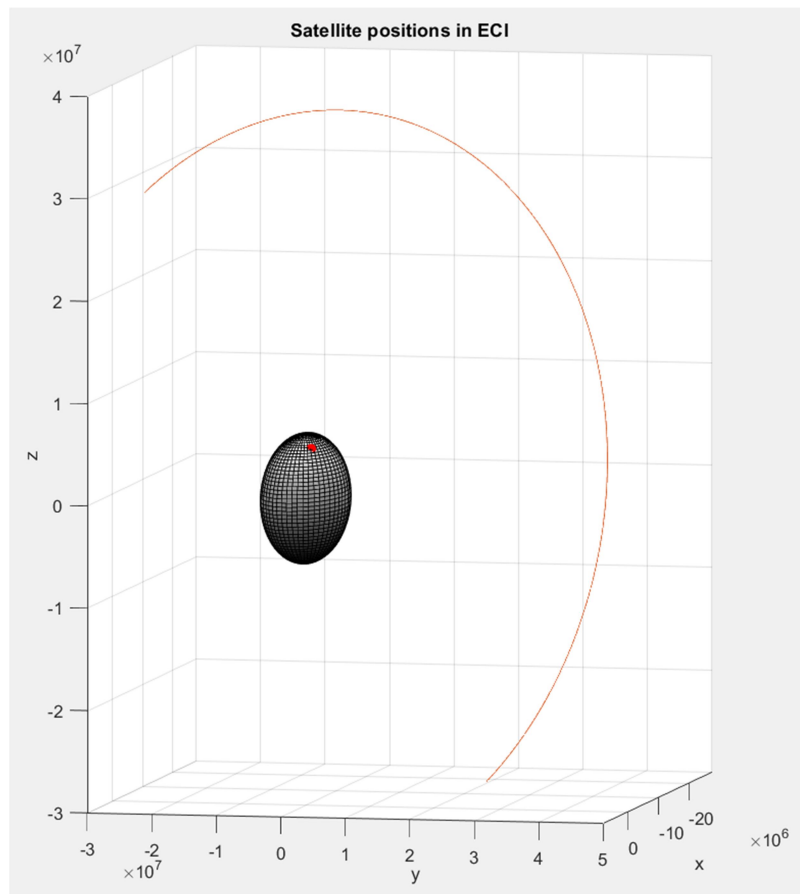


Рисунок 12 - Траектория движения спутника Beidou в системе ECI.

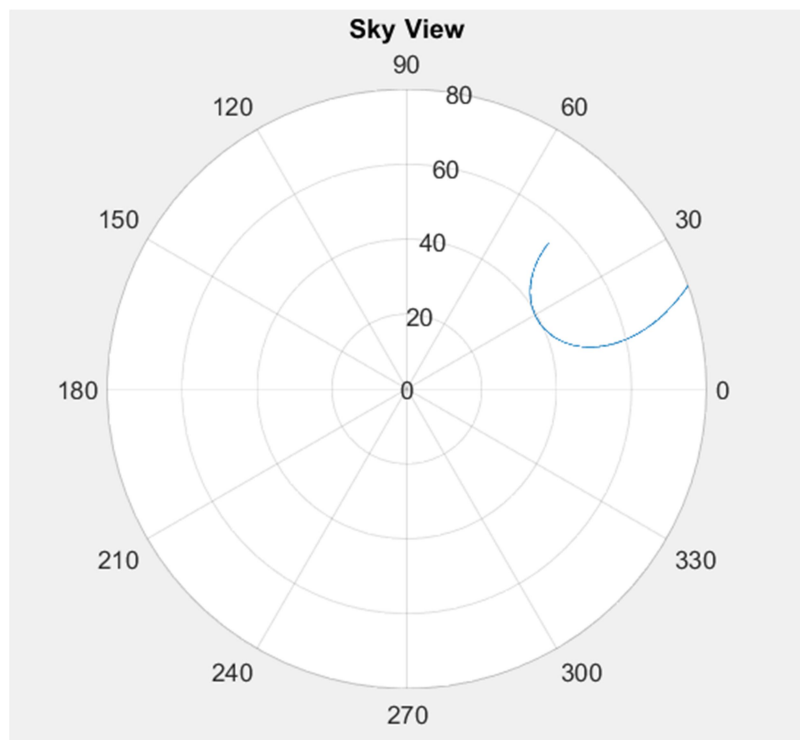


Рисунок 13 - SkyView спутника Beidou.

Сравним графики Sky View на рисунках 6 и 13, можно сказать что результаты совпадают с малейшими расхождениями, это связано с

использованием одних эфемерид и особенностями алгоритмов программы MatLab.

Код программы в приложении.

Приложение.

```
clc
close all
%% эфемериды
toe = 241200;
Crs = -9.287500000000000e+01;
Dn = 8.71107710704449589e-13;
M0 = 2.32726368913121773e+00;
Cuc = -2.62074172496795654e-06;
e = 1.05765871703624725e-02;
Cus = 2.34702602028846741e-05;
A = (6.49287138557434082e+03)^2;
Cic = -1.12690031528472900e-07;
Omega_0 = 6.63759799965142852e-01;
Cis = 3.25962901115417480e-09;
i0 = 9.46015118241178121e-01;
Crc = -4.82140625000000000e+02;
omega = -2.20504767262928070e+00;
OmegaDot = -1.773288508356074e-12;
IDOT = -2.00008331149807446e-14;
mu = 3.986004418e+14;
Omega_e = 7.2921151467e-5;
n0 = sqrt(mu/A^3);
n = n0 + Dn;
%%
for i = 1:43200
t = 313200 + i;
tk = t - toe;
Mk = M0 + n*tk;
%%
E = zeros(1,4);
E(1,1) = Mk;
for j = 2:4
E(1,j) = (Mk + e*sin(E(1,j - 1)))/(1 - e*cos(E(1,j - 1)));
E(1,j-1) = E(1,j);
end
E_k = E(1,4);
%%
nu_k = atan2(sqrt(1 - e^2)*sin(E_k),cos(E_k) - e);
```

```

Phi_k = nu_k + omega;
delta_u_k = Cuc*sin(2*Phi_k) + Cuc*cos(2*Phi_k);
delta_r_k = Crs*sin(2*Phi_k) + Crs*cos(2*Phi_k);
delta_i_k = Cis*sin(2*Phi_k) + Cic*cos(2*Phi_k);
u_k = Phi_k + delta_u_k;
r_k = A*(1 - e*cos(E_k)) + delta_r_k;
i_k = i0 + delta_i_k + IDOT*tk; n

%% позиция на орбите
x_k = r_k*cos(u_k);
y_k = r_k*sin(u_k);
%%
Omega_k = Omega_0 + (OmegaDot - Omega_e)*tk - Omega_e*toe;
%%
x_k1 = x_k*cos(Omega_k) - y_k*cos(i_k)*sin(Omega_k);
y_k1 = x_k*sin(Omega_k) + y_k*cos(i_k)*cos(Omega_k);
z_k1 = y_k*sin(i_k);

x1_coord(1,i) = x_k1;
y1_coord(1,i) = y_k1;
z1_coord(1,i) = z_k1;
%%
tetta = Omega_e*tk;
%%
x_k2 = x_k1*cos(tetta) - y_k1*sin(tetta);
y_k2 = x_k1*sin(tetta) + y_k1*cos(tetta);
z_k2 = z_k1;

x2_coord(1,i) = x_k2;
y2_coord(1,i) = y_k2;
z2_coord(1,i) = z_k2;
%% координаты
Earth_radius = 6378136;
H = 500;
a = Earth_radius;
B = deg2rad(55.45241346);
N = a/sqrt((1-e^2*(sin(B))^2));
L = deg2rad(37.42114473);
Coord_x = (N+H)*cos(B)*cos(L);
Coord_y = (N+H)*cos(B)*sin(L);
Coord_z = ((1-e^2)*N+H)*sin(B);
p = sqrt((x_k1-Coord_x).^2+(y_k1-Coord_y).^2+(z_k1-Coord_z).^2);

tetta1 = asin((z_k1-Coord_z)/p);
phil1 = atan2((x_k1-Coord_x), (y_k1-Coord_y));
tetta1_i(1,i) = -tetta1*180/pi + 90;
phil1_i(1,i) = -phil1;
end

```

```

%% графики
[x_sphere, y_sphere, z_sphere] = sphere(50);
x_Earth=Earth_radius*x_sphere;
y_Earth=Earth_radius*y_sphere;
z_Earth=Earth_radius*z_sphere;
figure (1)
subplot (1,2,1)
surf(x_Earth,y_Earth,z_Earth); hold on;
colormap ('gray');
plot3(Coord_x, Coord_y, Coord_z, 'r.','MarkerSize', 20 );
plot3(x1_coord(1,:), y1_coord(1,:), z1_coord(1,:));
xlabel('x');
ylabel('y');
zlabel('z');
title('Satellite positions in ECEF')
figure (2)
subplot (1,2,1)
surf(x_Earth,y_Earth,z_Earth); hold on;
colormap ('gray');
plot3(Coord_x, Coord_y, Coord_z, 'r.','MarkerSize', 20 );
plot3(x2_coord(1,:), y2_coord(1,:), z2_coord(1,:));
xlabel('x');
ylabel('y');
zlabel('z');
title('Satellite positions in ECI')
figure(3)
grid on;
polarplot(phi1_i(1,:), tetta1_i(1,:));
rlim([0 80]);
title('Sky View')

```