

Министерство образования Российской Федерации
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ
“НИУ МЭИ”

Институт радиоэлектроники

Кафедра Радиотехнических систем

Отчет по этапу №2
Курсового проекта
«Разработка модуля расчёта координат спутника ГЛОНАСС»

Руководитель	_____	к.т.н., доцент	Корогодин И.В.
Исполнитель	_____	студент группы ЭР-15-15	Волнухина Е.Д.

Москва 2020

Содержание

1	Задание на этап №2	3
2	Теоретическая информация для расчета	3
3	Практическая реализация	4
4	Результат работы	6
5	Выводы	7
	Литература	8

1 Задание на этап №2

Требуется: Рассчитать положение заданного спутника, по эфемеридам, полученным в предыдущем этапе, на промежуток времени от 12.00 до 24.00 МДВ 10 февраля 2020 года.

Построить модель движения КА в инерциальной СК и в СК ЕСЕР ПЗ-90.11.

Построить SkyView за указанный временной интервал.

Исходные данные:

Номер спутника ГЛОНАСС: 4

Приемник: Clonicus

2 Теоретическая информация для расчета

В [1] приведены формулы для расчета положения КА по данным эфемерид. Суть расчета: из уже имеющихся на момент получения эфемерид координат путем интегрирования и добавления поправок на небесные тела получают координаты спутника. Координаты можно получить как на более позднее время, так и на более раннее. При этом стоит учитывать, что с увеличением разницы во времени между временем получения эфемерид и расчетным временем, точность вычисления координат падает. В [1] указано, что разница во времени для реального потребителя не должна превышать 15 минут.

Рассмотрим подробнее алгоритм вычисления. Поскольку интегрирование осуществляется в прямоугольной абсолютной геоцентрической системе координат, а эфемеридная информация передается в системе координат связанной с Землей ПЗ-90-02, выполнется перевод по формулам на рис.1.

$$\begin{aligned}X_o(t_3) &= x(t_3) \cos S(t_3) - y(t_3) \sin S(t_3), \\Y_o(t_3) &= x(t_3) \sin S(t_3) + y(t_3) \cos S(t_3), \\Z_o(t_3) &= z(t_3), \\Vx_o(t_3) &= Vx(t_3) \cos S(t_3) - Vy(t_3) \sin S(t_3) - \omega_3 Y_o(t_3), \\Vy_o(t_3) &= Vx(t_3) \sin S(t_3) + Vy(t_3) \cos S(t_3) + \omega_3 X_o(t_3), \\Vz_o(t_3) &= Vz(t_3), \\S(t_3) &= s + \omega_3 (t_3 - t_3^h)\end{aligned}$$

Рис. 1: формулы перевода из СК ПЗ-90-02 в абсолютную геоцентрическую СК

Полученные координаты являются начальными условиями для интегрирования. Метод интегрирования Рунге-Кутты 4 порядка, общие формулы на рис.2.

При этом в качестве интегрируемой функции берутся выражения с рис.3. Так же в [1] указано, что поправки на небесные тела можно учесть однократно, если прибавить их к итоговому вычислению, воспользовавшись формулой с рис.4. В этом случае ошибки возрастут на не более 10% .

$$\begin{aligned}
Y_{n+1} &= Y_n + \frac{T}{6} \cdot \{K_0 + 2K_1 + 2K_2 + K_3\} \\
K_0 &= F(nT, Y_n) \\
K_1 &= F\left(\left(n + \frac{1}{2}\right)T, Y_n + \frac{1}{2}K_0\right) \\
K_2 &= F\left(\left(n + \frac{1}{2}\right)T, Y_n + \frac{1}{2}K_1\right) \\
K_3 &= F((n+1)T, Y_n + K_2)
\end{aligned}$$

Рис. 2: Интегрирование методом Рунге-Кутты 4 порядка

$$\begin{aligned}
\frac{dx_o}{dt} &= Vx_o, \\
\frac{dy_o}{dt} &= Vy_o, \\
\frac{dz_o}{dt} &= Vz_o, \\
\frac{dVx_o}{dt} &= -\mu x_o + \frac{3}{2}C_{20}\mu x_o \rho^2 (1 - 5z_o^2) + j_{x_o C} + j_{x_o l} \\
\frac{dVy_o}{dt} &= -\mu y_o + \frac{3}{2}C_{20}\mu y_o \rho^2 (1 - 5z_o^2) + j_{y_o C} + j_{y_o l} \\
\frac{dVz_o}{dt} &= -\mu z_o + \frac{3}{2}C_{20}\mu z_o \rho^2 (3 - 5z_o^2) + j_{z_o C} + j_{z_o l}
\end{aligned}$$

Рис. 3: Интегрируемая функция

$$\begin{aligned}
\Delta X &= (j_{o_{xl}} + j_{o_{xc}}) * \tau^2/2, \quad \Delta Y = (j_{o_{yl}} + j_{o_{yc}}) * \tau^2/2, \quad \Delta Z = (j_{o_{zl}} + j_{o_{zc}}) * \tau^2/2, \\
\Delta Vx &= (j_{o_{xl}} + j_{o_{xc}}) * \tau, \quad \Delta Vy = (j_{o_{yl}} + j_{o_{yc}}) * \tau, \quad \Delta Vz = (j_{o_{zl}} + j_{o_{zc}}) * \tau.
\end{aligned}$$

где $\tau = t_i - t_j$.

Рис. 4: Учет поправок на небесные тела

3 Практическая реализация

Для практической реализации на данном этапе использовалась среда Matlab R2019b. Расчетный модуль состоит из одного скрипта, и нескольких функций. В главном скрипте выполняется:

1. Задание эфемеридных и временных данных, а так же констант.
2. Пересчет систем координат.

3. Вызов функции расчета временных параметров, вызов функции расчета координат.

4. Моделирование сферы Земли и траекторий НКА по полученным данным.

Всего функций, которые вызываются в данном модуле четыре. Первая из них, это функция "time". Поскольку функция вызывается лишь единожды, расчеты из нее можно перенести в основной скрипт, но это немного "засорит" программное поле. Вторая функция "math2" производит расчет координат на интервал времени. Ее так же можно перенести в основной скрипт. В этой функции учтены две ситуации с временным интервалом: первая- координаты вычисляются на моменты времени больше чем время прихода эфемерид, вторая- координаты вычисляются на время и до, и после времени прихода эфемерид. Если с первым вариантом никаких сложностей не возникает, со вторым связано появление множества "костылей" в программе. Первое что нужно учитывать, это то, что для вычисления координат на более раннее время, нужно интегрировать с шагом $-dt$. Поскольку вектор каждого навигационного элемента будет инвертирован во времени (т.е $X = [x_{te}, x_{te-1}, \dots, x_{tstart}]$), его тоже нужно повернуть на 180 градусов. На рис.5 изображена концепция вычисления координат на весь временной интервал.

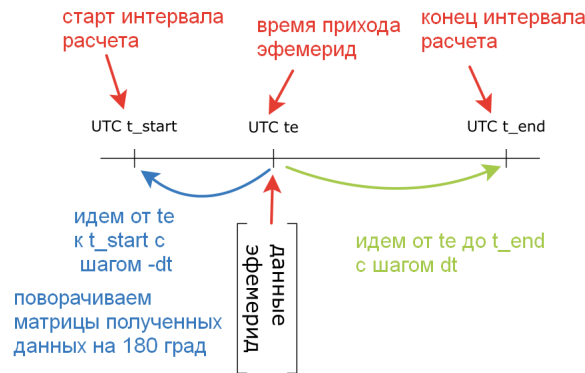


Рис. 5: Временные интервалы

Данные для двух временных интервалов вычисляются отдельно, а затем склеиваются. Для вычисления координат для каждого интервала используется функция "RungeKUTT" которая и производит интегрирование начальных значений. Сама интегрируемая функция задана отдельно, и называется "F". Внутри нее происходят вычисления по формулам с рис.3.

После того, как все вычисления выполнены, программа производит моделирование траектории движения НКА в следующих СК:

1. Инерциальная;

2. ПЗ-90;
3. WGS84;
4. Связанная с приемником (SkyView).

Отдельно хочется отметить, что одна из сложностей была в том, что координаты X были с инвертированным знаком, что создавало эффект "перевернутой земли".

4 Результат работы

В результате программы были получены следующие графики траекторий движения:

1. В инерциальной СК, рис.6;
2. В СК ПЗ-90, рис.7;
3. В СК WGS84, рис.8;
4. В Связанной с приемником СК (SkyView), рис.9

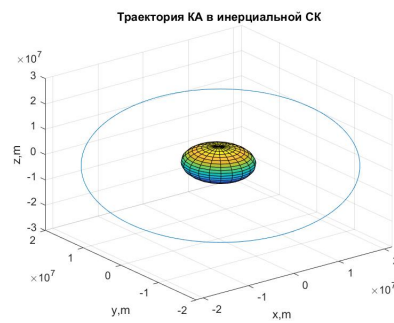


Рис. 6: Траектория движения в инерциальной СК

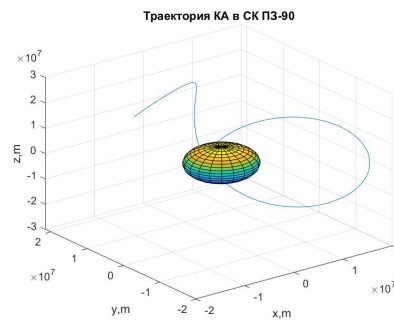


Рис. 7: Траектория движения СК ПЗ-90

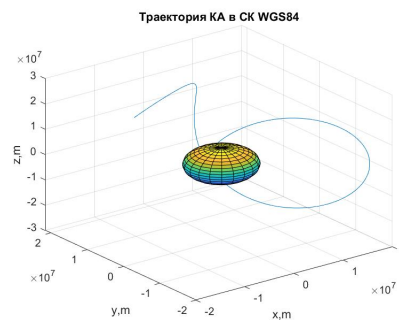


Рис. 8: Траектория движения в СК WGS84

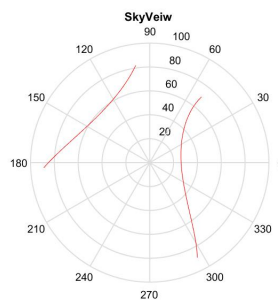


Рис. 9: Траектория движения в СК связанной с приемником

5 Выводы

На втором этапе курсового проекта были получены данные о положении НКА на промежуток времени с 12.00 по 24.00 10 февраля 2020 года. Данные эфемерид были взяты с первого этапа курсового проекта. Получены изображения траектории НКА на заданный промежуток времени. По результатам работы на этапе была получена следующая научно-техническая продукция:

- программа расчета положения НКА;
- графики траекторий НКА на заданный интервал времени;
- Sky View для заданного НКА в заданный промежуток времени.

Список литературы

[1] ИКД Глонасс 5.1, 2008