

НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

МОСКОВСКИЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ

КАФЕДРА РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

КУРСОВАЯ РАБОТА

по дисциплине

АППАРАТУРА ПОТРЕБИТЕЛЕЙ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ  
СИСТЕМ

ФИО студента: ХВАТОВ М.М.

Группа: ЭР-15-16

Вариант №: 26

Дата: \_\_\_\_\_

Подпись: \_\_\_\_\_

ФИО преподавателя: КОРОГОДИН И.В.

Оценка: \_\_\_\_\_

МОСКВА  
2021

## ВВЕДЕНИЕ

В данной работе мы знакомимся с рядом инструментов и техник, используемых при разработке навигационных приемников.

**Цель проекта** - получить библиотеку функций на Си++, позволяющую рассчитывать положение спутника Beidou по его эфемеридам. На первом этапе подготовим вспомогательные данные для разработки: эфемериды и оценки положения спутника от сторонних сервисов (чтобы было с чем сравниваться на след. этапах)

Требования к разрабатываемому программному модулю:

- требования назначения;
- отсутствие утечек памяти;
- малое время выполнения;
- низкий расход памяти;
- корректное выполнение при аномальных входных данных.

Для достижения цели выполняется ряд задач, соответствующих этапам проекта и контрольным мероприятиям:

- обработка данных от приемника, работа со сторонними сервисами для подготовки входных и проверочных данных для разрабатываемого модуля;
- моделирование модуля в Matlab/Python;
- реализация программного модуля на C/C++, включая юнит-тестирование в Check.

Этапы курсовой работы отличаются осваиваемыми инструментами.

## **ЭТАП 1. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СТОРОННИХ СРЕДСТВ**

### **1.1 Описание работы**

Конечная цель всего курсового проекта - получить библиотеку функций на Си++, позволяющую рассчитывать положение спутника Beidou по его эфемеридам. На первом этапе подготовим вспомогательные данные для разработки: эфемериды и оценки положения спутника от сторонних сервисов (чтобы было с чем сравниваться на след. этапах).

На крыше корпуса Е МЭИ установлена трехдиапазонная антенна Narxon HX-CSX601A. Она через 50-метровый кабель, сплиттер, bias-tee и усилитель подключена к трем навигационным приемникам: Javad Lexon LGDD, SwiftNavigation Piksi Multi, Clonicus разработки ЛНС МЭИ. Эти приемники осуществляют первичную обработку сигналов Beidou B1I, выдавая по интерфейсам соответствующие потоки данных - наблюдения псевдодальностей и эфемериды спутников.

Данные от приемника Clonicus, записанные вечером 16 февраля 2021 года, доступны в рабочем репозитории (директория logs) в нескольких форматах.

В моём варианты работы используется спутник C26.

Приведем параметры эфемерид системы в таблице 1.

Таблица 1 – Параметры эфемерид системы

Параметр	Описание
$t_{oe}$	Опорная эпоха эфемерид
$\sqrt{A}$	Корень из большой полуоси орбиты
$e$	Эксцентриситет орбиты
$\omega$	Аргумент перигея
$\Delta n$	Поправка в среднее движение
$M_0$	Средняя аномалия на опорную эпоху
$\Omega_0$	Долгота восходящего угла орбиты на опорную эпоху
$\Omega$	Скорость прямого восхождения
$i_0$	Угол наклона орбиты на опорную эпоху
$IDOT$	Скорость изменения наклона орбиты
$C_{uc}$	Амплитуда косинусной поправки к аргументу широты
$C_{us}$	Амплитуда синусной поправки к аргументу широты
$C_{rc}$	Амплитуда косинусной поправки к радиусу орбиты
$C_{rs}$	Амплитуда синусной поправки к радиусу орбиты
$C_{ic}$	Амплитуда косинусной поправки к углу наклона
$C_{is}$	Амплитуда синусной поправки к углу наклона

## 1.2 Использование входных данных и определение номера спутника

Данные спутника берутся из текстового файла, полученного из дампа бинарного потока данных от приемника в формате NVS BINR. Воспользуемся данными для конкретного варианта и сведём их в таблицу 2.

Таблица 2 – Значения эфемерид спутника С26

Параметр	Значение
Satnum	26
toe (мс)	219600000.000
Crs (рад)	7.0218750000000000e+01
Dn (рад/мс)	4.31196528136168489e-12
M0 (рад)	5.78014959386014437e-01
Cuc (рад)	3.61073762178421021e-06
e	7.86192365922033787e-04
Cus (рад)	6.01261854171752930e-06
sqrtA (м <sup>1/2</sup> )	5.28262158584594727e+03
Cic (рад)	4.28408384323120117e-08
Omega0 (рад)	1.79943690961005953e+00
Cis (рад)	-5.54136931896209717e-08
i0 (рад)	9.51213294811811605e-01
Crc (рад)	2.30484375000000000e+02
Omega (рад)	3.87711120604409931e-01
OmegaDot (рад/мс)	-7.17315593359416561e-12
iDot (рад/сек)	-1.67149819603767644e-13
Tgd (мс)	9.7500000000000000e+05
Toc (мс)	2.1960000000000000e+08
af2 (мс/мс <sup>2</sup> )	1.48307593848345250e-22
af1 (мс/мс)	5.06794606280891458e-12
af0 (мс)	3.53220045566558838e-01
URA	0
IODE	257
IODC	1
codeL2	0
L2P	0
WN	789

Сравним эти данные с данными, приведёнными с сайта из альманаха спутников Бейдоу. На рисунке 2 покажем скриншот таблицы эфемерид с сайта [glonass-iac](http://glonass-iac.ru).

PRN	ИИ	a	t	$\delta_1$	$\delta_2$	$\delta_3$	$\delta_4$	$\delta_5$	$\delta_6$	$\delta_7$	$\delta_8$	week
C26	000	0.00078773	192512	0.00874848	-6.88028659e-9	5282.5723	1.79960514	0.39429111	-3.09722181	0.0009479523	-3.63798e-12	789

Рисунок 2 – Таблицы эфемерид с сайта [glonass-iac](http://glonass-iac.ru)

Как видно, что данные предоставленные преподавателем действительно сходятся со спутником C26.

С помощью «Информационно-аналитического центра координатно-временного и навигационного обеспечения» определим номер НОРАД:

PRN	НОРАД	Тип КА	Тип системы	Дата запуска	Факт. сущ. (дней)	Примечание
C01	44231	GEO-8	BDS-2	17.05.19	657	Используется по ЦН
C13	41434	IGSO-6	BDS-2	30.03.16	1800	Используется по ЦН
C14	38775	МEO-6	BDS-2	19.09.12	3088	Используется по ЦН
C16	43539	IGSO-7	BDS-2	10.07.18	968	Используется по ЦН
C19	43001	МEO-1	BDS-3	05.11.17	1215	Используется по ЦН
C20	43002	МEO-2	BDS-3	05.11.17	1215	Используется по ЦН
C21	43208	МEO-3	BDS-3	12.02.18	1116	Используется по ЦН
C22	43207	МEO-4	BDS-3	12.02.18	1116	Используется по ЦН
C23	43581	МEO-5	BDS-3	29.07.18	949	Используется по ЦН
C24	43582	МEO-6	BDS-3	29.07.18	949	Используется по ЦН
C25	43603	МEO-11	BDS-3	25.08.18	922	Используется по ЦН
C26	43602	МEO-12	BDS-3	25.08.18	922	Используется по ЦН

Рисунок 3 - Состав и состояние системы BEIDOU с «Информационно-аналитического центра координатно-временного и навигационного обеспечения»

Теперь посмотрим номер НОРАД в Википедии:

№ *	Спутник *	PRN *	Дата (UTC) *	Ракета *	NSSDC ID *	SCN *	Орбита *	Статус *	Система *
33	Бэйдоу-3 M9	C23	29.07.2018 01:48	CZ-3B/YZ-1	2018-062A#	43581#	CCQ, ~21 500 км	действующий	Бэйдоу-3
34	Бэйдоу-3 M10	C24			2018-062B#	43582#	CCQ, ~21 500 км	действующий	
35	Бэйдоу-3 M11	C26	24.08.2018, 23:37	CZ-3B/YZ-1	2018-067A#	43602#	CCQ, ~21 500 км	действующий	
36	Бэйдоу-3 M12	C25			2018-067B#	43603#	CCQ, ~21 500 км	действующий	
37	Бэйдоу-3 M13	C32	19.09.2018, 14:07	CZ-3B/YZ-1	2018-072A#	43622#	CCQ, ~21 500 км	действующий	
38	Бэйдоу-3 M14	C33			2018-072B#	43623#	CCQ, ~21 500 км	действующий	
39	Бэйдоу-3 M15	C35	15.10.2018, 04:23	CZ-3B/YZ-1	2018-078A#	43647#	CCQ, ~21 500 км	действующий	
40	Бэйдоу-3 M16	C34			2018-078B#	43648#	CCQ, ~21 500 км	действующий	
41	Бэйдоу-3 G1Q	C59	01.11.2018, 15:57	CZ-3B/E	2018-085A#	43683#	ГСО, 144.5° в. д.	действующий	
42	Бэйдоу-3 M17	C36	18.11.2018, 17:49	CZ-3B/YZ-1	2018-093A#	43706#	CCQ, ~21 500 км	действующий	
43	Бэйдоу-3 M18	C37			2018-093B#	43707#	CCQ, ~21 500 км	действующий	
44	Бэйдоу-3 IGSO-1	C38	20.04.2019, 14:41	CZ-3B/G2	2019-023A#	44204#	Геосинхронная, накл. 55°	действующий	

Рисунок 4 - Состав и состояние системы BEIDOU с сайта “Википедия”

Номера спутника совпадают и равны 43602, название спутника - «BEIDOU-3 M11». Спутнику с PRN C26 соответствует спутник №35 - это нужно учитывать при выполнении следующих пунктов задания.

### 1.3 Определение формы орбиты и положения спутника на ней на начало рассматриваемого интервала времени по данным сервиса CelesTrak

Зайдем на сайт CelesTrak (<https://celestrak.com>) для выполнения этого пункта. Значение времени выставим 15:00, 16 февраля 2021 по UTC(0). Введем наше название спутника, сравним НОРАД и, убедившись, что он совпадает, запустим моделирование, результаты которого видим на 5-м рисунке:



Рисунок 5 – Результат моделирования на CelesTrak. Общий вид+положение спутника.

Мы устанавливаем время 15:00, потому что нам по заданию требуется построить модель на момент времени 18:00 по Московскому времени. А в программе устанавливается время по часовому поясу UTC(0).

## 1.4 Расчет графика угла места собственного спутника от времени по данным Trimble GNSS Planning Online

Заходим на сайт <https://www.gnssplanning.com> и устанавливаем координаты в соответствии с расположением антенны, т.е. координаты корпуса Е МЭИ, потому что на крыше этого здания установлена антенна. Начальное время 18:00 при часовом поясе UTC(+3) – это Московское время.

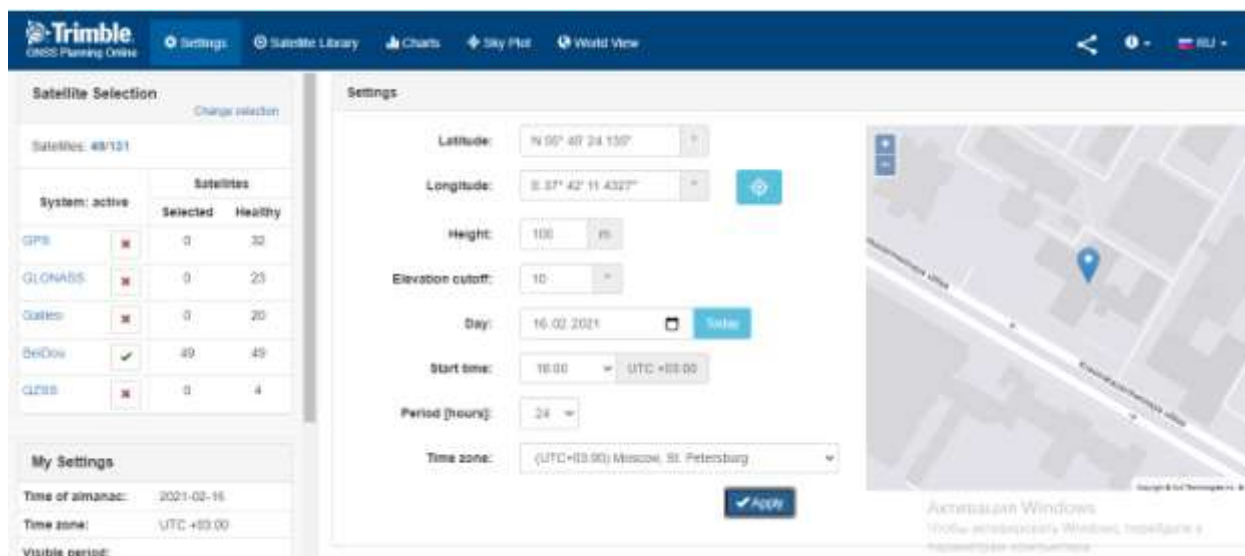


Рисунок 6 – Настройка Trimble GNSS Planning для дальнейшего моделирования.

Уберём все спутники кроме того, который дан в задании в моём варианте:

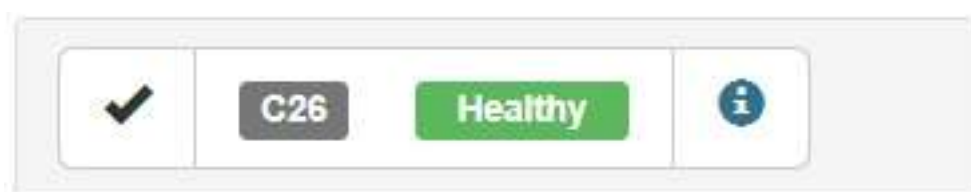


Рисунок 7 – единственный спутник, который нам нужен.

Теперь снимем график угла места для нашего спутника Beidou для времени 18:00 16 февраля 2021 года. Для этого откроем вкладку (Charts)



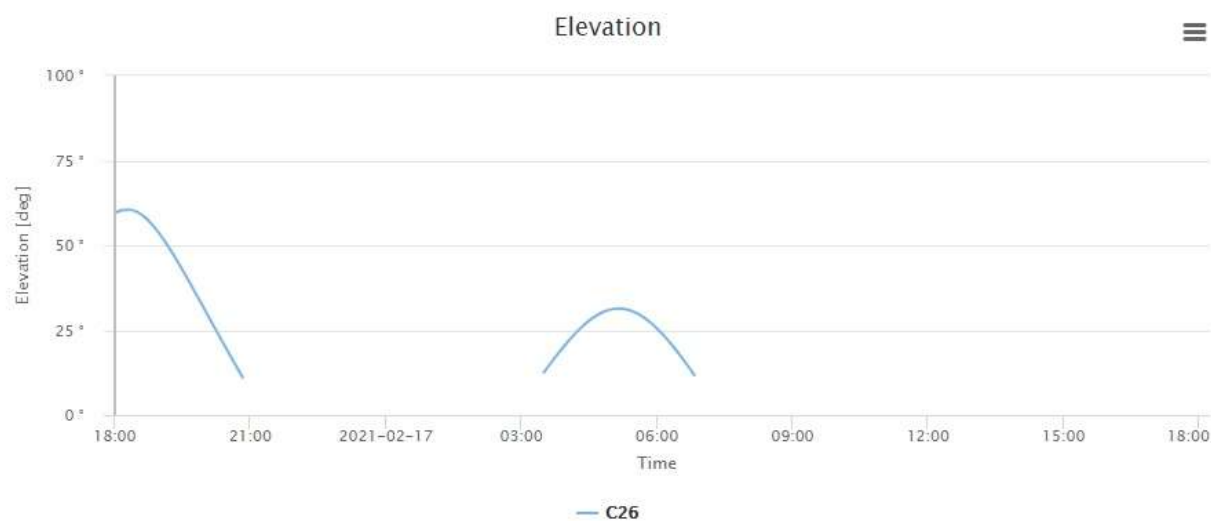


Рисунок 8 - График угла места собственного спутника от времени

В указанном интервале график видно 2 раза. Первый раз с 18:00 до 21:00. Второй раз с 03:30 до 07:00.

### 1.5 Расчет диаграммы угла места и азимута спутника (SkyView, он же SkyPlot) по данным Trimble GNSS Planning Online

Теперь, для того, чтобы получить карту небосвода, перейдём во вкладку SkyPlot, оставив все предыдущие настройки. Моделирование проводим в том же временном интервале.

- 16 февраля в 18:00 по UTC +3

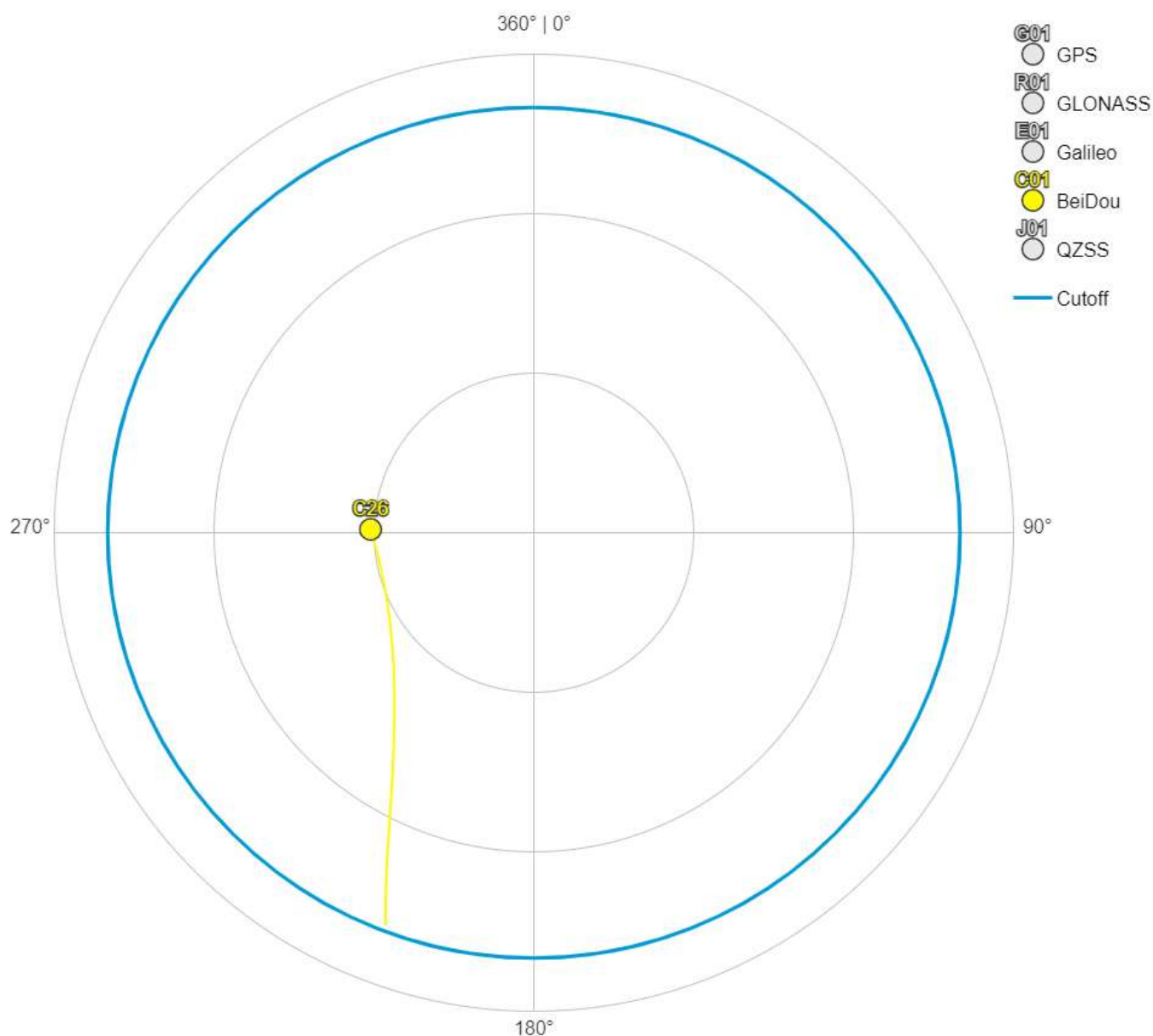


Рисунок 9 – SkyView спутника Beidou C26 16.02.21 18:00

- 17 февраля в 6:00 по UTC +3

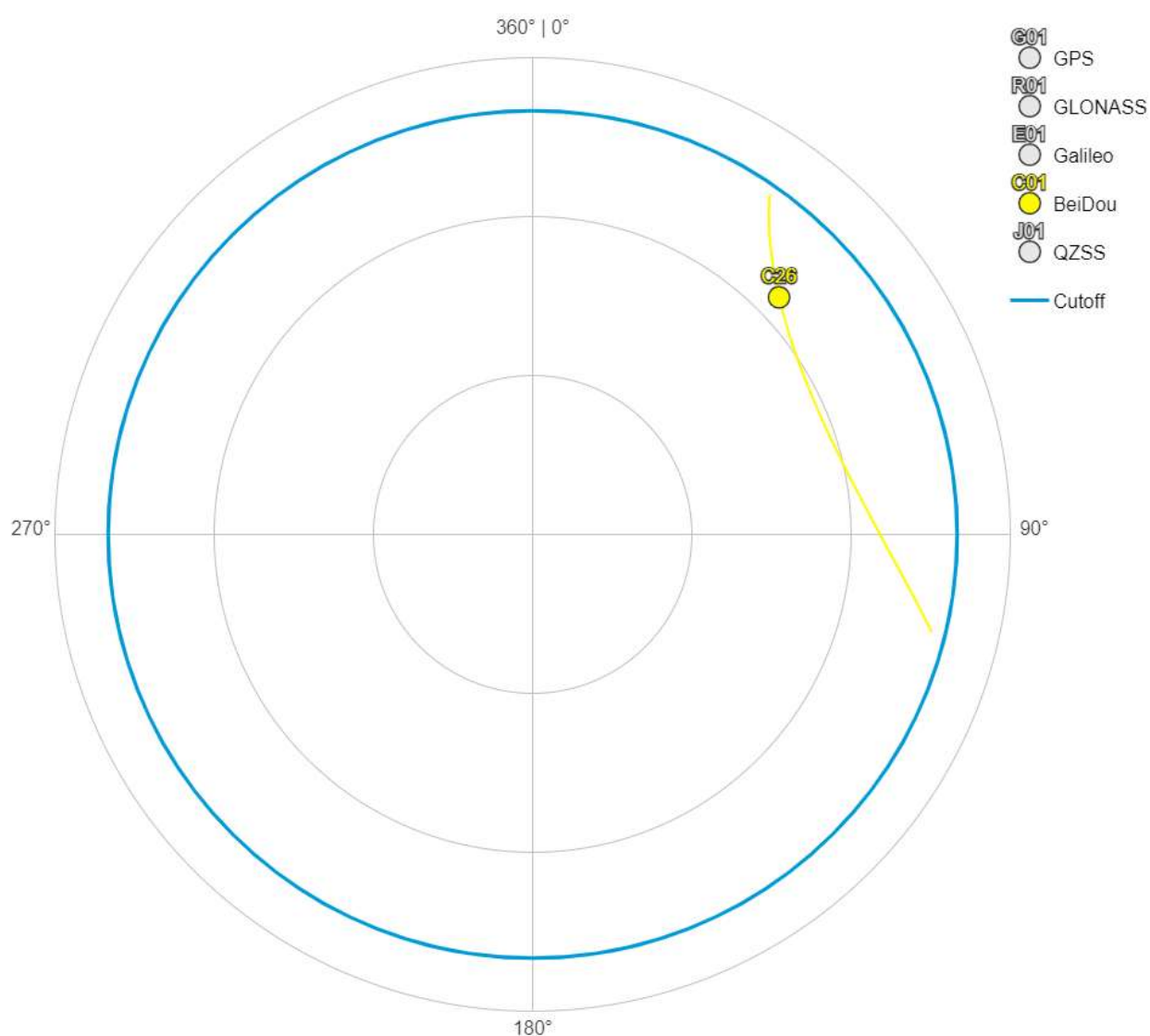


Рисунок 10 – SkyView спутника Beidou C26 17.02.21 6:00

Спутник движется снизу вверх, на следующем этапе мы будем проводить моделирование. На сайте мы моделировали с 18 часов 16 февраля до 18 часов 17 февраля, т.е. ровно сутки. На следующем этапе мы будем моделировать с 18:00 часов 16.02 по 6:00 17.02 с помощью пакета математического моделирования. Здесь траектория движения спутника прорисована полностью.

## ЭТАП 2. МОДЕЛИРОВАНИЕ

На данном этапе требуется реализовать функцию расчета положения спутника Beidou 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 Beidou 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 18:00 МСК 16 февраля до 06:00 МСК 17 февраля 2021 года. Допускается использовать одни и те же эфемериды на весь рассматриваемый интервал. Для выполнения данного этапа я использовал пакет математического моделирования Matlab, а само моделирование проводил с помощью алгоритма с сайта Navipedia.

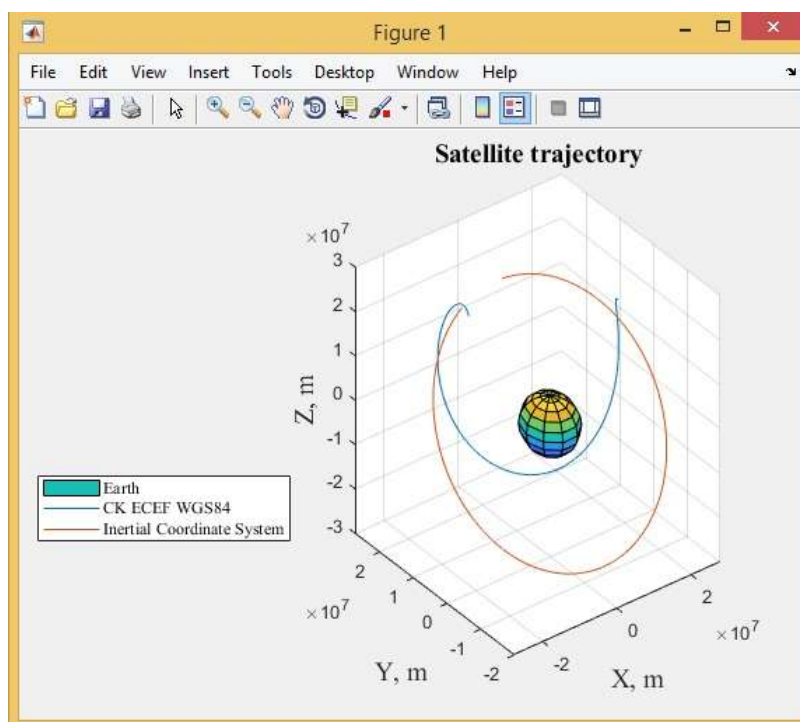


Рисунок 12 — Траектория движения спутника Beidou PRN №26 в системе координат WGS-84 (синяя линия) и инерциальной системе координат (красная линия).

На рисунке 12 помимо траектории спутника так же изображена модель Земли с нанесенной на нее координатой антенны на крыше корпуса Е НИУ «МЭИ».

Переход из системы ECEF в систему ECI был осуществлен также согласно алгоритму из ИКД. По полученному графику видно, что за установленный интервал времени спутник не успевает полностью пройти всю свою траекторию.

Помимо траектории спутников в трехмерном виде получим эту траекторию в полярной системе координат и сравним ее с результатом из Trimble GNSS Planning Online, изображенным на рисунках 9 и 10.

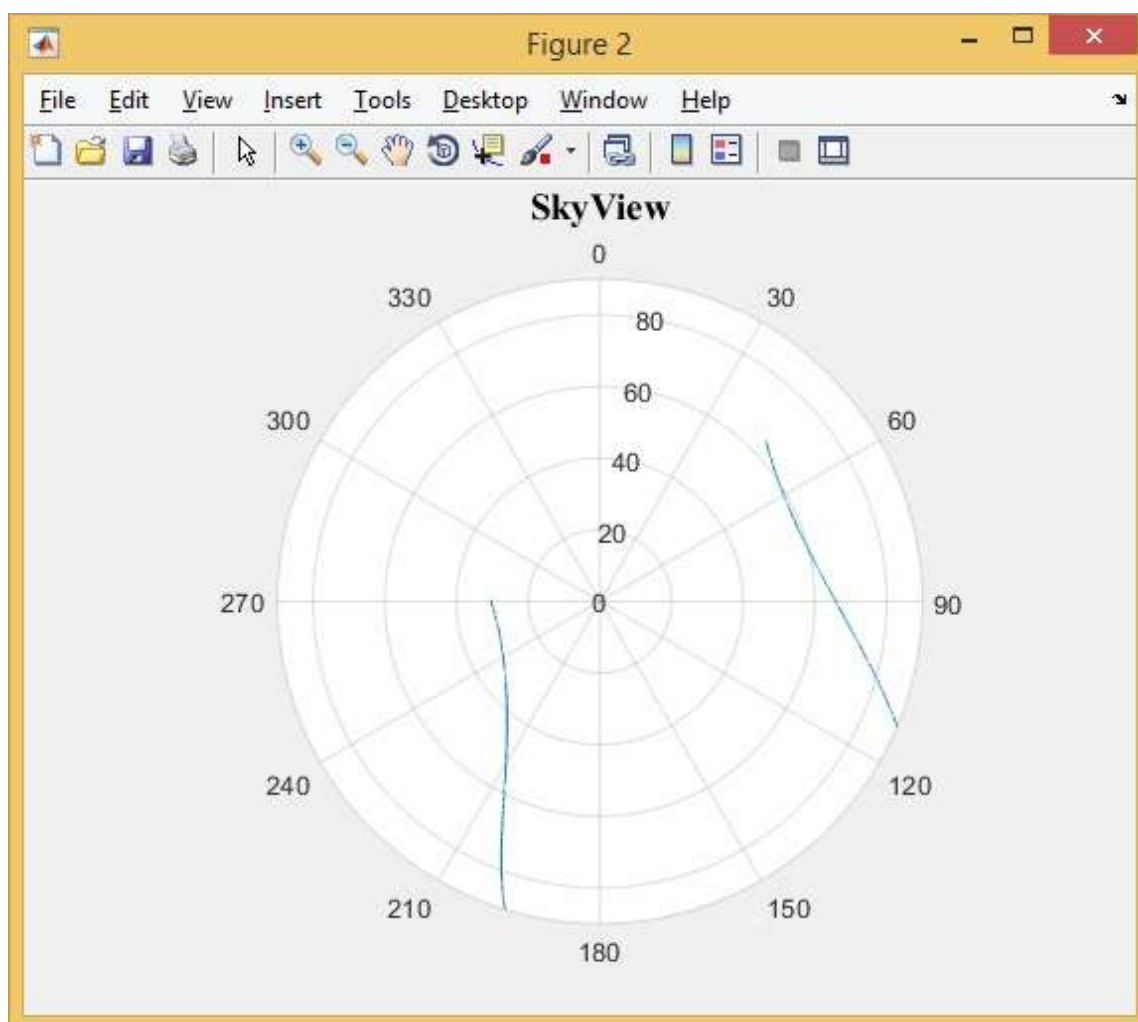


Рисунок 13 - SkyView спутника Beidou, полученный в результате моделирования.

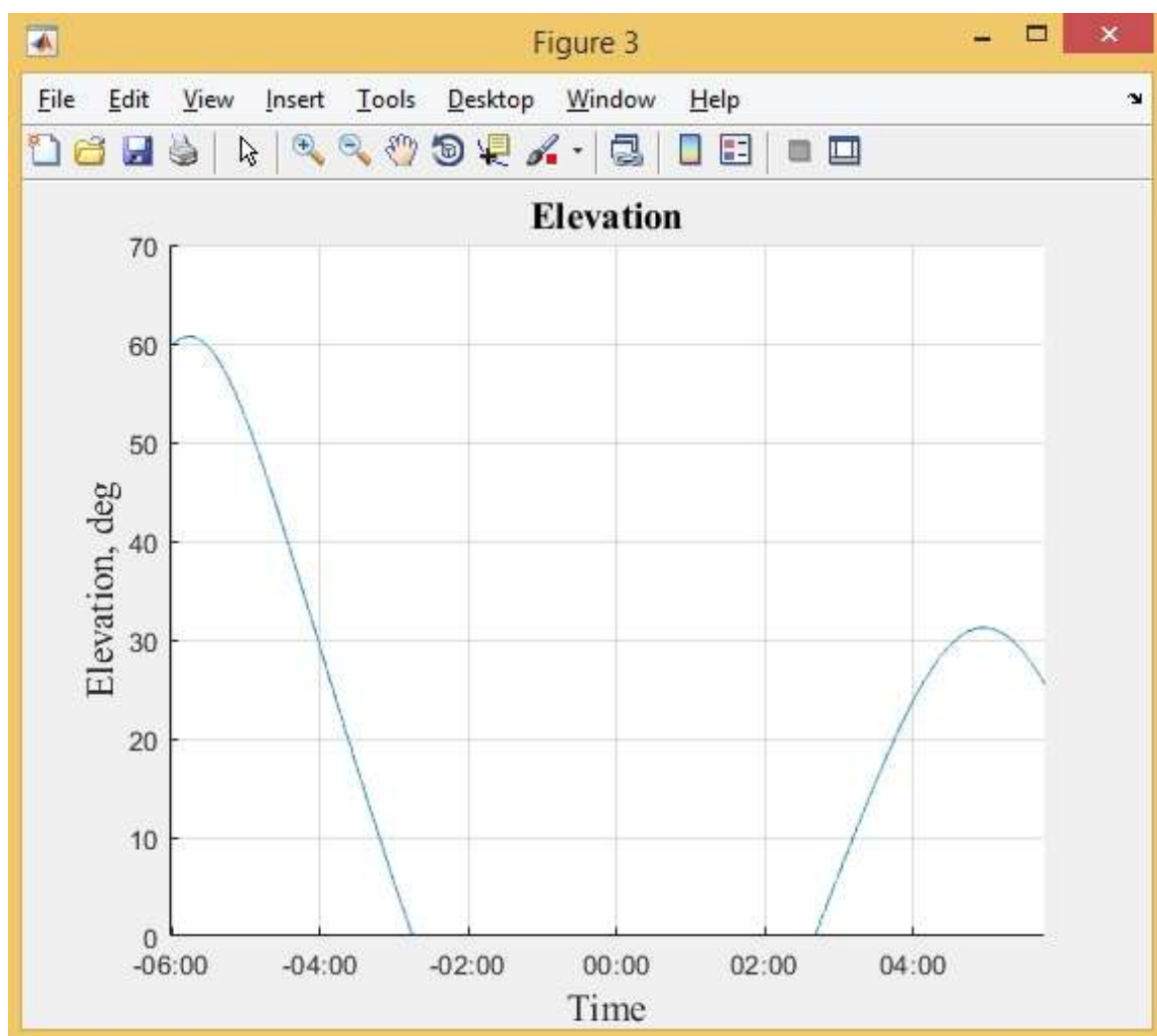


Рисунок 14 – График угла места спутника Beidou PRN №26

При сравнении рисунков, полученных на 2 этапе, с рисунками, полученными на 1 этапе, видно, что они практически совпадают. Однако, имеется погрешность, связанная с тем, что мы используем одни и те же параметры эфемерид на всём промежутке времени.

Код программы в Приложении.

## ПРИЛОЖЕНИЕ

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

%% Эфемериды
SatNum = 26;
toe = 219600000.000 * 10^-3;
Crs = 7.021875000000000000e+01;
Dn = 4.31196528136168489e-12;
M0 = 5.78014959386014437e-01;
Cuc = 3.61073762178421021e-06;
e = 7.86192365922033787e-04;
Cus = 6.01261854171752930e-06;
sqrtA = 5.28262158584594727e+03;
Cic = 4.28408384323120117e-08;
Omega0 = 1.79943690961005953e+00;
Cis = -5.54136931896209717e-08;
i0 = 9.51213294811811605e-01;
Crc = 2.304843750000000000e+02;
omega = 3.87711120604409931e-01;
OmegaDot = -7.17315593359416561e-12;
iDot = -1.67149819603767644e-13;
Tgd = 9.750000000000000000e+05;
toc = 2.196000000000000000e+08;
af2 = 1.48307593848345250e-22;
af1 = 5.06794606280891458e-12;
af0 = 3.53220045566558838e-01;
URA = 0;
IODE = 257;
IODC = 1;
codeL2 = 0;
L2P = 0;
WN = 789;

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

%% Временной промежуток
begin_time = (24*2+18-3)*60*60; % время начала 8:00 по МСК 16 февраля
end_time = (24*3+6-3)*60*60; % время окончания 6:00 по МСК 17 февраля

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

%% Большая полуось
A = sqrtA^2;

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

for k = 1:length(t_arr)
    % Vremya
    t(k) = t_arr(k)-toe;
```

```

if t(k) > 302400
    t(k) = t(k)-604800;
end
if 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-6;

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) = atan2(sqrt(1-e^2)*sin(E(k)), cos(E(k))-e);

% 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

%% Из HKA в WGS84
ppb = 1e-9;
mas = 1e-3/206264.8; % [radian]

MATRIX_WGS_84 = [-3*ppb -353*mas -4*mas;
    353*mas -3*ppb 19*mas;

```



```

4*mas -19*mas -3*ppb];

crd_WGS_84 = [X0; Y0; Z0];

for i = 1:length(crd_WGS_84(1,:))
    crd_WGS_84(:,i) = crd_WGS_84(:,i) + MATRIX_WGS_84 * crd_WGS_84(:,i) +
[0.07; -0; -0.77];
end

crd_WGS_84 = crd_WGS_84.'; % perekhod k vektoru-stroke

%% postroenie grafikov
R_Earth = 6371e3;
[XE,YE,ZE] = sphere(10);

figure
surf(XE*R_Earth,YE*R_Earth,ZE*R_Earth)
hold on
grid on
plot3(crd_WGS_84(:,1), crd_WGS_84(:,2), crd_WGS_84(:,3))
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
lgd = legend('Earth','CK ECEF WGS84','Inertial Coordinate System');
lgd.FontName = 'Times New Roman';

%% Перевод координат корпуса Е в систему WGS84
% Широта(сначала идут значения - затем перевод)
N_gr = 55;
N_min = 45;
N_sec = 23.8178;
N = N_gr*pi/180+N_min/3437.747+N_sec/206264.8;

% Долгота(сначала идут значения - затем перевод)
E_gr = 37;
E_min = 42;
E_sec = 12.2608;
E = E_gr*pi/180+E_min/3437.747+E_sec/206264.8;

H = 500; % Приблизительное значение высоты расположения антенны на корпусе
E(высота над уровнем моря + высота корпуса Е)

llh = [N E H];
crd_PRM = llh2xyz(llh)';

%% Построение SkyPlot
for i = 1:length(crd_WGS_84(:,1))

    [X(i) Y(i) Z(i)] =
ecef2enu(crd_WGS_84(i,1),crd_WGS_84(i,2),crd_WGS_84(i,3),N,E,H,wgs84Ellipsoid
,'radians');
    if Z(i) > 0
        r(i) = sqrt(X(i)^2 + Y(i)^2 + Z(i)^2);
        teta(i) = acos(Z(i)/r(i));
        if X(i) > 0

```

```

        phi(i) = -atan(Y(i)/X(i))+pi/2;
    elseif (X(i)<0)&&(Y(i)>0)
        phi(i) = -atan(Y(i)/X(i))+3*pi/2;
    elseif (X(i)<0)&&(Y(i)<0)
        phi(i) = -atan(Y(i)/X(i))-pi/2;
    end
else teta(i) = NaN;
    r(i) = NaN;
    phi(i) = NaN;
end
end

%% skyplot
figure
ax = polaraxes;
polarplot(ax,phi,teta*180/pi)
ax.ThetaDir = 'clockwise';
ax.ThetaZeroLocation = 'top';
title('SkyView', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14)

%% Построение графика угла места
th = hours(t_arr/3660 - 68); % перевод временной оси в формат hh:mm
figure
grid on
hold on
plot(th, (-teta)*180/pi+90, 'DurationTickFormat', 'hh:mm') % временная ось
xlim([th(1) th(end)])
title('Elevation', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14) %
отображение названия графика
xlabel('Time', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14) % отображение
названия горизонтальной оси
ylabel('Elevation, deg', 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize',14) %
отображение названия вертикальной оси

%% функция преобразования координат

function xyz = llh2xyz(llh)
phi = llh(1); % llh(1) = широта в радианах
lambda = llh(2); % llh(2) = долгота в радианах
h = llh(3); % llh(3) = высота над уровнем моря в метрах
a = 6378137.0000; % полуось земли в метрах
b = 6356752.3142; % полуось земли в метрах
e = sqrt(1-(b/a).^2);
sinphi = sin(phi);
cosphi = cos(phi);
coslam = cos(lambda);
sinlam = sin(lambda);
tan2phi = (tan(phi))^2;
tmp = 1-e*e;
tmpden = sqrt(1+tmp*tan2phi);
x = (a*coslam)/tmpden+h*coslam*cosphi;

y = (a*sinlam)/tmpden+h*sinlam*cosphi;

tmp2 = sqrt(1-e*e*sinphi*sinphi);
z = (a*tmp*sinphi)/tmp2+h*sinphi;

xyz(1) = x; % xyz(1) = ECEF x-координата в метрах
xyz(2) = y; % xyz(2) = ECEF y-координата в метрах
xyz(3) = z; % xyz(3) = ECEF z-координата в метрах
end

```

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Электронный ресурс: [www.glonass-iac.ru](http://www.glonass-iac.ru) - информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения.
2. Сайт: <https://www.celestrak.com> - определение формы орбиты и положения спутника на ней.
3. Интернет-сервис: <https://www.gnssplanningonline.com> – программа, моделирующая положение спутников и их характеристики над заданной точкой земной поверхности.