



МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

**«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»**

Институт №7 «Робототехнические и интеллектуальные системы»

Кафедра 704 «Информационно-управляющие комплексы летательных аппаратов»

Отчёт по лабораторной работе №1

по дисциплине «Бортовое оборудование летательных аппаратов»

на тему: **«Моделирование движения спутника в невозмущённом поле Земли»**

Выполнил: студент группы М7О-408С-21

_____ М.А. Артёмова

Принял: ассистент кафедры 704

_____ Е.А. Мартынов

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ	3
МЕТОДИКА ВЫЧИСЛЕНИЙ	4
РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛЕНИЙ	5
ВЫВОДЫ.....	7
СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	7

ВВЕДЕНИЕ

В данной лабораторной работе исследуется движение искусственного спутника Земли (ИСЗ) в невозмущённом гравитационном поле. Основной задачей является вычисление и построение орбиты спутника на основе параметров эфемеридного навигационного сообщения (RINEX-файл). Моделирование осуществляется на основе кеплеровских элементов орбиты.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ

Движение спутника в центральном гравитационном поле описывается уравнениями небесной механики. Основой для расчётов служит уравнение Кеплера, описывающее зависимость между средней, эксцентрической и истинной аномалиями:

$$M = E - e \sin E,$$

где:

- M — средняя аномалия;
- E — эксцентрическая аномалия;
- e — эксцентриситет орбиты.

Для расчёта орбиты используются основные элементы орбиты:

- большая полуось a ,
- эксцентриситет e ,
- наклонение i ,
- аргумент перигея ω .
- долгота восходящего узла Ω ,
- средняя аномалия в момент эпохи M_0 .

Третий закон Кеплера позволяет определить период обращения:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}},$$

где μ — гравитационный параметр Земли.

Преобразование из орбитальной системы координат в геоцентрическую (ECEF) выполняется с учётом вращения Земли.

МЕТОДИКА ВЫЧИСЛЕНИЙ

Программа на Python выполняет следующие этапы:

1. Парсинг RINEX-файла, извлечение элементов орбиты.
2. Решение уравнения Кеплера численными методами для нахождения эксцентрической и истинной аномалий.
3. Расчёт положения спутника в орбитальной системе координат.
4. Преобразование координат в систему ECEF с учётом вращения Земли.
5. Вывод полного списка координат спутника в системе ECEF в табличном виде.
6. Визуализация эволюции орбиты в 3D- и в 2D-проекциях на плоскости (XY, XZ, YZ).
7. Визуализация эволюции орбитальных параметров.

РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛЕНИЙ

На основе эфемеридных данных были рассчитаны координаты спутника во времени. Графики (Рисунок 1) отображают пространственное положение орбиты:

- Верхний левый график: трёхмерная орбита в геоцентрической системе координат.
- Остальные три графика: проекции на плоскости XY, XZ, YZ.

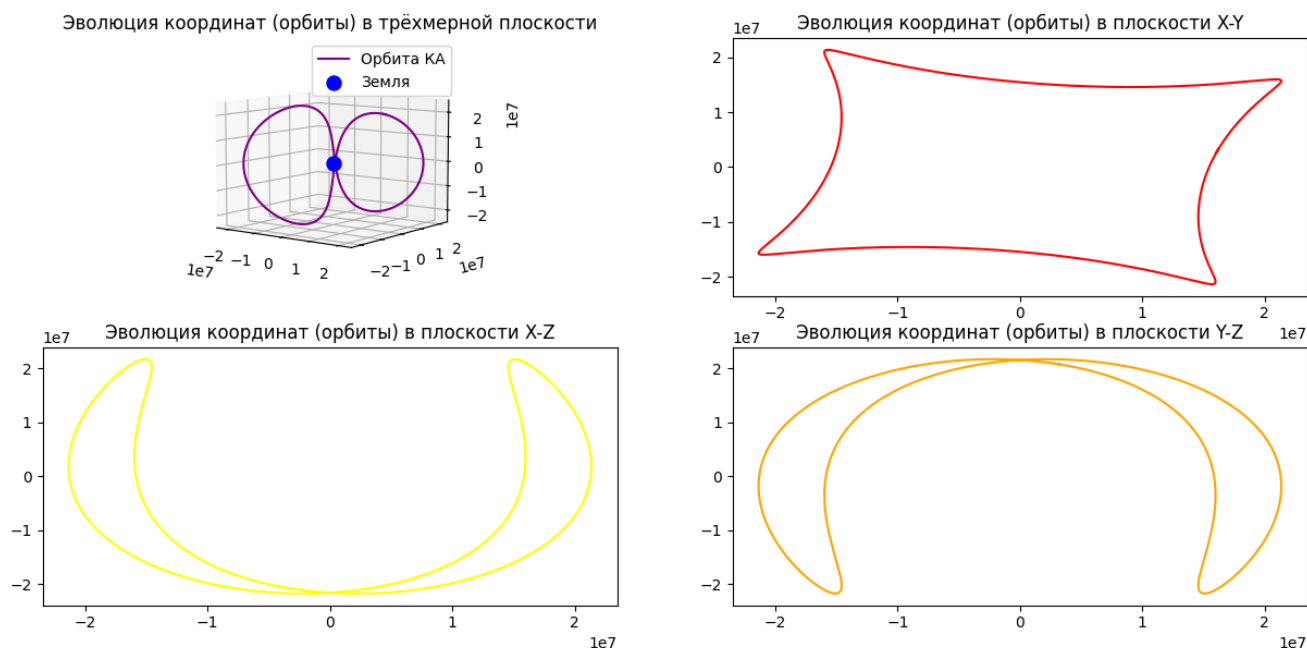


Рисунок 1 – Эволюция орбиты в разных плоскостях

Выведена таблица координат спутника в системе ECEF:

Полный список координат спутника в системе ECEF:			
Время (с)	Координата X (м)	Координата Y (м)	Координата Z (м)
345600.0	1.608920e+07	2.782138e+06	2.095645e+07
345600.0	1.608920e+07	2.782138e+06	2.095645e+07
345660.0	1.612935e+07	2.936455e+06	2.090447e+07
345720.0	1.616993e+07	3.090250e+06	2.085089e+07
345780.0	1.621091e+07	3.243510e+06	2.079571e+07
345840.0	1.625231e+07	3.396225e+06	2.073894e+07
345900.0	1.629411e+07	3.548380e+06	2.068059e+07
345960.0	1.633630e+07	3.699964e+06	2.062065e+07
346020.0	1.637888e+07	3.850965e+06	2.055913e+07
346080.0	1.642184e+07	4.001371e+06	2.049604e+07
346140.0	1.646517e+07	4.151170e+06	2.043138e+07
346200.0	1.650886e+07	4.300350e+06	2.036516e+07
346260.0	1.655291e+07	4.448899e+06	2.029738e+07
346320.0	1.659731e+07	4.596806e+06	2.022805e+07
346380.0	1.664204e+07	4.744060e+06	2.015716e+07
346440.0	1.668711e+07	4.890648e+06	2.008474e+07
346500.0	1.673250e+07	5.036560e+06	2.001078e+07
346560.0	1.677820e+07	5.181784e+06	1.993528e+07
346620.0	1.682421e+07	5.326310e+06	1.985826e+07
346680.0	1.687051e+07	5.470126e+06	1.977972e+07
346740.0	1.691710e+07	5.613222e+06	1.969967e+07
346800.0	1.696397e+07	5.755587e+06	1.961811e+07

Рисунок 2 – Часть вывода полного списка координат спутника в консоли

Рассчитаны основные элементы орбиты:

Параметр	Значение
Большая полуось a (м)	26 561 188.86
Эксцентриситет e	0.0002100209
Наклонение орбиты i (градусы)	54.98
Аргумент перигея ω (градусы)	-74.34
Долгота восходящего узла Ω (градусы)	-102.19
Истинная аномалия v (градусы)	181.45

Построены эволюции орбитальных параметров (средняя аномалия, эксцентрическая аномалия, истинная аномалия, аргумент широты, радиус орбиты, наклонение, долгота восходящего узла, корректирующие поправки):

Эволюция орбитальных параметров

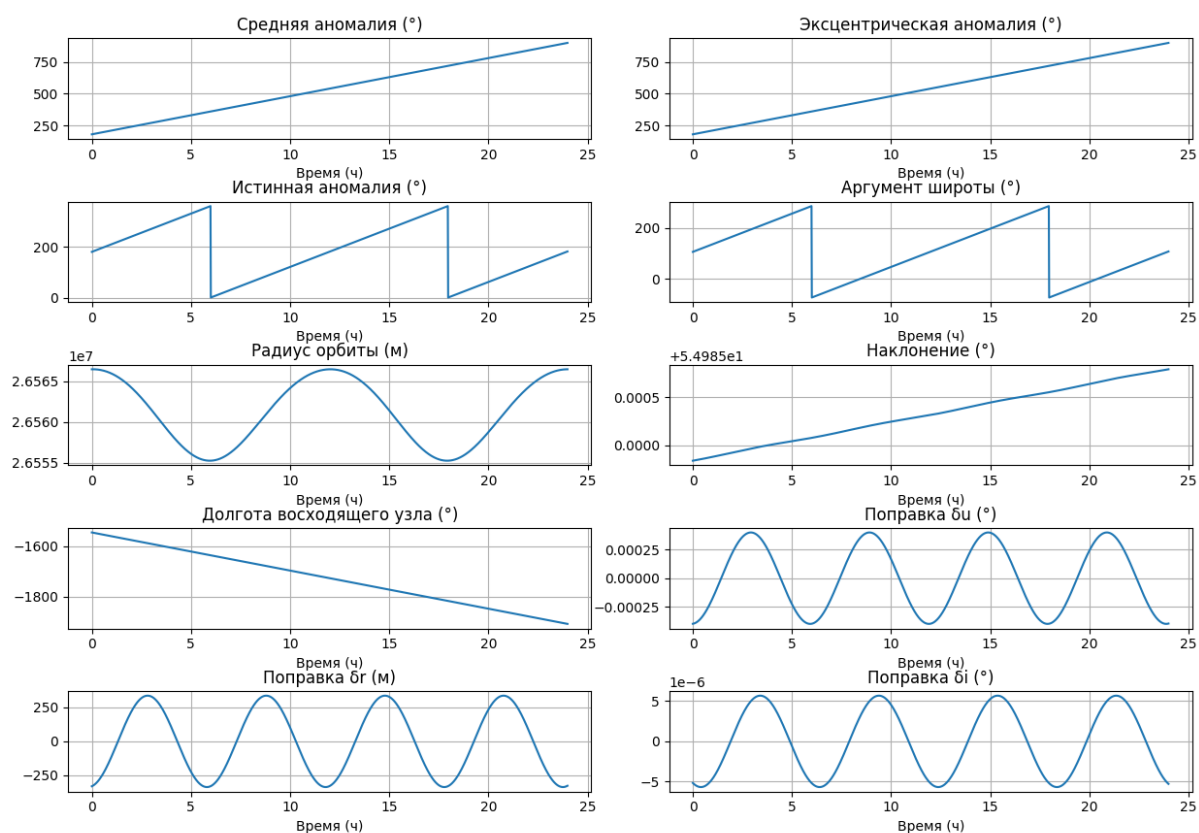


Рисунок 3 – Эволюция орбитальных параметров

Все вычисленные параметры соответствуют кеплеровской модели движения и подтверждают корректность полученных результатов.

ВЫВОДЫ

- Полученные результаты подтверждают соответствие движения спутника кеплеровским законам.
- Визуализация позволила наглядно оценить параметры орбиты.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. IGS/RTCM RINEX Committee. RINEX - The Receiver Independent Exchange Format. Version 4.02 / Ed. Francesco Gini. – 1 October 2024. – 131 p.
2. Карлащук В.И., Карлащук С.В. Спутниковая навигация. Методы и средства. — М.: СОЛОН-Пресс, 2006. — 176 с. — (Библиотека инженера). — ISBN 5-98003-251-7.
3. Куприянов А.О. Глобальные навигационные спутниковые системы: Учебное пособие. — М.: МИИГАиК, 2017. — 76 с.