**Национальный исследовательский университет**

**«МЭИ»**

**Институт радиотехники и электроники**

**Кафедра радиотехнических систем**

**Аппаратура потребителей спутниковых навигационных систем**

Курсовой проект

ФИО студента: Потрикеева А.А.

Группа: ЭР-15-15

Вариант №: 13

Дата:\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Подпись: \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

ФИО преподавателя: Корогодин И.В.

Оценка: \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

**Москва, 2020 г.**

Содержание

[Содержание 2](#_Toc36750514)

[Введение 3](#_Toc36750515)

[1   Этап 1. Использование сторонних средств 3](#_Toc36750516)

[1.1   Использование программы RTKNAVI из пакета RTKLIB 4](#_Toc36750517)

[1.2   Использование программы RTKCONV из пакета RTKLIB 8](#_Toc36750518)

[1.3   Использование ресурса Trimble GNSS Planning Online 10](#_Toc36750519)

[Заключение к этапу 1 15](#_Toc36750520)

[2   Этап 2. Расчета положения спутника ГЛОНАСС по эфемеридным данным 15](#_Toc36750521)

Введение

Техническая цель - добавление в программное обеспечение приемника функции расчета положения спутника ГЛОНАСС на заданное время по данным его эфемерид.

Для достижения цели выполняется ряд задач:

* обработка данных от приемника ГНСС в RTKLIB для проверки входных данных и формирования проверочных значений;
* обработка данных и моделирование в Matlab/Python для эскизного проектирования модуля;
* реализация программного модуля на С/С++, включая юнит-тестирование в Check.

Требования:

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

Среда взаимодействия:

* Взаимодействие осуществляется через github .

Курсовой проект разбит на три этапа, отличающиеся осваиваемыми инструментами.

Конечная цель проекта - получить библиотечные функции на Си++, позволяющие рассчитывать положение спутника ГЛОНАСС по эфемеридам.

# Этап 1. Использование сторонних средств

На крыше корпуса Е МЭИ установлена трехдиапазонная антенна [Harxon HX-CSX601A](https://en.harxon.com/u_file/product/18_08_08/Harxon%20HX-CSX601A%20Brochure.pdf). Она через 50-метровый кабель, [сплиттер, bias-tee и усилитель](https://www.srns.ru/wiki/Blog:Mikhaylova/25.06.2018_%D0%90%D0%BD%D1%82%D0%B5%D0%BD%D0%BD%D1%8B%D0%B9_%D0%BF%D0%BE%D1%81%D1%82_%D0%BD%D0%B0_8_%D0%BF%D1%80%D0%B8%D0%B5%D0%BC%D0%BD%D0%B8%D0%BA%D0%BE%D0%B2) подключена к трем навигационным приемникам:

* Javad Lexon LGDD,
* SwiftNavigation Piksi Multi,
* Clonicus разработки ЛНС МЭИ.

Приемники осуществляют первичную обработку сигналов, выдавая по интерфейсам соответствующие потоки данных - наблюдения псевдодальностей и эфемериды спутников. В этом году вы будете обрабатывать данные от приемника Clonicus, представленные в бинарном виде в формате NVS BINR.

На этом этапе мы получаем входные данные для этой функции - сами эфемериды.

Для этого воспользуемся пакетом [RTKLIB](https://github.com/Korogodin/RTKLIB_bin), в состав которого входит парсер формата NVS BINR и удобные средства отображения данных.

RTKLIB - это программный пакет с открытым исходным кодом для стандартного и точного позиционирования с ГНСС. RTKLIB состоит из переносимой библиотеки программ и нескольких точек доступа (приложение программы) с использованием библиотеки. Особенности RTKLIB:

* Он поддерживает стандартные и точные алгоритмы позиционирования с GPS, ГЛОНАСС, Galileo, QZSS, BeiDou и SBAS;
* Он поддерживает различные режимы позиционирования с GNSS как в режиме реального времени, так и в режиме пост-обработки.
* Он поддерживает множество стандартных форматов и протоколов для GNSS (RINEX /OBS / NAV / GNAV / HNAV / LNAV / QNAV и т.д.).

Скачиваем [RTKLIB](https://github.com/Korogodin/RTKLIB_bin) с официального сайта <http://www.rtklib.com>.

## Использование программы RTKNAVI из пакета RTKLIB

Используем программу RTKNAVI для того, чтобы вывести таблицу эфемерид. Для этого либо выбираем в save\_dir\rtklib\_2.4.2\bin rtklaunch.exe, после чего видим окно показанное на рисунке 1 и выбираем в нем RTKNAVI, или в той же директории сразу выбираем rtknavi.exe и сразу видим основное окно RTKAVI (рис. 2).

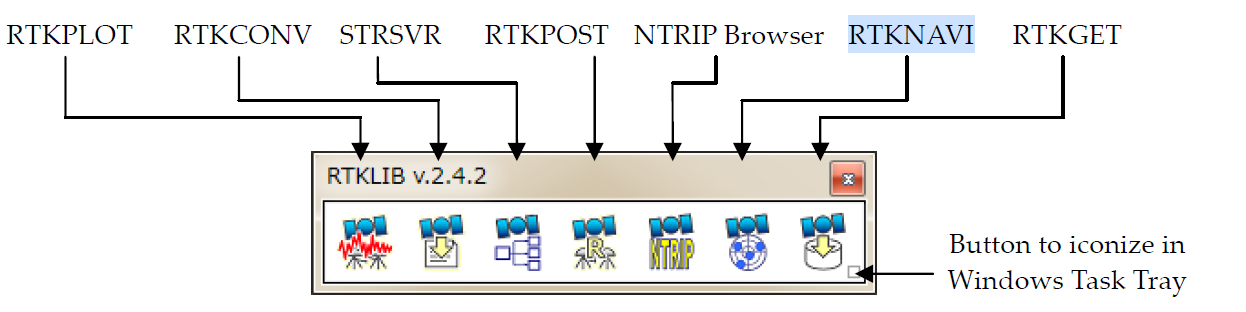


Рисунок 1 – Окно выбора программ из пакета RTKLIB

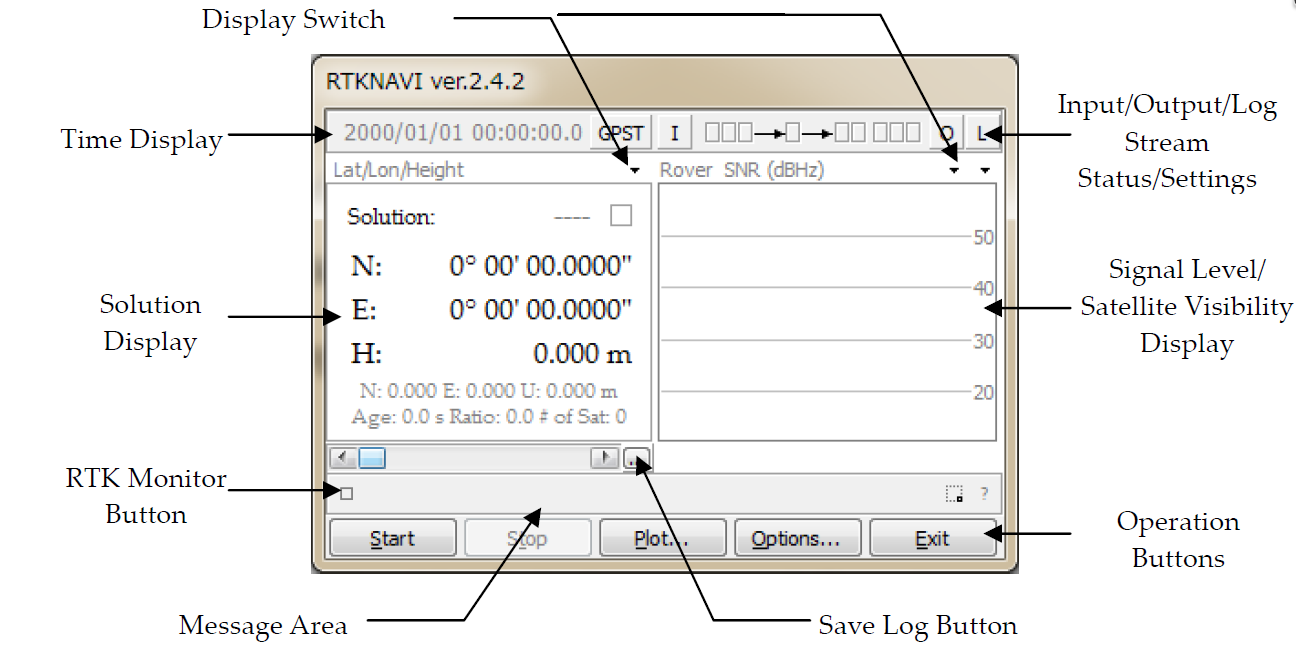


Рисунок 2 – Основное окно программы RTKNAVI

Программа RTKNAVI позволяет вывести таблицу текущих и предыдущих эфемерид. Для этого открываем вкладку RTK Monitor (рис. 3) и выбираем во всплывающем окне Nav GLONASS. Однако если сразу попытаться это сделать, то все параметры для спутников будут нулевыми (рис. 4). Это обуславливается тем, что мы не задали файл с сырыми измерениями.

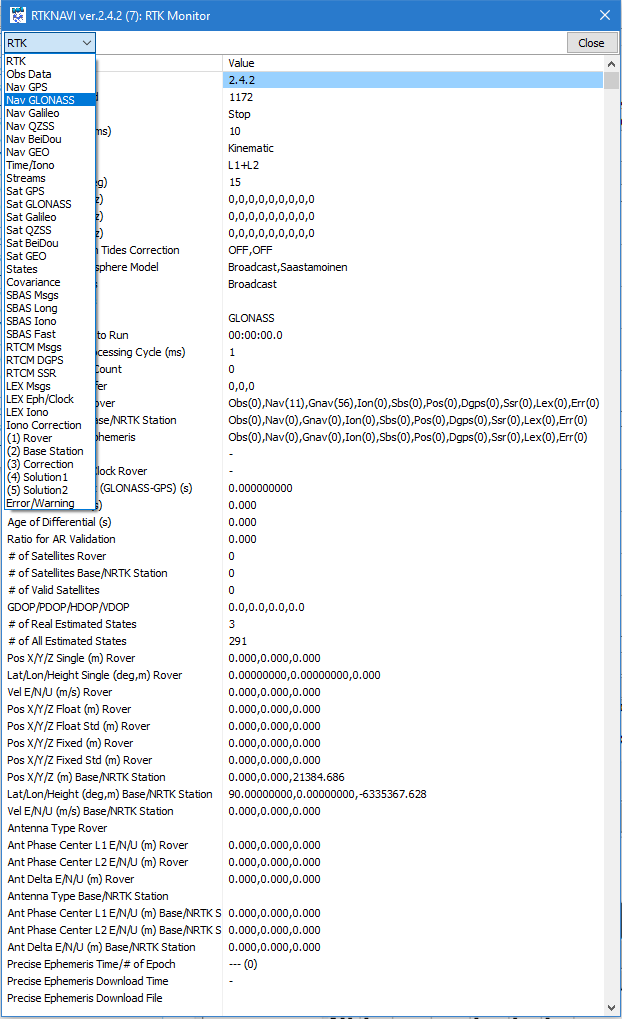


Рисунок 3 – Вкладка RTK Monitor

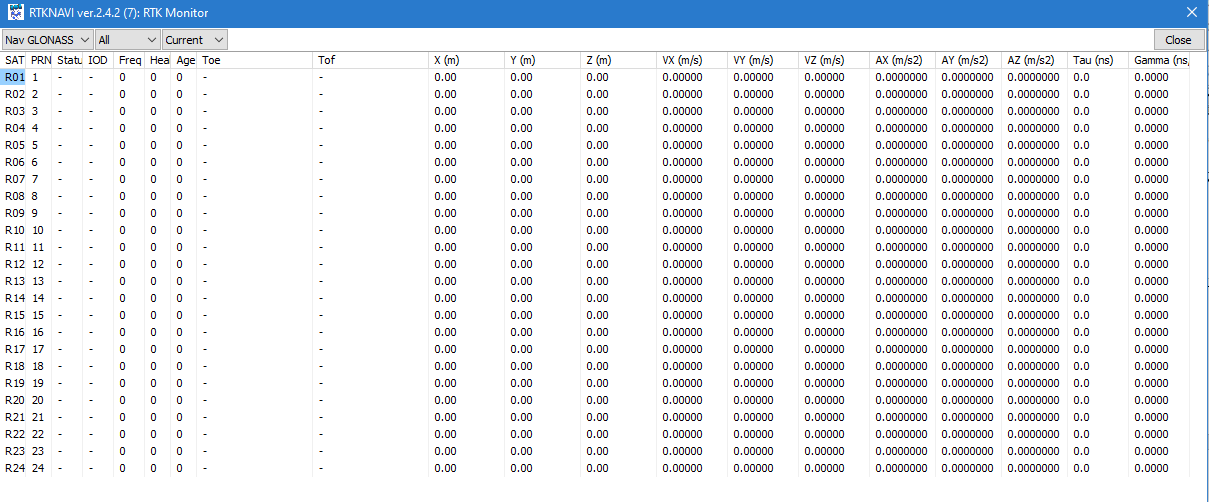


Рисунок 4 – Текущие эфемериды, файл сырых измерений отсутствует

Для того, что бы задать файл сырых измерений перейдем во вкладку Input Stream (рис. 5), выбираем тип входного файла и указываем к нему путь. После чего вновь вызываем RTK Monitor и видим текущие эфемериды для группировки ГЛОНАСС (рис. 6).

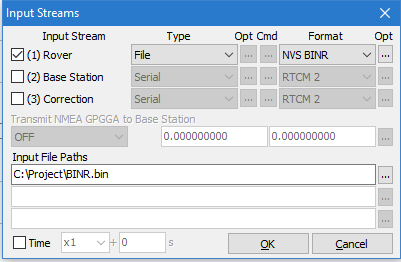


Рисунок 5 – Вкладка Input Stream

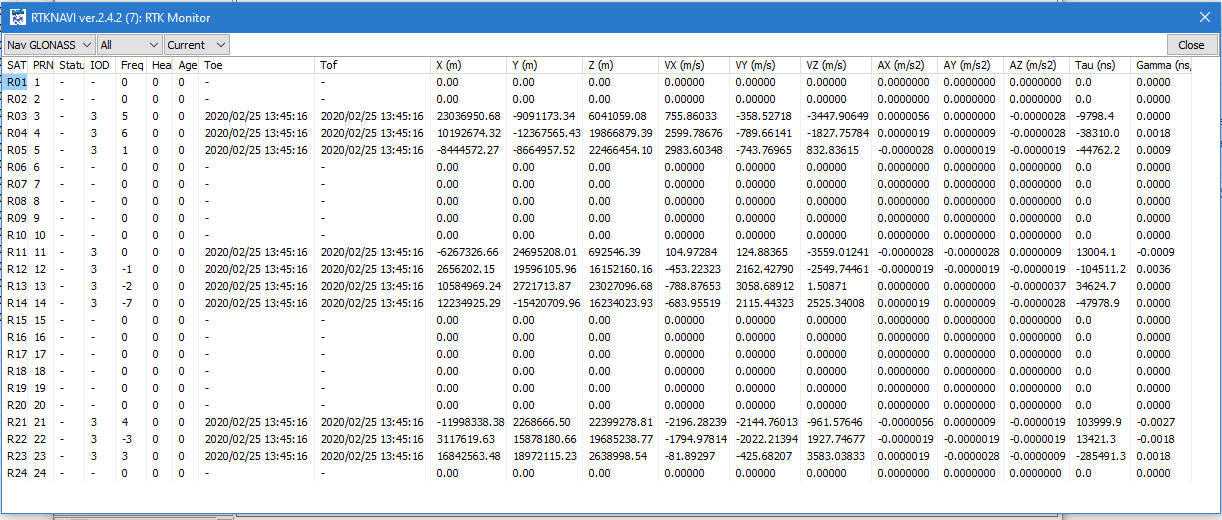


Рисунок 6 – Текущие эфемериды

## Использование программы RTKCONV из пакета RTKLIB

Программа RTKCONV позволяет конвертировать бинарный файл в текстовый формат RINEX, в частности получить текстовый gnav-файл с эфемеридами ГЛОНАСС.

Для вызова программы выбираем в save\_dir\rtklib\_2.4.2\bin rtklaunch.exe, после чего видим окно показанное на рисунке 1 и выбираем в нем RTKCONV, или в той же директории сразу выбираем rtkconv.exe и сразу видим основное окно RTKCONV (рис. 7).

При желании можно установить время начала или окончания, проверив и установив «Time Start (GPST)» или «Time End (GPST)» (поле вверху в главном окне). Если навести на вопросительный знак, то можно подробней узнать о конкретном времени и конкретной временной шкале (рис. 8).

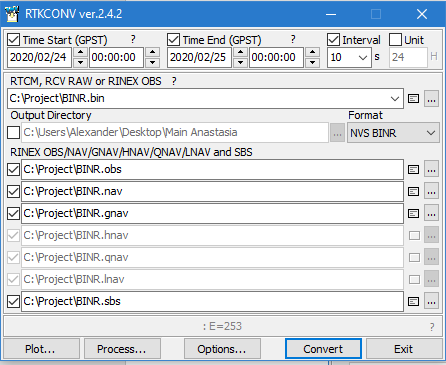


Рисунок 7 – Основное окно RTKCONV

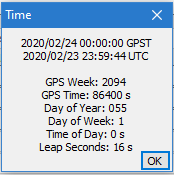


Рисунок 8 – Дополнительная информация о времени в программе RTKCONV

Для конвертирования исходного файла, необходимо указать к нему путь, его формат и, по желанию, установить дополнительные настройки во вкладке Options (рис. 10). После завершения настройки необходимо нажать кнопку Convert. После завершения конвертирования откроем файл с расширением .gnav, рисунок 9.

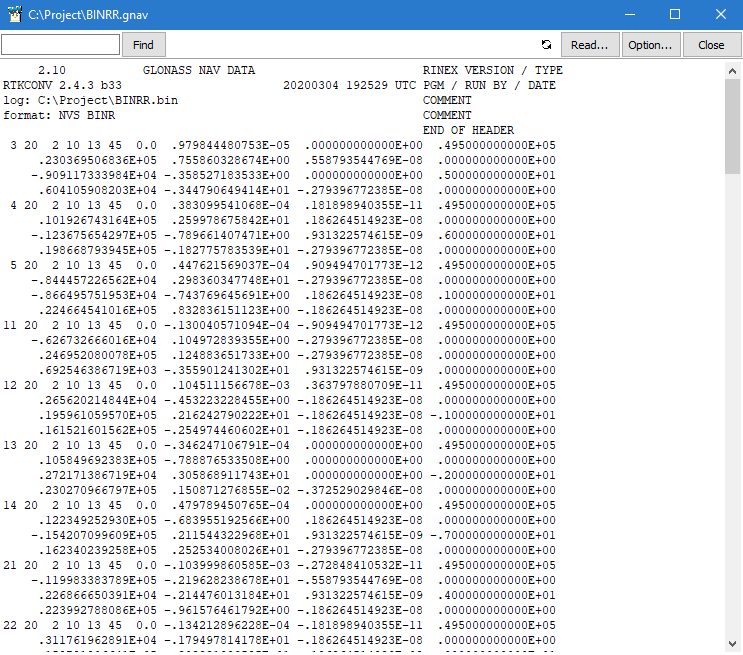


Рисунок 9 – Текстовый файл с эфемеридами ГЛОНАСС

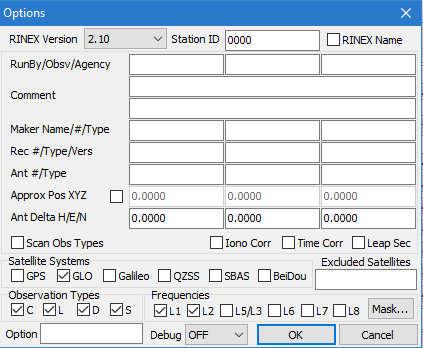
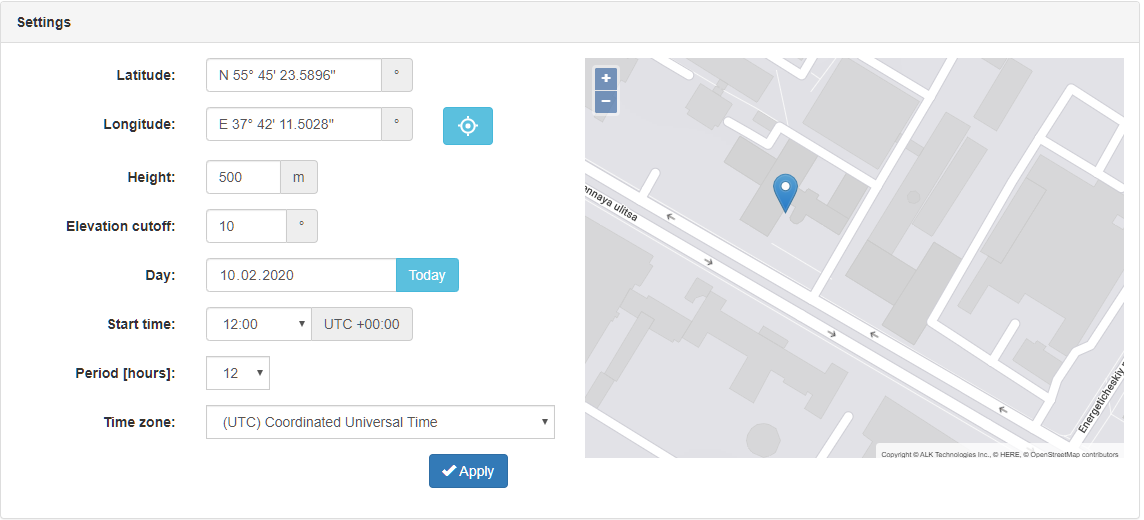


Рисунок 10 – Вкладка Options программы RTKCONV

## Использование ресурса Trimble GNSS Planning Online

Trimble GNSS Planning Online это онлайн программа предназначенная для определения основных характеристик спутникового GNSS покрытия. Пользователю нужно ввести координаты места (вручную или графически), маску угла возвышения, дату и промежуток времени, а также указать интересующие созвездия (GPS, ГЛОНАСС, Galileo, BeiDou и QZSS) или спутники. Устанавливаем необходимые параметры (рис. 11), нажимаем Apply и видим что настройки приняты (рис. 12).

Рисунок 11 –Страница Settings онлайн сервиса Trimble GNSS Planning Online

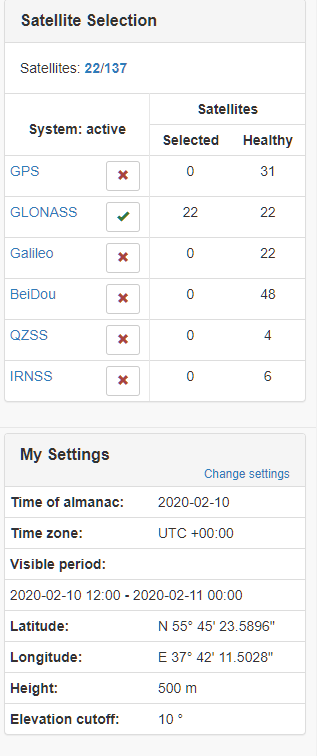


Рисунок 12 – Установленные настройки

Далее переходим на страницу Satellite Library и выбираем спутник указанный для своего варианта (13 КА системы ГЛОНАСС), рисунок 13.

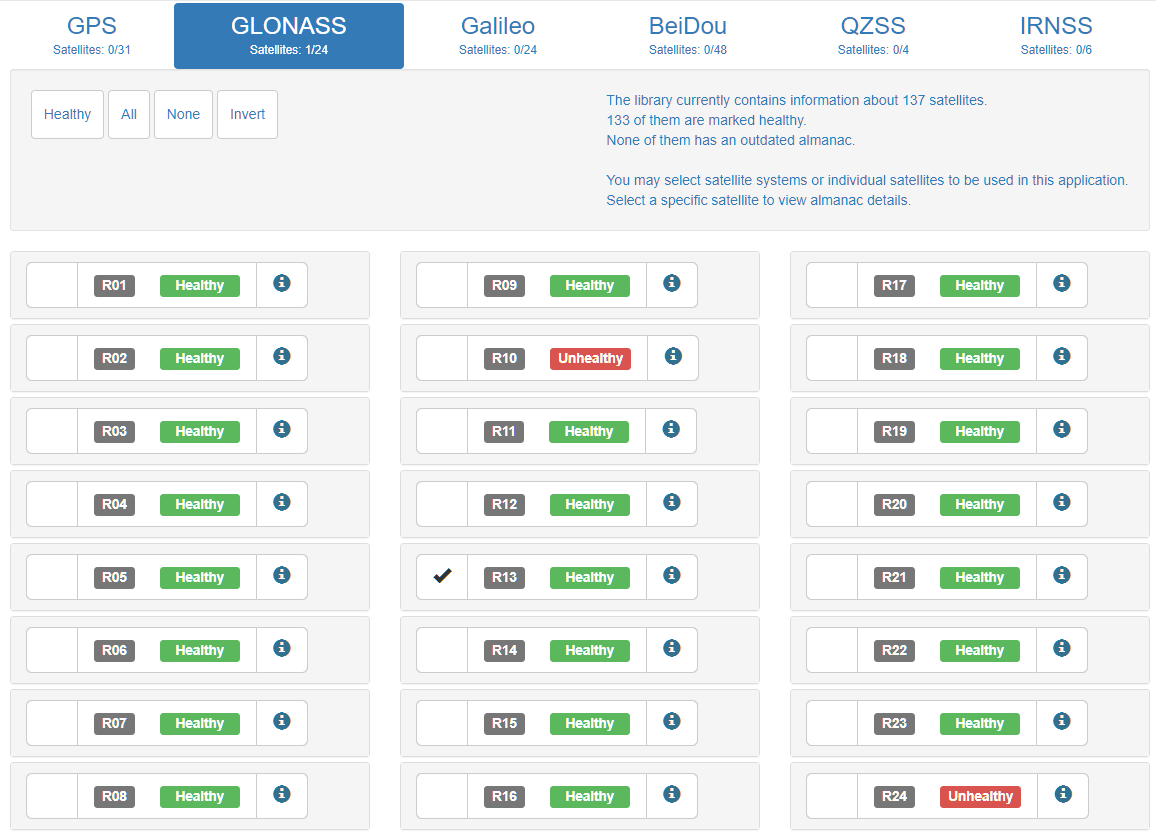


Рисунок 13 – Выбор исследуемого космического аппарата системы ГЛОНАСС

Переходим во вкладку Charts и снимаем график угла места, рисунок  14.

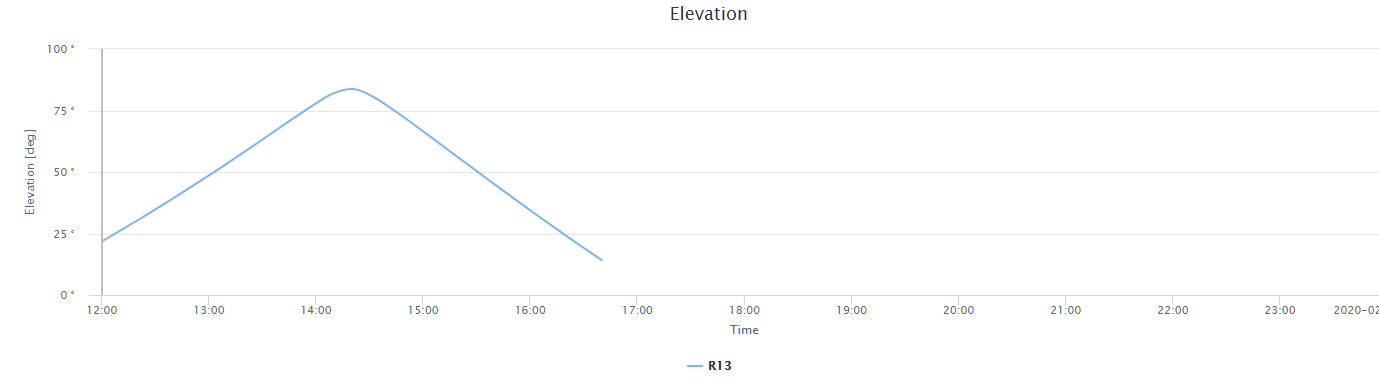


Рисунок 14 – График угла места 13-го космического аппарата системы ГЛОНАСС

Далее необходимо зафиксировать Sky View, для этого переходим во вкладку Sky Plot, рисунки 15-16.

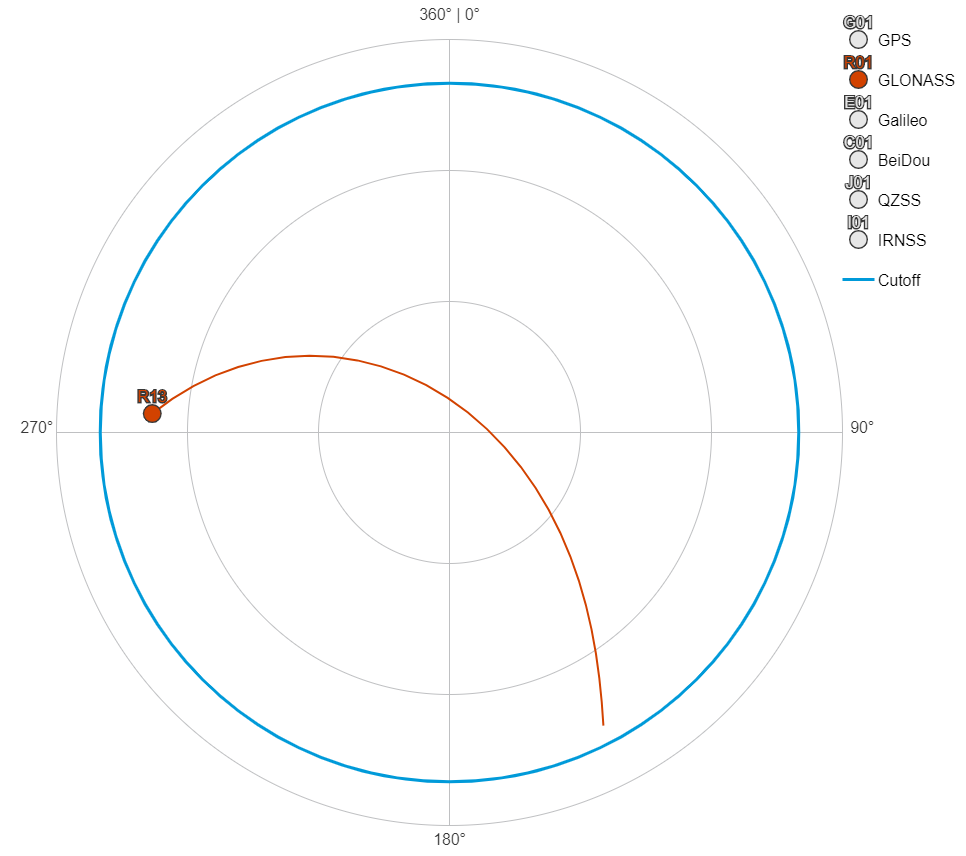


Рисунок 15 – Sky Plot для 13 космического аппарата системы ГЛОНАСС

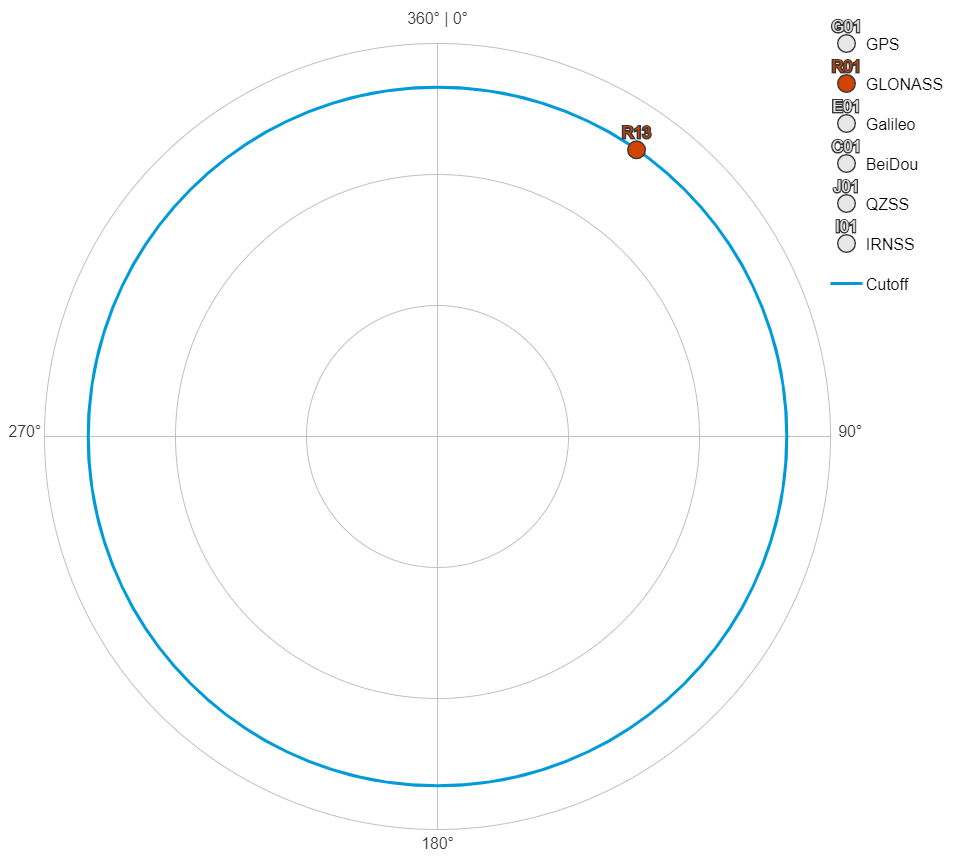


Рисунок 16 – Sky Plot для 13 космического аппарата системы ГЛОНАСС

Заключение к этапу 1

По завершению первого этапа выполнены следующие задачи:

1. Ознакомилась и поработала с программным пакетом RTKLIB;
2. Получены эфемериды собственного спутника по данным RTKNAVI из состава RTKLIB;
3. Получены эфемериды собственного спутника в gnav-файле RINEX;
4. Построен график угла места собственного спутника от времени по данным Trimble GNSS Planning Online на заданный интервал времени;
5. Получен SkyView по данным Trimble GNSS Planning Online на заданный интервал времени.

# Этап 2. Расчета положения спутника ГЛОНАСС по эфемеридным данным

На предыдущем этапе получено решение навигационной задачи с помощью программы вторичной обработки измерений, например, RTKLIB. В процессе работы она рассчитывает положение спутников на соответствующий момент сигнального времени. При этом используются эфемериды - параметры некоторой модели движения спутника. В разных ГНСС эти модели разные, а значит отличается и формат эфемерид, и алгоритмы расчета положения спутника.

Для расчета положения спутника ГЛОНАСС по эфемеридным данным системы проводят численное интегрирование дифференциального уравнения. Эфимиридные данные системы представлены на рисунке 17.

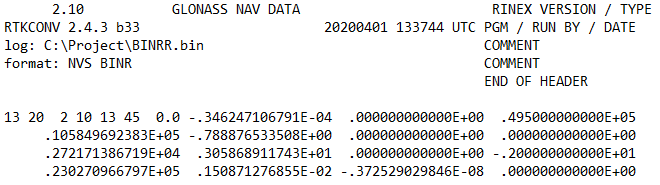


Рисунок 17 – Эфемериды полученные на этапе 1

Формат файла: RINEX 2.10 NAVIGATION MESSAGE FILE.

Описание содержащихся в нем переменных приведено на рисунке 18

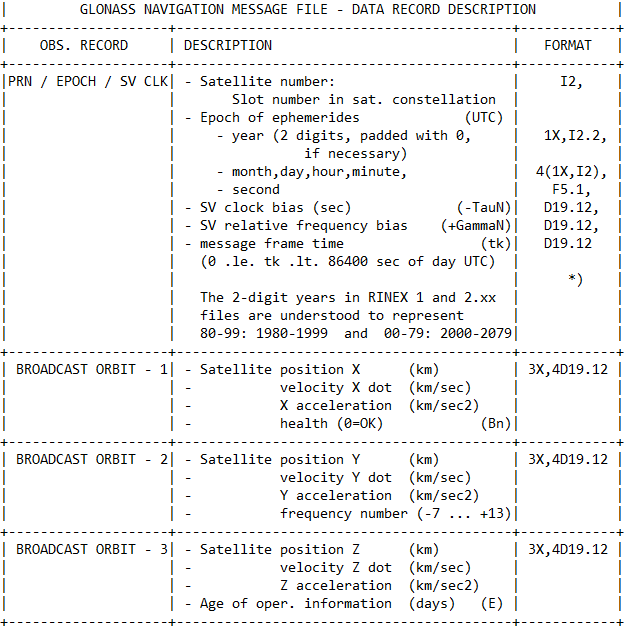
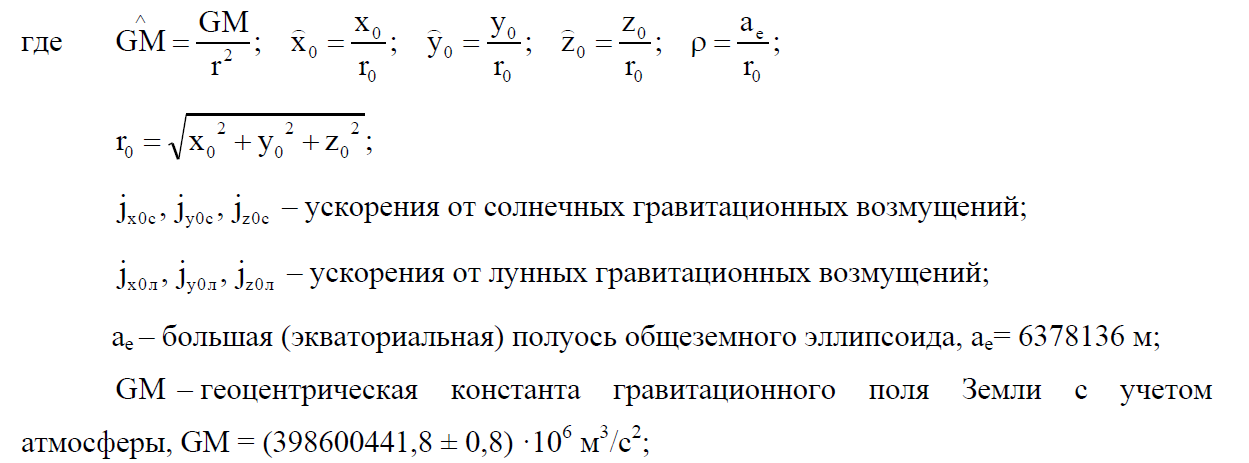


Рисунок 18 – Описание файла RINEX 2.10 NAVIGATION MESSAGE FILE

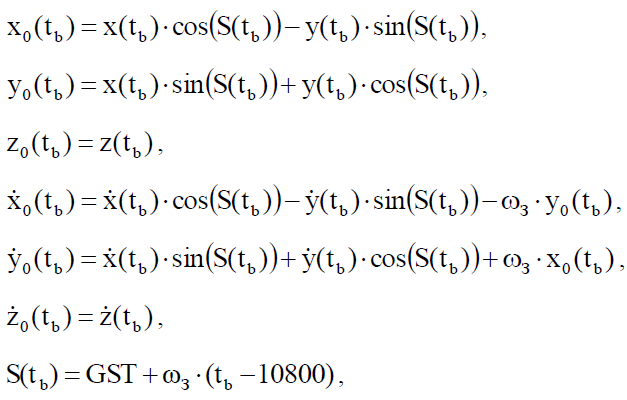
В ИКД ГЛОНАСС представлены алгоритмы пересчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА на заданный момент времени по шкале МДВ, однако как видно из рисунка 18 время в RINEX файле представлено в шкале времени UTC, следовательно необходимо добавить к данному времени +3 часа. Используем пересчет по приближенному алгоритму.

Пересчет эфемерид потребителем с момента шкалы МДВ на заданный момент времени той же шкалы проводится методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движения центра масс НКА. В правыхчастях этих уравнений учитываются ускорения, определяемые геоцентрической константой гравитационного поля Земли с учетом атмосферы GM, зональным гармоническим коэффициентом второй степени , характеризующим полярное сжатие Земли, а также ускорениями от лунно-солнечных гравитационных возмущений. Эти уравнения движения определены в виде следующей системы:





Начальными условиями для интегрирования системы являются координаты центра масс НКА и составляющие его вектора скорости в инерциальной геоцентрической системе координат на момент шкалы МДВ. Эти начальные условия вычисляются путем пересчета передаваемых в навигационном сообщении координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА в связанной с Землей системе координат ПЗ-90. Пересчет осуществляется по следующим формулам:



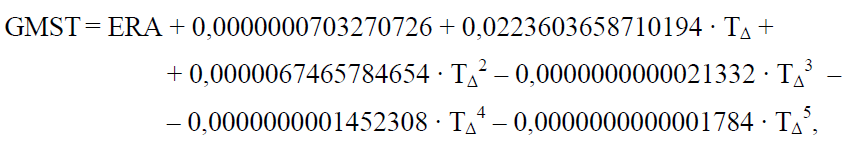
Где

– средняя угловая скорость вращения Земли относительно точки весеннего равноденствия, ;

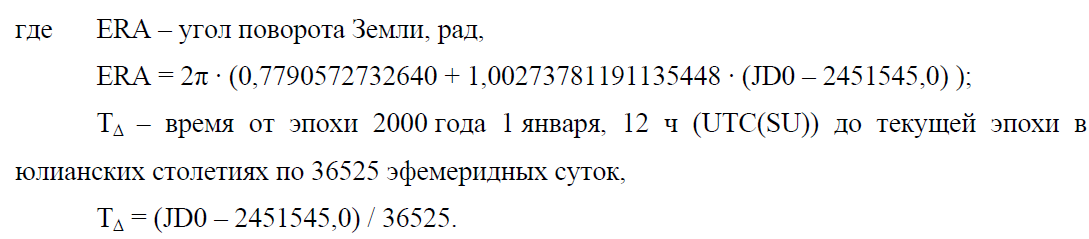
GST – истинное звездное время по Гринвичу (в радианах).

Вместо истинного звездного времени по Гринвичу GST, в формулах

допускается использовать среднее звездное время по Гринвичу GMST вычисляемое по формуле:



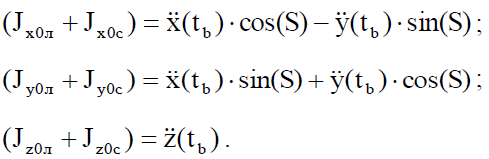
Где:





Однако на практике алгоритм расчета GMST сходится с представленным в ИКД только если откинуть последнее слагаемое!! и моделированием это подтверждает

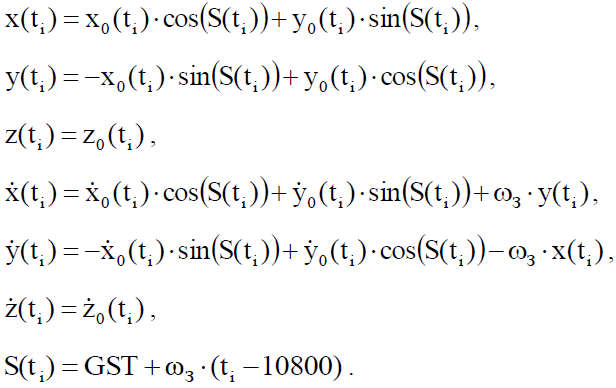
Для расчета эфемерид центра масс НКА на заданный момент шкалы МДВ можно использовать проекции ускорений на оси гринвичской геоцентрической системы координат, которые передаются в строках навигационного сообщения, вместо лунно-солнечных ускорений. Перед интегрированием системы дифференциальных уравнений эти ускорения должны быть переведены в прямоугольную инерциальную геоцентрическую систему координат по формулам:



Увеличение ошибок размножения эфемерид по сравнению с расчетами лунно-солнечных ускорений не превышает 25%.

Интегрирование осуществляется численным методом, например, методом Рунге- Кутта 4-го порядка.

После интегрирования, полученные в инерциальной системе координат координаты центра масс, и составляющие его вектора скорости, могут быть пересчитаны в связанную с Землей систему ПЗ-90 по формулам:



На языке Matlab реализована функция расчета положения спутника ГЛОНАСС на заданный момент по шкале времени UTC. В качестве эфемерид использованы данные, полученные на предыдущем этапе. Положения должны соответствовать временному интервалу с 12:00 10.02.20 до 00:00 10.02.20 по шкале времени UTC или на с 15:00 10.02.20 до 03:00 11.02.20 по шкале времени MДВ.

В программе много костылей и вопросов (пока что), я их обозначила комментариями в коде. Так же то что выделено желтым в тексте вызывает вопросы (правильно ли я рассуждаю).

Построены трехмерные графики множества положений спутника ГЛОНАСС с системным номером 13.

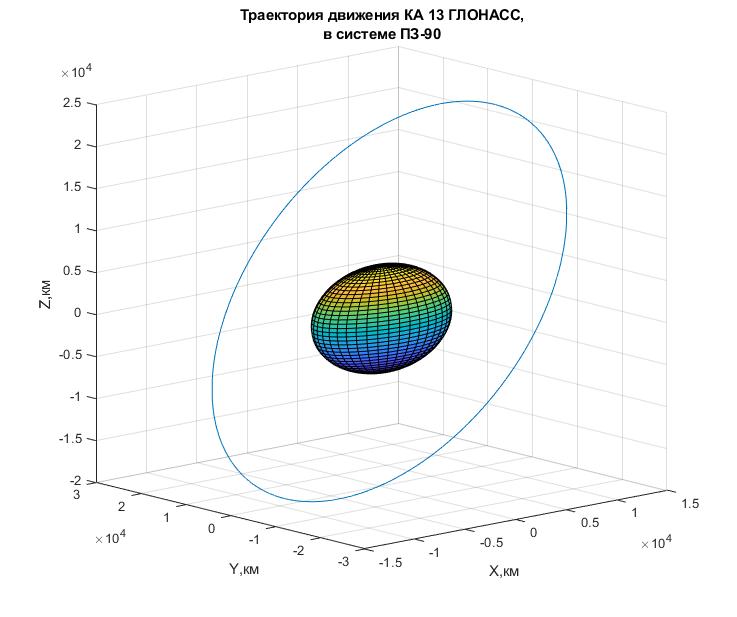


Рисунок  –

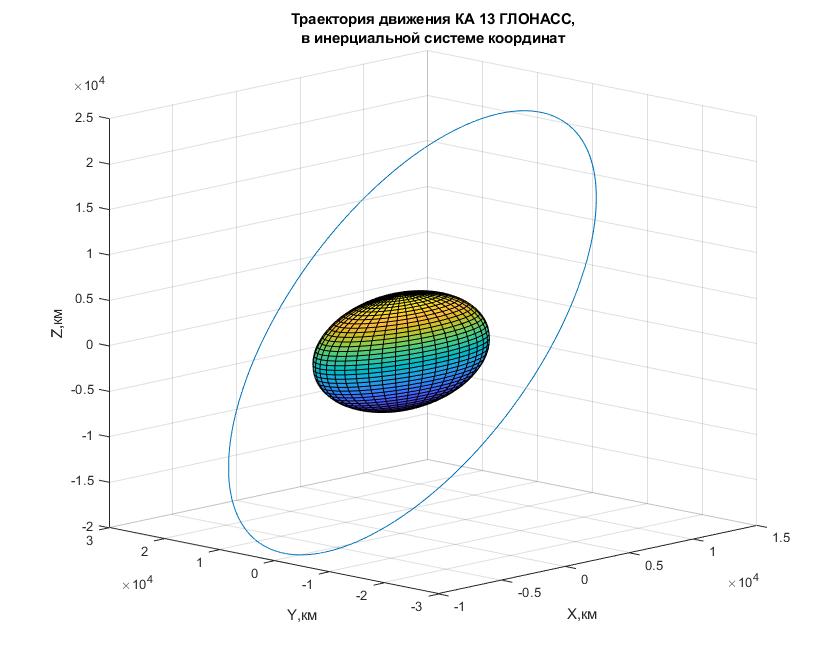
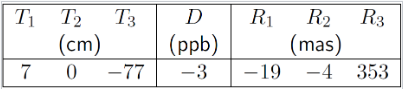


Рисунок  –

Для построения Sky Plot прейдем от СК ПЗ-90.11 к WGS-84 по формулам, представленным на рисунке 21. В них ddt это одна миллиардная часть величины или 10-9, а mas это миллисекунда в угловых единицах измерения.



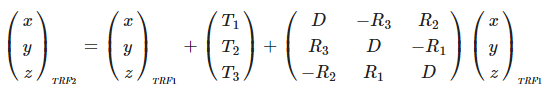


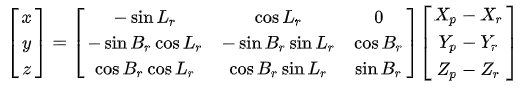
Рисунок 21 –

Далее рассмотрим координаты местоположения ПРМ. Они представлены в ГСК как градусы, минуты и секунды. Переведем сначала в радианы, а потом в СК WGS-84. После чего вычислим минимальный угол визирования для КА как:

Из нее выведем максимальную дальность как:

После чего найдем расстояние между точкой нахождения ПРМ и спутником в каждый момент времени и сравним с максимальным. Если найденное расстояние больше максимального, то спутник находится вне зоне видимости.

После этого координаты спутника необходимо пересчитать в топоцентричиской системе координат, для этого необходимо узнать долготу L и широту H точки в которой находится ПРМ.



После чего стоится Sky View. Я пока чутка не допрогала..Я же здесь подставляю долготу и широту положения корпуса Е в ГСК в радианах?

Код программы (на всякий случай):

Main Balistic

% %% пока это первое приближение, хочу обернуть в функцию все это и

% доработать

clear; close all; clc;

format long

omega\_z = 7.2921151467e-5; % средняя угловая скорость вращения Земли относительно т. ВР [рад/с]

A\_e = 6378136; % большая полуось общеземного эллипсоида [м]

GM = 398600441.8e6; % геоцентр. конст. грав. поля Земли с учетом атмосф. [м^3/c^2]

J\_2 = 1082625.75e-9; % зональный гармонический коэф. второй степени

delta\_t = 1;

%% Данные эфимирид

x = 10584969.2383; % координата Х в системе ПЗ\_90 [m]

y = 2721713.86719; % координата Y в системе ПЗ\_90 [m]

z = 23027096.6797; % координата Z в системе ПЗ\_90 [m]

V\_x = -788.876533508; % скорость по Х в системе ПЗ\_90 [m/s]

V\_y = 3058.68911743; % скорость по Y в системе ПЗ\_90 [m/s]

V\_z = 1.50871276855; % скорость по Z в системе ПЗ\_90 [m/s]

a\_x = 0; % ускорение по Х в системе ПЗ\_90 [m/s^2]

a\_y = 0; % ускорение по Y в системе ПЗ\_90 [m/s^2]

a\_z = -372.529029846e-9; % ускорение по Z в системе ПЗ\_90 [m/s^2]

Year = 2020; % год по UTC

Month = 2; % месяц по UTC

Day = 10; % день по UTC

Hour = 13; % час по UTC

Min = 45; % минута по UTC

Sec = 0; % секунда по UTC

%% Из-за перевода в МДВ мы выходим за сутки это не хорошо,

%либо надо учитывать либо исключать. Пока оставила на произвол судьбы.

t\_start = (12+3)\*60\*60; % время начала прогноза указывать в МДВ

t\_end = (24+3)\*60\*60; % время окончания прогноза указывать в МДВ

Day\_start = 10; % день начала прогноза (должен совпадать с днем прихода эфемерид) указывать в МДВ

%% Пересчет в МДВ

if Hour+3 < 24 % учет перехода на МДВ

Hour = Hour+3;

else

Hour = (Hour+3)-24;

Day = Day+1;

end

N\_ch = ceil((Year-1995)/4); % номер четырехлетия по эфем.

if mod((Year-1995),4) == 1

vis = [31 31+29 31+29+31 31+29+31 31+29+31+30 31+29+31+30+31 ...

31+29+31+30+31+30 31+29+31+30+31+30+31 31+29+31+30+31+30+31+31 ...

31+29+31+30+31+30+31+31+30 31+29+31+30+31+30+31+31+30+31 ...

31+29+31+30+31+30+31+31+30+31+30 31+29+31+30+31+30+31+31+30+31+30+31];

N\_t = vis(1,Month-1) + Day; % номер суток от начала четырехлетия по эфем.

else

N\_t = 365\*(mod((Year-1995),4)-1)+1;

n\_vis = [31 31+29 31+28+31 31+29+31 31+29+31+30 31+29+31+30+31 ...

31+29+31+30+31+30 31+29+31+30+31+30+31 31+29+31+30+31+30+31+31 ...

31+29+31+30+31+30+31+31+30 31+29+31+30+31+30+31+31+30+31 ...

31+29+31+30+31+30+31+31+30+31+30 31+29+31+30+31+30+31+31+30+31+30+31];

N\_t = N\_t + n\_vis(1,Month-1) + Day; % номер суток от начала четырехлетия по эфем.

end

t\_e = Hour\*60\*60 + Min\*60 + Sec; % номер секунды от начала суток по эфем.

%% Трансформация координат, скоростей и ускорений из ПЗ-90 в инерц. геоцентричекую СК

% Вычислим среднее звездное время по Гринвичу

JD0 = 1461\*(N\_ch - 1) + N\_t + 2450082.5; % текущая Юлианская дата на 0 часов шкалы МДВ

ERA = 2\*pi\*(0.7790572732640 + 1.00273781191135448\*(JD0 - 2451545)); % угол поворота Земли [рад]

delta\_T = (JD0 - 2451545)/36525; % время от эпохи 2000 г 1 января 12 ч (UTC(SU))

% до текущей эпохи в Юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток

GMST = ERA + 0.0000000703270726 + 0.0223603658710194\*delta\_T ...

+ 0.0000067465784654\*delta\_T^2 - 0.0000000000021332\*delta\_T^3 ...

- 0.0000000001452308\*delta\_T^4 - 0.000000000001784\*delta\_T^5; % среднее зв-е время по Гринвичу [рад]

S = GMST + omega\_z\*(t\_e - 10800);

x = x\*cos(S) - y\*sin(S);

y = x\*sin(S) + y\*cos(S);

V\_x = V\_x\*cos(S) - V\_y\*sin(S) - omega\_z\*y;

V\_y = V\_x\*sin(S) + V\_y\*cos(S) + omega\_z\*x;

JJ\_x = a\_x\*cos(S) - a\_y\*sin(S);

JJ\_y = a\_x\*sin(S) + a\_y\*cos(S);

JJ\_z = a\_z;

%% В нашем случае необходимо дать прогноз на момент ранее данных эфемерид.

% из этого я решила сделать проверку для корректной работы программы.

%пока это выглядит как остыль и не вс варианты проработаны. подумаю ка

%оптимизировать

if t\_e == t\_start && t\_end > t\_e

t = t\_start : delta\_t : (t\_end - delta\_t); % временной ветор прогноза

VECTOR = zeros(6,length(t));

VECTOR(:,1) = [x; y; z; V\_x; V\_y; V\_z];

VECTOR = Rung\_Kut(J\_2,JJ\_x,JJ\_y,JJ\_z,A\_e,GM,t,VECTOR,delta\_t);

elseif t\_e == t\_start && t\_end < t\_e

delta\_t = -delta\_t;

t = t\_start : delta\_t : (t\_end - delta\_t); % временной ветор прогноза

VECTOR = zeros(6,length(t));

VECTOR(:,1) = [x; y; z; V\_x; V\_y; V\_z];

VECTOR = Rung\_Kut(J\_2,JJ\_x,JJ\_y,JJ\_z,A\_e,GM,t,VECTOR,delta\_t);

elseif t\_e > t\_start && t\_end > t\_e

t1 = t\_e : delta\_t : (t\_end - delta\_t);

VECTOR1 = zeros(6,length(t1));

VECTOR1(:,1) = [x; y; z; V\_x; V\_y; V\_z];

VECTOR1 = Rung\_Kut(J\_2,JJ\_x,JJ\_y,JJ\_z,A\_e,GM,t1,VECTOR1,delta\_t);

t2 = t\_e : -delta\_t : t\_start;

VECTOR2 = zeros(6,length(t2));

VECTOR2(:,1) = [x; y; z; V\_x; V\_y; V\_z];

VECTOR2 = Rung\_Kut(J\_2,JJ\_x,JJ\_y,JJ\_z,A\_e,GM,t2,VECTOR2,-delta\_t);

VECTOR2 = [rot90(rot90(VECTOR2(1,:))); ...

rot90(rot90(VECTOR2(2,:))); ...

rot90(rot90(VECTOR2(3,:))); ...

rot90(rot90(VECTOR2(4,:))); ...

rot90(rot90(VECTOR2(5,:))); ...

rot90(rot90(VECTOR2(6,:)))];

VECTOR = [VECTOR2 VECTOR1(:,2:end)];

t = [rot90(rot90(t2)) t1(1,2:end)];

end

[X\_erth,Y\_erth,Z\_erth] = sphere(40); % сфера обозначающая Землю

X\_erth = (A\_e/1e3).\*X\_erth;

Y\_erth = (A\_e/1e3).\*Y\_erth;

Z\_erth = (A\_e/1e3).\*Z\_erth;

VECTOR = VECTOR./1e3;% переход к километрам

figure(1)

surf(X\_erth,Y\_erth,Z\_erth)

grid on

hold on

plot3(VECTOR(1,:),VECTOR(2,:),VECTOR(3,:))

title({'Траектория движения КА 13 ГЛОНАСС,' ; 'в инерциальной системе координат'})

xlabel('X,км')

ylabel('Y,км')

zlabel('Z,км')

%S = GMST + omega\_z.\*(t - 10800); % На мой взгляд здесь должен быть такой

%пересчет... но график нелепый получается, потому закоментила, возможно

%где-то ошибка. Ведь в этом случае не учитывается то, что мы перешли

%через границу суток

VECTOR(1,:) = VECTOR(1,:).\*cos(S) + VECTOR(2,:).\*sin(S);

VECTOR(2,:) = -VECTOR(1,:).\*sin(S) + VECTOR(2,:).\*cos(S);

% VECTOR(4,:) = VECTOR(4,:).\*cos(S) + VECTOR(5,:).\*sin(S) + omega\_z.\*VECTOR(2,:);

% VECTOR(5,:) = -VECTOR(4,:).\*sin(S) + VECTOR(5,:).\*cos(S) + omega\_z.\*VECTOR(1,:);

figure(2)

surf(X\_erth,Y\_erth,Z\_erth)

grid on

hold on

plot3(VECTOR(1,:),VECTOR(2,:),VECTOR(3,:))

title({'Траектория движения КА 13 ГЛОНАСС,' ; 'в системе ПЗ-90'})

xlabel('X,км')

ylabel('Y,км')

zlabel('Z,км')

%% Переведем полученные для спутника координаты в систему WGS-84

VECTOR = VECTOR(1:3,:).\*1e3; % переход к метрам

R\_WGS\_84 = [-19 -4 353]; % [mas] это миллисекунда в угловых единицах измерения

T\_WGS\_84 = [7 -0 -77]; % [см]

D\_WGS\_84 = -3; % [ppd] или одна миллиардная часть величины

R\_WGS\_84 = ((R\_WGS\_84/1e3)./206264.8); % [рад]

T\_WGS\_84 = T\_WGS\_84./100; % [м]

D\_WGS\_84 = D\_WGS\_84/1e9;

for i = 1:length(VECTOR(1,:))

VECTOR(:,i) = VECTOR(:,i) + T\_WGS\_84' ...

+ [D\_WGS\_84 -R\_WGS\_84(1,3) R\_WGS\_84(1,2); ...

R\_WGS\_84(1,3) D\_WGS\_84 -R\_WGS\_84(1,1); ...

-R\_WGS\_84(1,2) R\_WGS\_84(1,1) D\_WGS\_84]\* VECTOR(:,i);

end

VECTOR = VECTOR(1:3,:)./1e3; % переход к км

figure(3)

surf(X\_erth,Y\_erth,Z\_erth)

grid on

hold on

plot3(VECTOR(1,:),VECTOR(2,:),VECTOR(3,:))

title({'Траектория движения КА 13 ГЛОНАСС,' ; 'в системе WGS-84'})

xlabel('X,км')

ylabel('Y,км')

zlabel('Z,км')

%% Географические координаты корпуса Е и их перевод в систему WGS-84

N\_gr = 55;

N\_min = 45;

N\_sec = 23.5896;

E\_gr = 37;

E\_min = 42;

E\_sec = 11.5028;

H = 500;% высота в метрах

N = N\_gr\*pi/180 + N\_min/3437.747 + N\_sec/206264.8; % широта в радионах

E = E\_gr\*pi/180 + E\_min/3437.747 + E\_sec/206264.8; % долгота в радионах

llh = [N E H];

PRM\_coor = llh2xyz(llh)';

%% Найдем видимые КА

VECTOR = VECTOR(1:3,:).\*1e3; % переход к метрам

R = sqrt(VECTOR(1,:).^2 + VECTOR(2,:).^2 + VECTOR(3,:).^2);

fi\_vizir\_min = atan(A\_e./R); % минимальный угол визирования

R\_max = A\_e./sin(fi\_vizir\_min);

for i = 1:length(fi\_vizir\_min)

R\_prm(1,i) =sqrt((PRM\_coor(1,1) - VECTOR(1,i))^2 + ...

(PRM\_coor(2,1) - VECTOR(2,i))^2 + (PRM\_coor(3,1) - VECTOR(3,i))^2);

if R\_prm(1,i) > R\_max(1,i)

VECTOR(:,i) = NaN;

end

end