**Национальный исследовательский университет**

**«МЭИ»**

**Институт радиотехники и электроники**

**Кафедра радиотехнических систем**

Курсовой проект

по дисциплине

Аппаратура потребителей спутниковых радионавигационных систем

ФИО студента: Кагин И.И.

Группа: ЭР-15-15

Вариант №:11

Дата:­ ­

Подпись:­ ­

ФИО преподавателя: Корогодин И.В.

Оценка: ­ ­

**Москва, 2020**

**1 Моделирование**

Для расчёта положения спутника ГЛОНАСС по эфемеридным данным приводят численное интегрирование дифференциального уравнения. Реализую на языке Matlab функцию расчёта положения спутника ГЛОНАСС на заданный момент времени по шкале UTC. В качестве эфемерид использованы данные, полученные на предыдущем этапе. Предъявляю код программы, реализованный в Matlab в [приложении](#приложении).

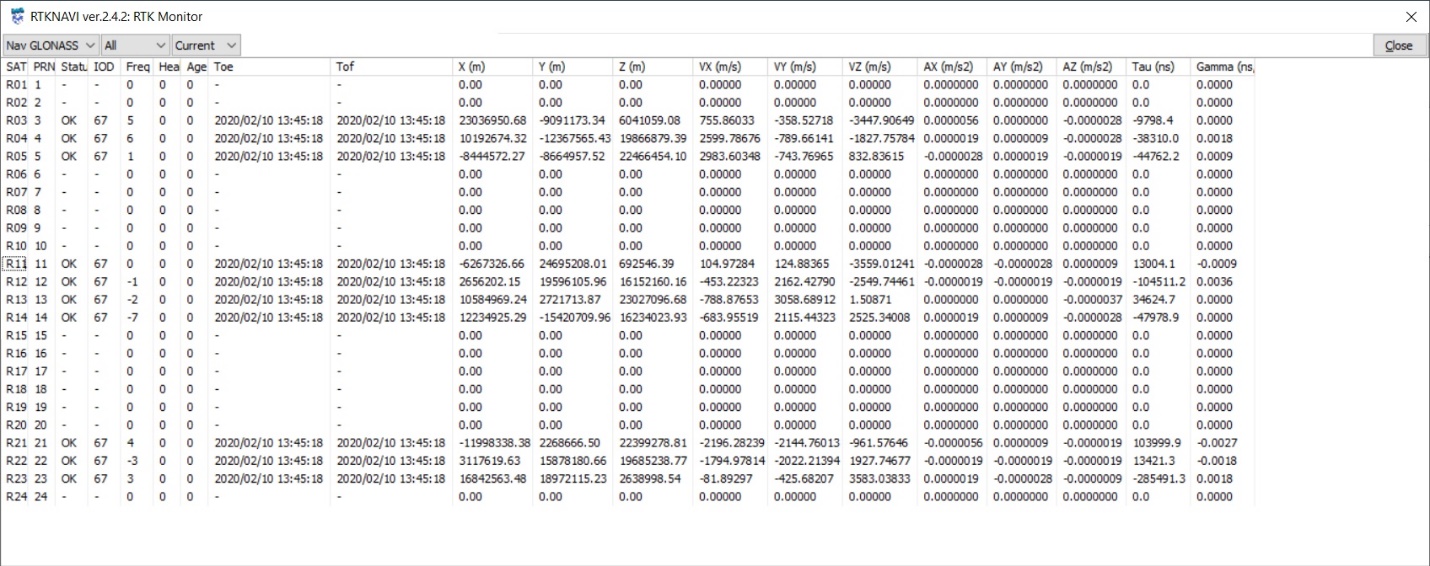


Рисунок 1 – Таблица эфемерид программы RTKNAVI

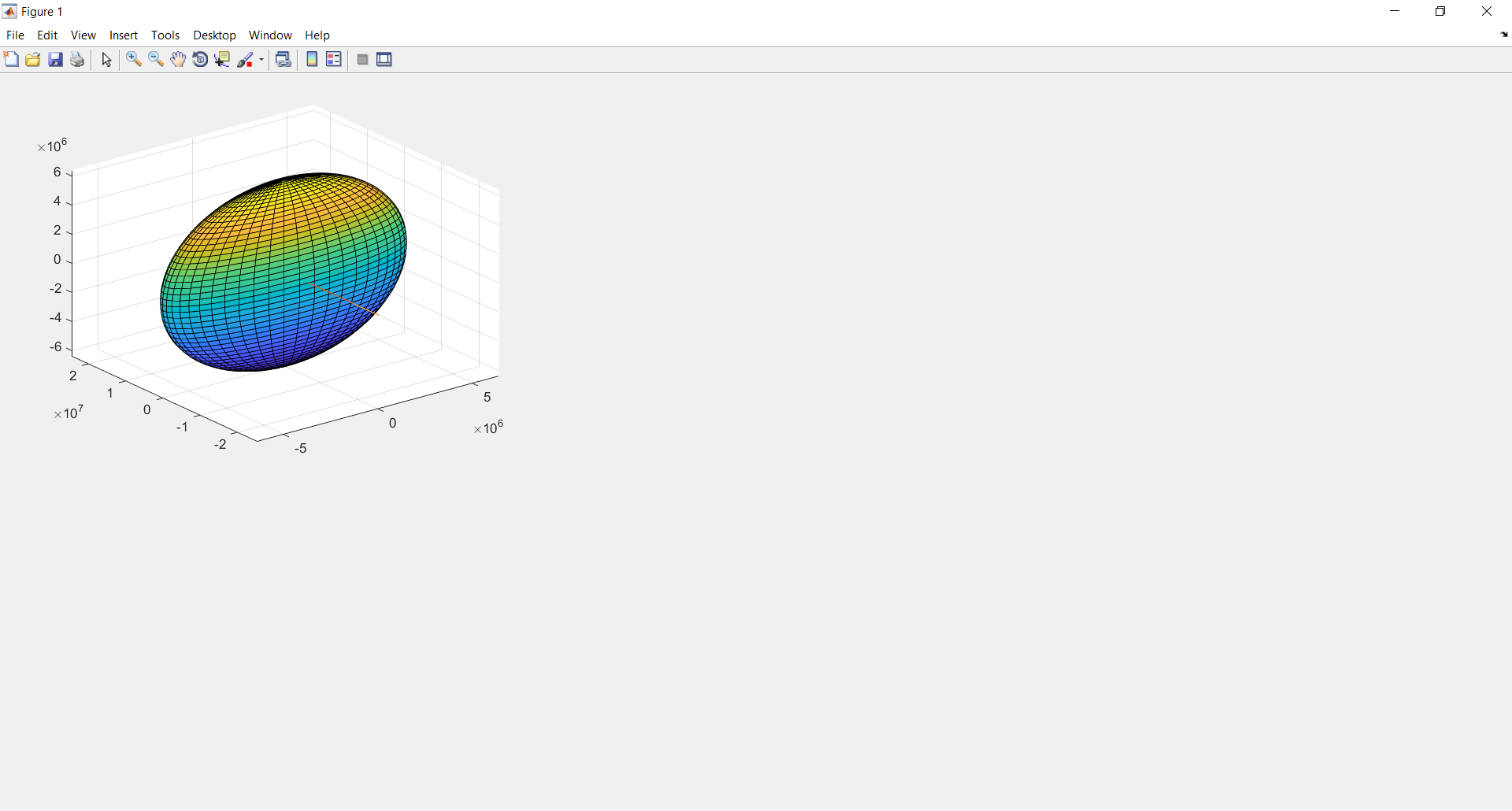


Рисунок 2 – Трехмерный график положений спутника в ECEF

Использую Trimble GNSS Planning Online (<https://www.gnssplanning.com>) для получения SkyView. На заданном интервале времени спутник был виден 2 раза. Приведу полученные результаты на рисунках 3 и 4.

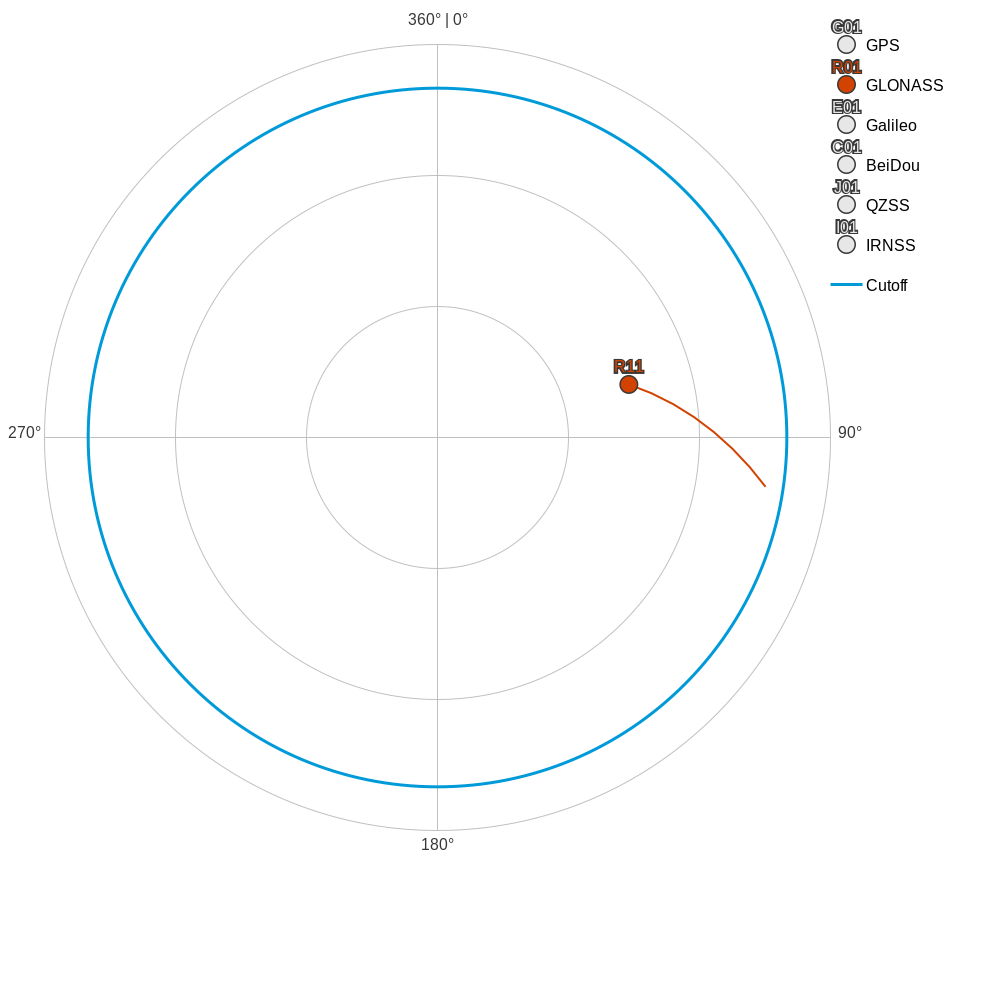


Рисунок 3 – SkyView спутника ГЛОНАСС №11: первый пролёт

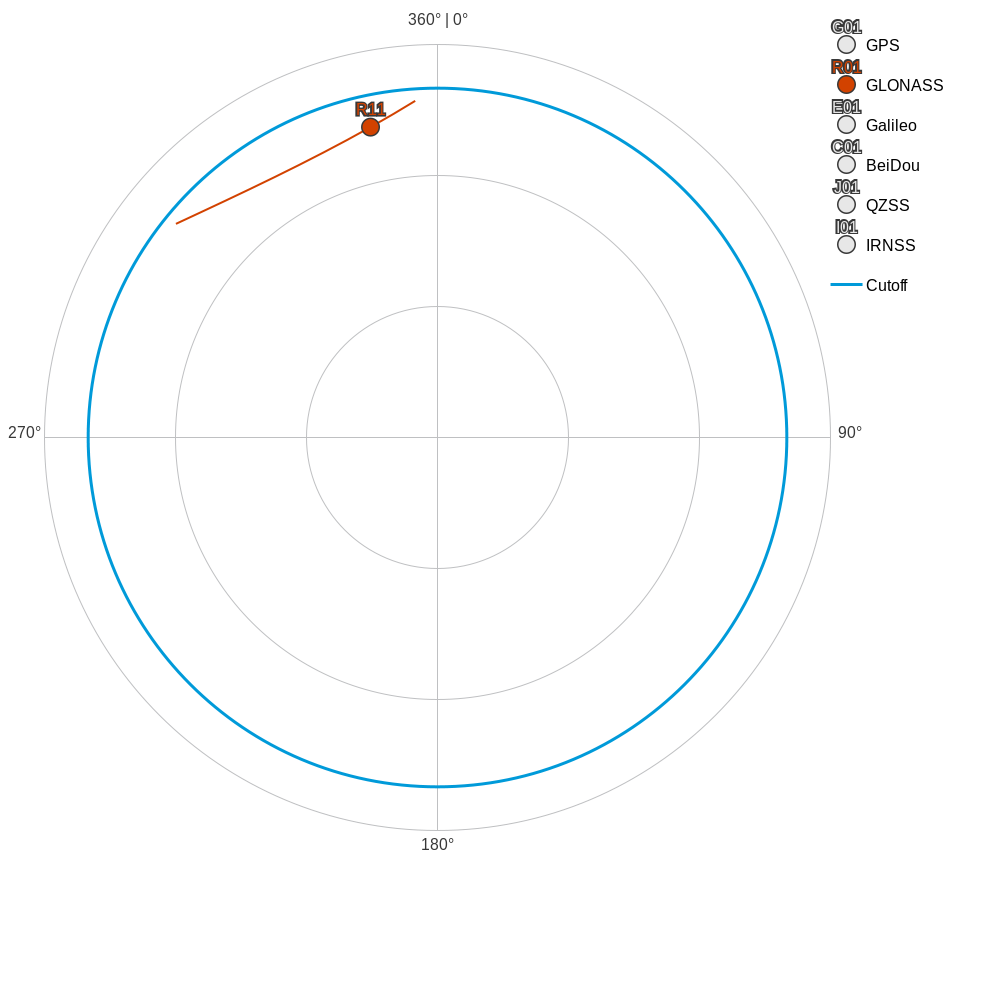


Рисунок 4 – SkyView спутника ГЛОНАСС №11: второй пролёт

ПРИЛОЖЕНИЕ А

%Данные из эфемерид спутник номер 11

xte=-6267326.66;

yte=24695208.01;

zte=692546.39;

vxte=104.97284;

vyte=124.88365;

vzte=-3559.01241;

axte=-0.0000028;

ayte=-0.0000028;

azte=0.0000009;

tay=13004.1;%ns

gamma=-0.0009;%ns

%Дано

toe=13\*60\*60+45\*60+18;% 13 45 18 сек из эфемерид

ti=12\*60\*60;%12 дня рассматриваемое время

thetaGo=(10\*60\*60+45\*60+18)-(11\*60\*60+18\*60+10);%из алгоритма расчёта the sidereal time in Greenwich at midnight GMT of a date at which the epoch is specified

omega\_e=0.7292115\*10^-4;%earth's rotation rate

thetaGe=thetaGo+omega\_e\*(toe-10800);%is the sidereal time at epoch , to which are referred the initial conditions, in Greenwich meridian,10800 сек это три часа

%Пункт 1 Coordinates transformation to an inertial reference frame

Xate=xte\*cos(thetaGe)-yte\*sin(thetaGe);

Yate=xte\*sin(thetaGe)+yte\*cos(thetaGe);

Zate=zte;

Vxate=vxte\*cos(thetaGe)-vyte\*sin(thetaGe)-omega\_e\*Yate;

Vyate=vxte\*sin(thetaGe)+vyte\*cos(thetaGe)+omega\_e\*Xate;

Vzate=vzte;

Axte=axte\*cos(thetaGe)-ayte\*sin(thetaGe);

Ayte=axte\*sin(thetaGe)+ayte\*cos(thetaGe);

Azte=azte;

%Пункт 2 Численное интегрирование дифференциальных уравнений, описывающих движение спутников.

a\_e=6378.136;% Equatorial radius of the Earth (PZ-90)

nu=398600.44;%km^3/s^2 Gravitational constant (PZ-90

C20=-1082.63\*10^-6;%Second zonal coefficient of spherical harmonic expression

%Расчётные значения

r=sqrt(Xate^2+Yate^2+Zate^2);

nu\_strih=nu/(r^2);

Xate\_strih=Xate/r;

Yate\_strih=Yate/r;

Zate\_strih=Zate/r;

RO=a\_e/r;

%Дифференциальные уравнения, описывающие движение спутников.

dxa\_dt=Vxate;

dya\_dt=Vyate;

dza\_dt=Vzate;

dVxate\_dt=-nu\_strih\*Xate\_strih+1.5\*C20\*nu\_strih\*Xate\_strih\*(RO^2)\*(1-5\*Zate\_strih^2)+Axte;

dVyate\_dt=-nu\_strih\*Yate\_strih+1.5\*C20\*nu\_strih\*Yate\_strih\*(RO^2)\*(1-5\*Zate\_strih^2)+Ayte;

dVzate\_dt=-nu\_strih\*Zate\_strih+1.5\*C20\*nu\_strih\*Zate\_strih\*(RO^2)\*(3-5\*Zate\_strih^2)+Azte;

%Метод Рунге-Кутты

t0=toe;

tn=ti;

%Начальные условия

dVxate\_dt0=Axte;

dVyate\_dt0=Ayte;

dVzate\_dt0=Azte;

dxa\_dt0=Vxate;

dya\_dt0=Vyate;

dza\_dt0=Vzate;

%Пункт 3 Coordinates transformation back to the PZ-90 reference system:

x\_new=zeros(1,43200);

%x\_new(1)=Xate;

y\_new=zeros(1,43200);

%y\_new(1)=Yate;

z\_new=zeros(1,43200);

%z\_new(1)=Zate;

h=1;

theta\_g=zeros(1,43200);

%theta\_g(1)=12\*60\*60;

for k=1:43200

theta\_g(k)=thetaGo+omega\_e\*(k-10800);

theta\_g(k+1)=theta\_g(k)+h;

end

theta\_g

x\_new=(Xate\*cos(theta\_g)+Yate\*sin(theta\_g));

y\_new=(-Xate\*sin(theta\_g)+Yate\*cos(theta\_g));

z\_new=Zate;

%Построение графиков

[X,Y,Z]=sphere(50);

surf(X\*6400000,Y\*6400000,Z\*6400000)

hold on

start\_cond=[Axte,Ayte,Azte,Vxate,Vyate,Vzate];

t\_interval=(12\*60\*60:1:24\*60\*60);

[t,res]=ode45(@(t,res) pendulum\_n(t,nu\_strih,Xate\_strih,C20,RO,Zate\_strih,Axte,Yate\_strih,Ayte,Azte,Vxate,Vyate,Vzate),t\_interval,start\_cond)

plot(t,res(:,6),t,x\_new,t,y\_new,t,z\_new)

hold off

function res= pendulum\_n(t,nu\_strih,Xate\_strih,C20,RO,Zate\_strih,Axte,Yate\_strih,Ayte,Azte,Vxate,Vyate,Vzate)

dVxate\_dt=-nu\_strih\*Xate\_strih+1.5\*C20\*nu\_strih\*Xate\_strih\*(RO^2)\*(1-5\*Zate\_strih^2)+Axte;

dVyate\_dt=-nu\_strih\*Yate\_strih+1.5\*C20\*nu\_strih\*Yate\_strih\*(RO^2)\*(1-5\*Zate\_strih^2)+Ayte;

dVzate\_dt=-nu\_strih\*Zate\_strih+1.5\*C20\*nu\_strih\*Zate\_strih\*(RO^2)\*(3-5\*Zate\_strih^2)+Azte;

dxa\_dt=Vxate;

dya\_dt=Vyate;

dza\_dt=Vzate;

res=[dxa\_dt;dya\_dt;dza\_dt;dVxate\_dt;dVyate\_dt;dVzate\_dt];

end