Национальный исследовательский университет «МЭИ»

Институт радиотехники и электроники

Кафедра радиотехнических систем

Курсовой проект по курсу:

«Аппаратура потребителей СРНС»

Часть 2

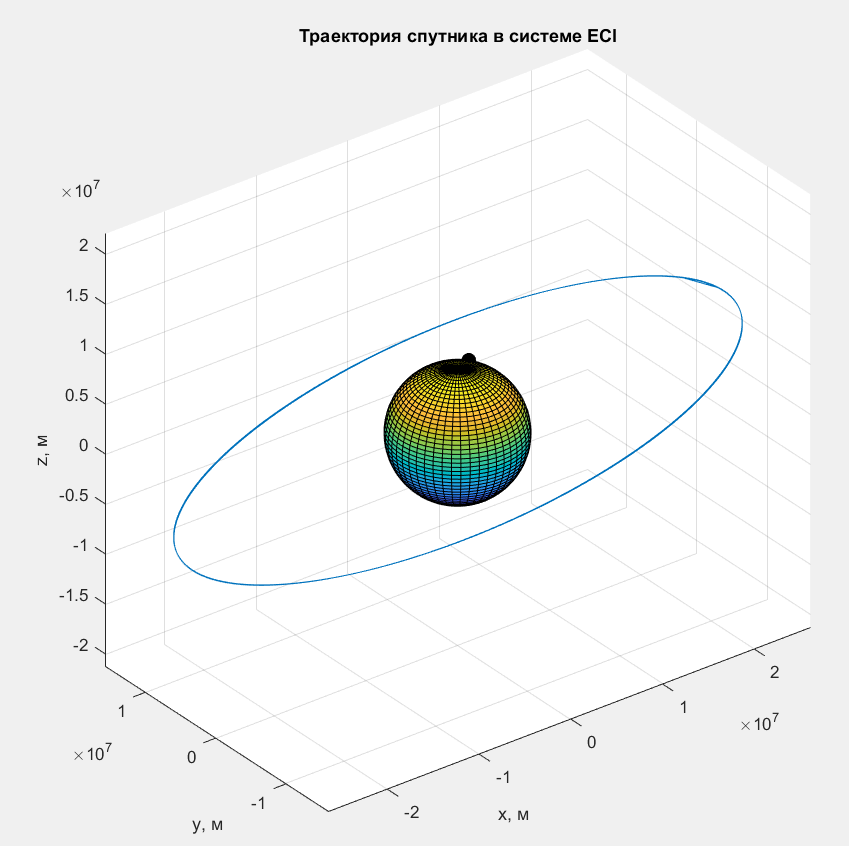
Группа: ЭР-15-14

ФИО студента: Блинушов К.В.

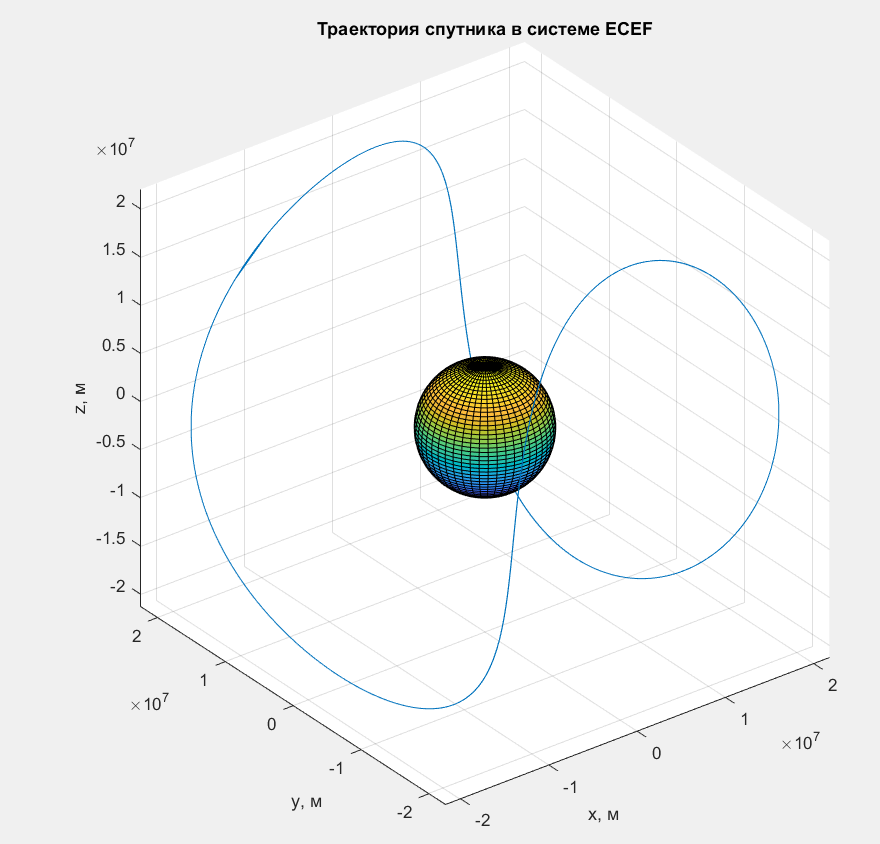
ФИО преподавателя: Корогодин И.В.

Москва 2019г.

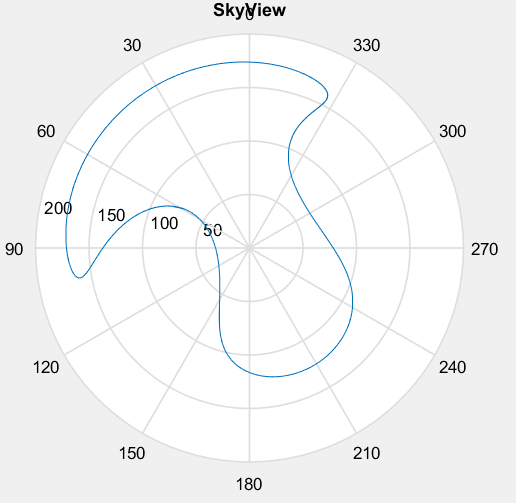
Построение траектории спутника №2 СРНС GPS в различных системах координат с помощью пакета мат. моделирования MATLAB.



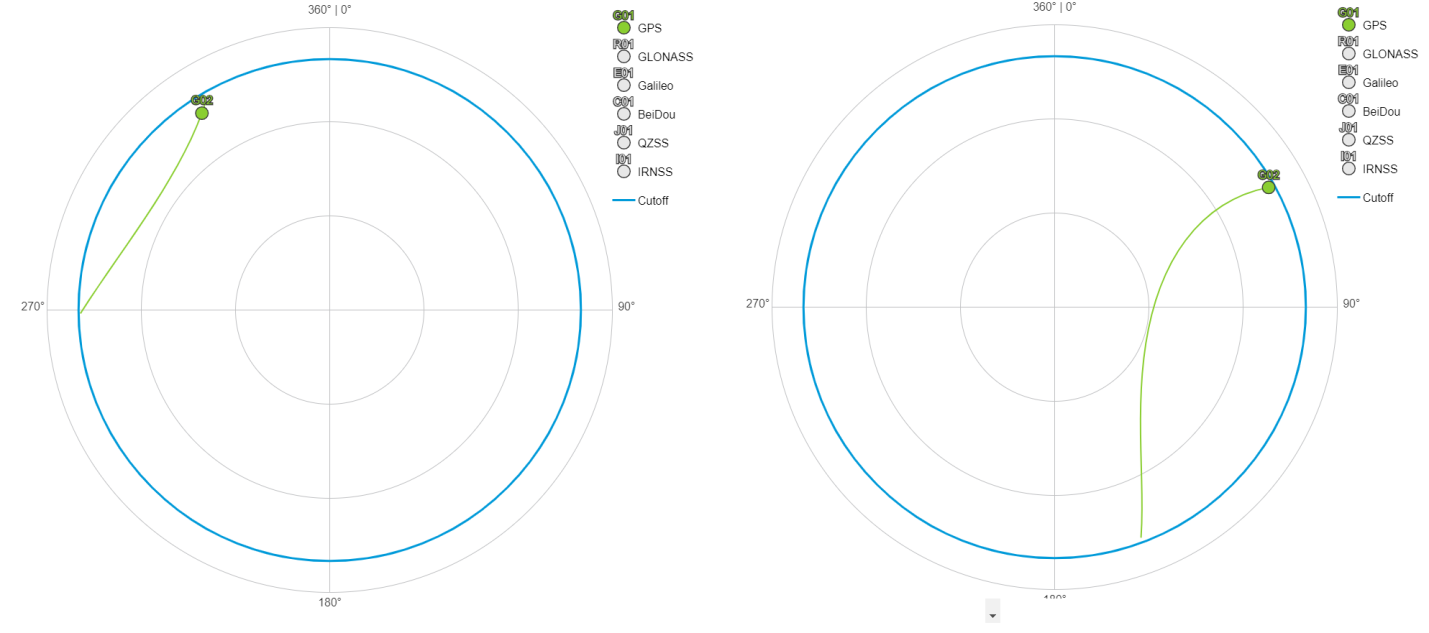
*Рис. 1. Траектория полёта спутника в системе ECI.*



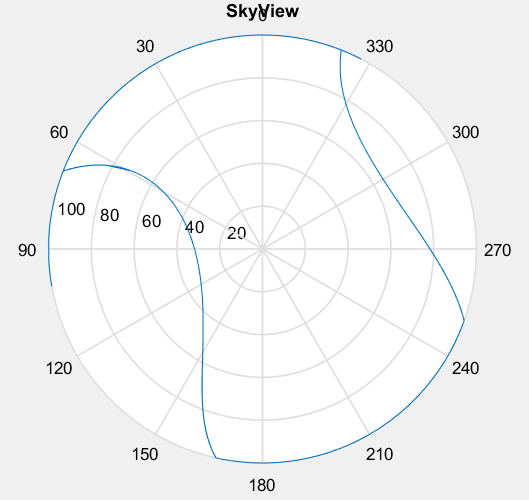
*Рис. 2. Траектория полёта спутника в системе ECEF.*

**

*Рис. 3. Расчётная SkyView траектории спутника.*

**

*Рис. 4. SkyView траектории спутника построенная с помощью GNSS Planning online.*

**

*Рис. 5. Расчётная SkyView траектории спутника при программном ограничении расчёта.*

Листинг программы выполняющей расчёт:

close all

clear

clc

% Исходные данные

A = 26560130.495;

Toe = 288000;

M0 = degtorad(-125.4963);

omega\_zero = degtorad(-66.86763);

omega = degtorad(-101.68691);

omega\_dot = degtorad(-4.4895e-7);

omega\_dot\_e = 7.2921151467e-5;

e = 0.01886557;

I0 = degtorad(54.62098);

delta\_n = degtorad(2.6707e-7);

M = 3.986005\*10^14;

IDOT = degtorad(1.9625e-8);

Cus = 8.1845e-6;

Cuc = -1.1921e-7;

Crs = -2.4938e1;

Crc = 2.1247e2;

Cis = 5.2154e-8;

Cic = 2.4401e-7;

% Решение

for k=1:432000

T = 302400 + k;

Tk = T - Toe;

if (Tk > 302400)

Tk = Tk - 604800;

elseif (Tk < -302400)

Tk = Tk + 604800;

end

n0 = sqrt(M/A^3);

n = n0 + delta\_n;

Mk = M0 + n\*Tk;

Ek\_prev = 0;

while(true)

Ek = Mk + e\*sin(Ek\_prev);

if (abs(Ek\_prev - Ek) <= 0.0000001)

break

end

Ek\_prev = Ek;

end

Vk = atan2(((sqrt(1-e^2)\*sin(Ek))/(1 - e\*cos(Ek))), ((cos(Ek) - e)/(1 - e\*cos(Ek))));

Fk = Vk + omega;

delta\_Uk = Cus\*sin(2\*Fk) + Cuc\*cos(2\*Fk);

delta\_Rk = Crs\*sin(2\*Fk) + Crc\*cos(2\*Fk);

delta\_Ik = Cis\*sin(2\*Fk) + Cic\*cos(2\*Fk);

Uk = Fk + delta\_Uk;

Rk = A\*(1 - e\*cos(Ek)) + delta\_Rk;

Ik = I0 + delta\_Ik + IDOT\*Tk;

Wk = omega\_zero + (omega\_dot - omega\_dot\_e)\*Tk - omega\_dot\_e\*Toe;

xk = Rk\*cos(Uk);

yk = Rk\*sin(Uk);

xk\_fix(k) = xk\*cos(Wk) - yk\*cos(Ik)\*sin(Wk);

yk\_fix(k) = xk\*sin(Wk) + yk\*cos(Ik)\*cos(Wk);

zk\_fix(k) = yk\*sin(Ik);

rangeEcef(k) = sqrt((xk\_fix(k))^2 + (yk\_fix(k))^2 + (zk\_fix(k))^2);

theta = omega\_dot\_e\*Tk;

xk\_eci(k) = xk\_fix(k)\*cos(theta) - yk\_fix(k)\*sin(theta);

yk\_eci(k) = xk\_fix(k)\*sin(theta) + yk\_fix(k)\*cos(theta);

zk\_eci(k) = zk\_fix(k);

rangeEci(k) = sqrt((xk\_eci(k))^2 + (yk\_eci(k))^2 + (zk\_eci(k))^2);

MOS\_Lat = 55.75;

MOS\_Long = 37.62;

MOS\_Height = 150;

[East, North, Up] = ecef2enu(xk\_fix(k), yk\_fix(k), zk\_fix(k), MOS\_Lat, MOS\_Long, MOS\_Height, wgs84Ellipsoid);

R = sqrt(East^2 + North^2 + Up^2);

elevation(k) = -asin(Up/R)\*180/pi + 90;

azimuth(k) = atan2(East, North);

end

% Построение SkyView

figure;

polar (azimuth, elevation);

title('SkyView');

grid on;

camroll(90);

% Для построения траекторий

theta = linspace(0, pi, 50);

phi = linspace(0, 2\*pi, 50);

[th, ph] = meshgrid(theta,phi);

R = 6.371\*10^6;

x = R.\*sin(th).\*cos(ph);

y = R.\*sin(th).\*sin(ph);

z = R.\*cos(th);

latitude = 55\*pi/180;

longitude = 37\*pi/180;

MOS\_X = R\*cos(latitude)\*cos(longitude);

MOS\_Y = R\*cos(latitude)\*sin(longitude);

MOS\_Z = R\*sin(latitude);

% В системе ECEF

figure;

surf(x, y, z);

axis equal;

hold on;

plot3(xk\_fix(1,:), yk\_fix(1,:), zk\_fix(1,:));

axis vis3d;

grid on;

title('Траектория спутника в системе ECEF');

xlabel('x, м');

ylabel('y, м');

zlabel('z, м');

% В системе ECI

figure;

surf(x, y, z);

axis equal;

hold on;

plot3(xk\_eci(1,:), yk\_eci(1,:), zk\_eci(1,:), MOS\_X, MOS\_Y, MOS\_Z, 'k.','MarkerSize', 30);

axis vis3d;

grid on;

title('Траектория спутника в системе ECI');

xlabel('x, м');

ylabel('y, м');

zlabel('z, м');