

**Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования
«Российский университет дружбы народов имени Патриса Лумумбы»
Инженерная академия
*Департамент механики и процессов управления***

ОТЧЕТ

По Лабораторной работе №3 по Механике Космического Полета.
Вариант 4.

Направление: 01.03.02 Прикладная математика и информатика
(код направления / название направления)

Профиль: Математические методы механики полета раке-носителей и
космических аппаратов
(название профиля)

Тема: Определение оскулирующих элементов орбиты ИСЗ.
(название лабораторной / курсовой)

Выполнено Критским Матвеем Димитриевичем
студентом:
(ФИО)

Группа: ИПМбд-02-22

№ студенческого: 1132226149

Москва, 2023

Цель работы:

Необходимо исследовать влияние атмосферы на траекторию движения аппарата, движущегося по круговой траектории и определить вековые и периодические составляющие возмущений. Построить графики зависимости оскулирующих элементов от аргумента широты в невозмущенном и возмущенном движении (атмосферное воздействие и учет нецентральности гравитационного поля). Проанализировать периодические и вековые составляющие возмущений.

Исходные данные:

- Информация об орбите:

Высота апоцентра(h_a) - 860 км

Высота перигея(h_p) - 210 км

Наклонение(i) - 40.5 град. $\sim 0,706858$ рад.

Долгота восходящего узла(Ω) - 40 град. $\sim 0,698131$ рад.

Аргумент широты(U) - 50 град. $\sim 0,872665$ рад.

Радиус апоцентра(r_a) - $R_z + h_a = 7238.1$ км

Радиус перигея(r_p) - $R_z + h_p = 6588.1$ км

Большая полуось(a) - $\frac{r_a + r_p}{2} = 6913.1$ км

Эксцентриситет(e) - $\frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} = \sim 0,047012$

Фокальный параметр(p) - $a \cdot (1 - e^2) = 6\,897,82$ км

- Информация о планете Земля:

Радиус(R_z) - 6378.1 км

Гравитационный параметр(μ) = 398600.4415

Плотность атмосферы при высоте 210 км(ρ) = $1.82838 \cdot 10^{-10}$

- Информация о КЛА:

Масса КЛА(m) - 1500 кг

Коэф. Силы лобового сопротивления(C_{xa}) - 2

Площадь КЛА(S_a) - 12 м²

Необходимые определения:

Вековое возмущение - это возмущения, которые приводят к отклонению орбиты небесного тела(в нашем случае КЛА) от теоретической орбиты в используемой модели, имеющие **не** периодический характер.

Периодическое возмущение - это возмущения, которые приводят к отклонению орбиты небесного тела(в нашем случае КЛА) от теоретической орбиты в используемой модели, имеющие периодический характер.

Ход работы:

1. Рассмотреть невозмущенное движение КЛА, изменения кеплеровских элементов орбиты при невозмущенном движении и изобразить их на графике.
2. Рассмотреть возмущенное движение КЛА.
 - a. Рассмотреть изменения кеплеровских элементов орбиты при возмущенном движении
 - b. Изобразить изменения на графиках
 - c. Графически изобразить траекторию КЛА в полярной системе координат
 - d. Рассмотреть и изобразить(на графиках) изменения составляющих возмущающего ускорения: S (радиальное), T (трансверсальное), W (нормальное)
3. На основе полученных данных сделать выводы.

Невозмущенное движение КЛА.

При невозмущенном движении КЛА движется без влияния внешних сил. В таком случае все кеплеровские элементы орбиты не изменяются, а составляющие возмущающего ускорения S , T , W равны 0. ($du = d\theta$)

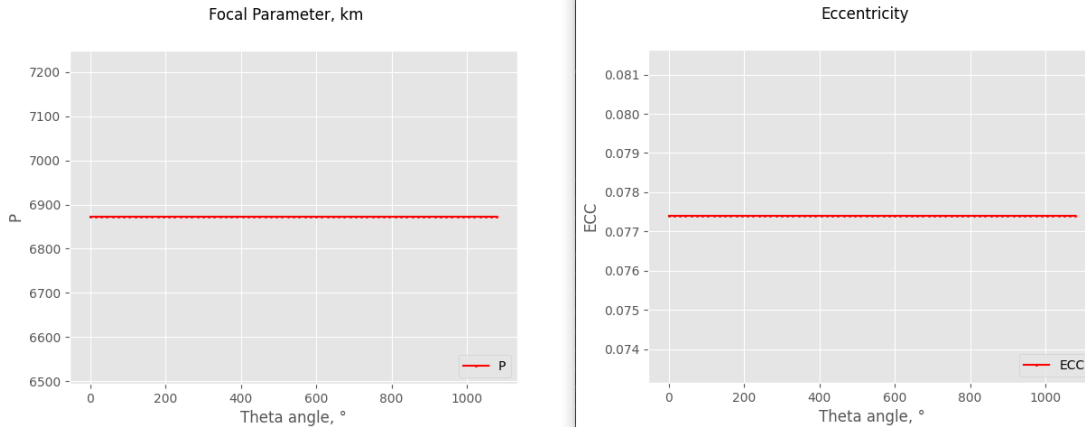


Рис. 1 Графики фокального параметра(слева) и эксцентриситета(справа) в невозмущенном движении.

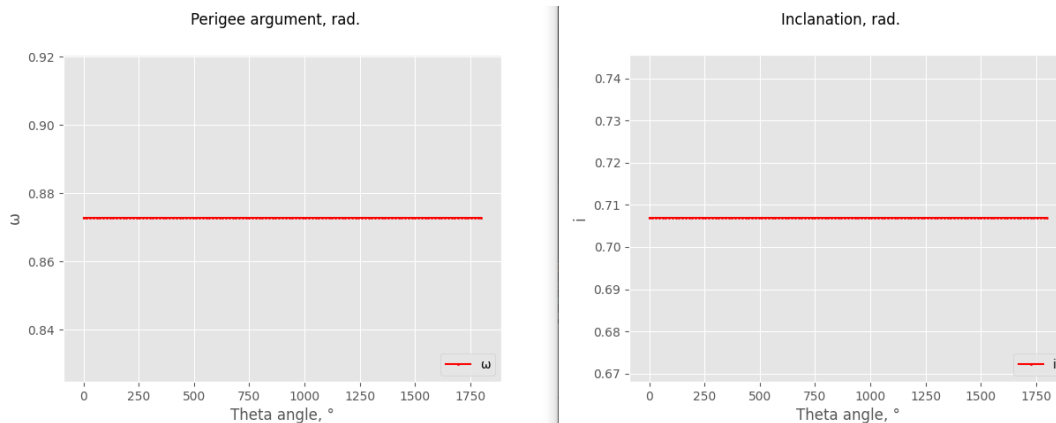


Рис. 2 Графики аргумента перигея(слева) и наклонения орбиты(справа) в невозмущенном движении.

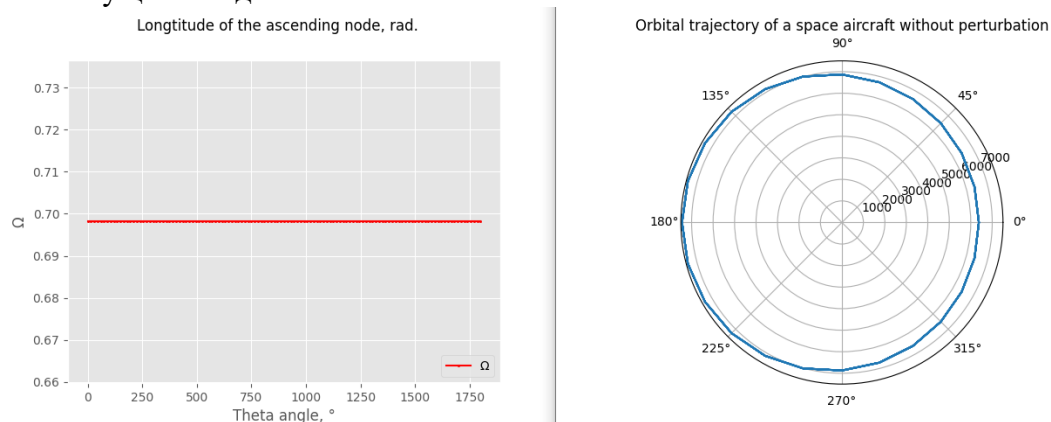


Рис. 3 График угла восходящего узла и графическое изображение траектории движения КЛА при невозмущающем движении

Возмущенное движение КЛА.

Рассмотрим аэродинамическое воздействие на ИСЗ. В данном случае из-за расположения силы сопротивления в плоскости орбиты, проекция возмущающего ускорения на нормаль равно 0. Тогда получим:

$$\begin{aligned} S &= -F_a \cdot \frac{1 + e \cdot \cos(\theta)}{\sqrt{1 + e^2 + 2 \cdot e \cdot \cos(\theta)}} \\ T &= -F_a \cdot \frac{e \cdot \sin(\theta)}{\sqrt{1 + e^2 + 2 \cdot e \cdot \cos(\theta)}} \\ W &= 0 \end{aligned}$$

, где F_a - возмущающее аэродинамическое ускорение в скоростных осях и считается оно по формуле: $F_a = \frac{C_{xa} \cdot q \cdot S_a}{m} = |q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}| \frac{C_{xa} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_a}{m}$, где q - скоростной напор, V - скорость КЛА.

Для того, чтобы рассмотреть изменения орбиты под действием возмущающей силы, используем систему оскулирующих элементов, дифференцируя по U . Получим:

$$\begin{aligned} \frac{d\Omega}{du} &= \frac{1}{\gamma} \frac{r^3}{\mu p} F_3 \frac{\sin u}{\sin i}, \\ \frac{di}{du} &= \frac{1}{\gamma} \frac{r^3}{\mu p} F_3 \cos u, \\ \frac{dp}{du} &= \frac{1}{\gamma} 2F_2 \frac{r^3}{\mu}, \\ \frac{d\omega}{du} &= \frac{1}{\gamma} \frac{r^2}{\mu e} \left[-F_1 \cos \vartheta + F_2 \left(1 + \frac{r}{p} \right) \sin \vartheta - F_3 \frac{r}{p} \operatorname{ectg} i \cdot \sin u \right], \\ \frac{de}{du} &= \frac{1}{\gamma} \frac{r^2}{\mu} \left\{ F_1 \sin \vartheta + F_2 \left[\left(1 + \frac{r}{p} \right) \cos \vartheta + e \frac{r}{p} \right] \right\}, \end{aligned}$$

Рис. 4 Система оскулирующих элементов орбиты с независимой переменной U .

При подстановке в эту систему:

- $F_{1-3} - S, T, W; F_1 = S, F_2 = T, F_3 = W$
- $\gamma = 1 - \frac{F_3 \cdot r^3}{\mu \cdot p} \cdot \sin(u) \cot(i) = 1 (F_3 = W = 0)$

Получим след. уравнения:

$$\frac{d\Omega}{du} = 0$$

$$\frac{di}{du} = 0$$

$$\begin{aligned} \frac{dp}{du} &= \frac{2 \cdot r^3}{\mu} \cdot T = \frac{2 \cdot r^3}{\mu} \cdot -F_a \cdot \left(\frac{1 + e \cdot \cos(\theta)}{\sqrt{1 + e^2 + 2 \cdot e \cdot \cos(\theta)}} \right) \\ \frac{d\varpi}{du} &= \frac{r^2}{\mu \cdot e} \cdot -F_a \cdot \left(-\frac{e \cdot \sin(\theta)}{\sqrt{1 + e^2 + 2 \cdot e \cdot \cos(\theta)}} \cdot \cos(\theta) + \frac{1 + e \cdot \cos(\theta)}{\sqrt{1 + e^2 + 2 \cdot e \cdot \cos(\theta)}} \cdot \left(1 + \frac{r}{p} \right) \cdot \sin(\theta) \right) \\ \frac{de}{du} &= \frac{r^2}{\mu} \cdot -F_a \cdot \left(\frac{e \cdot \sin^2(\theta)}{\sqrt{1 + e^2 + 2 \cdot e \cdot \cos(\theta)}} + \frac{1 + e \cdot \cos(\theta)}{\sqrt{1 + e^2 + 2 \cdot e \cdot \cos(\theta)}} \cdot \left(\left(1 + \frac{r}{p} \right) \cdot \cos(\theta) + e \cdot \frac{r}{p} \right) \right) \end{aligned}$$

Для нахождения дифференциалов воспользуемся методом Эйлера:

Метод Эйлера позволяет найти приближенное решение обыкновенных дифф. уравнений и заключается он в следующем:

Пусть дана задача Коши:

$$\begin{aligned} \frac{dy}{dx} &= f(x, y) \\ y_{x=x_0} &= y_0 \end{aligned}$$

где f определена на некоторой области вещественных чисел. Решение ищется на полуинтервале $(x_0, b]$. На этом промежутке введем узлы:

$$x_0 < x_1 < x_2 \dots < x_n \leq b.$$

Приближенное решение y_i в узлах x_i определяется по формуле:

$$y_i = y_{i-1} + (x_i - x_{i-1}) \cdot f(x_{i-1}, y_{i-1}), \text{ где } i = 1, 2, 3, \dots, n$$

В нашем случае шагом является разница между θ_i и θ_{i-1} , т.к. мы дифференцируем по u , а $du = d\theta + d\varpi = |\varpi - \text{const}, d\varpi = 0| du = d\theta$. Возьмем изменения по θ равными интервалами (15 градусов $\sim 0,261799$ рад.). Тогда:

$$\begin{aligned} p_i &= p_{i-1} + d\theta \cdot \frac{dp}{du} \\ \varpi_i &= \varpi_{i-1} + d\theta \cdot \frac{d\varpi}{du} \end{aligned}$$

$$e_i = e_{i-1} + d\theta \cdot \frac{de}{du}$$

Изобразим графики изменения оскулирующих элементов орбиты:

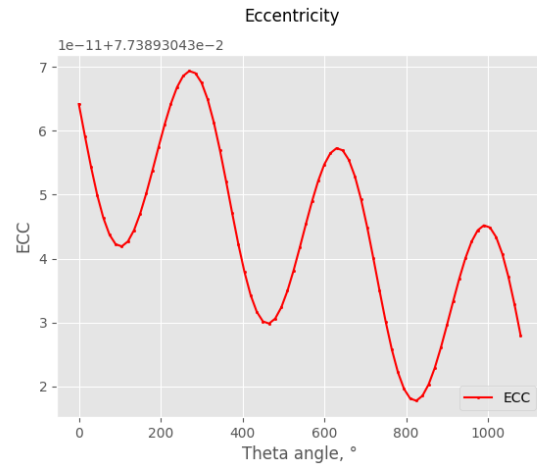
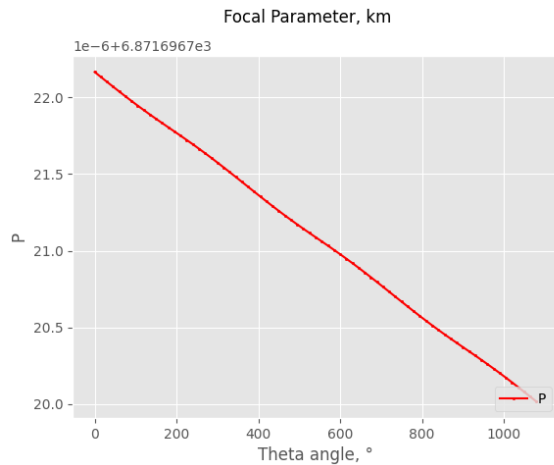


Рис. 5. Графики изменения факального параметра(слева) и эксцентриситета(справа) в зависимости от истинной аномалии при возмущенном движении.

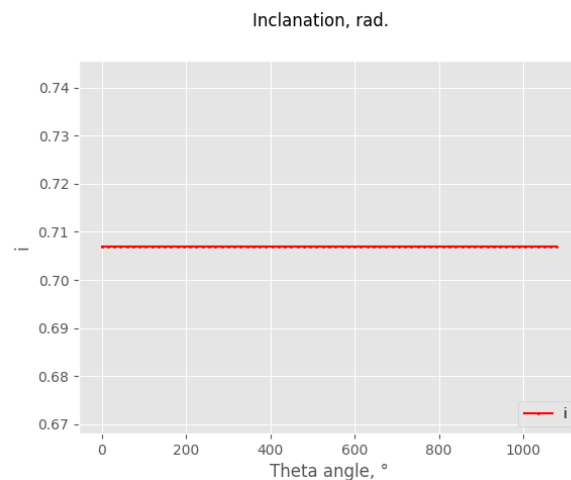
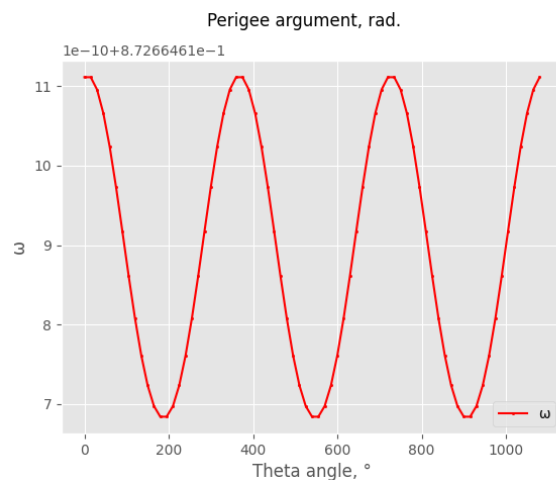


Рис. 6. Графики изменения аргумента перигея(слева) и наклонения(справа) в зависимости от истинной аномалии при возмущенном движении.

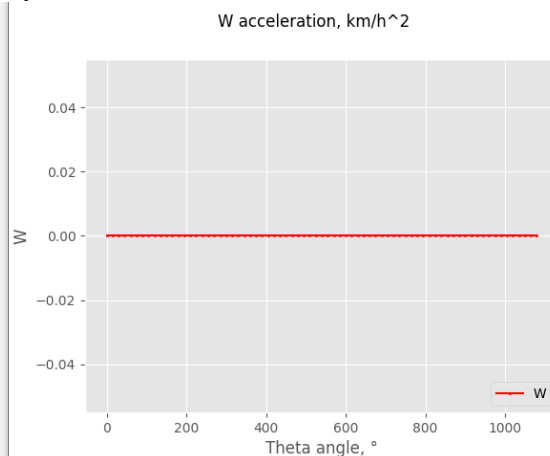
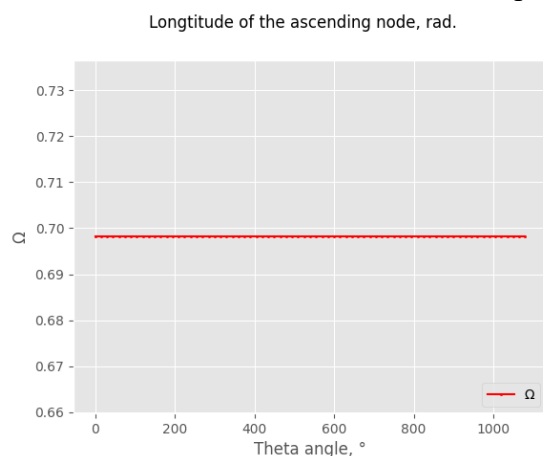


Рис. 7. Графики изменения долготы восходящего узла(слева) и нормальной составляющей возмущающего ускорения в зависимости от истинной аномалии при возмущающем движении.

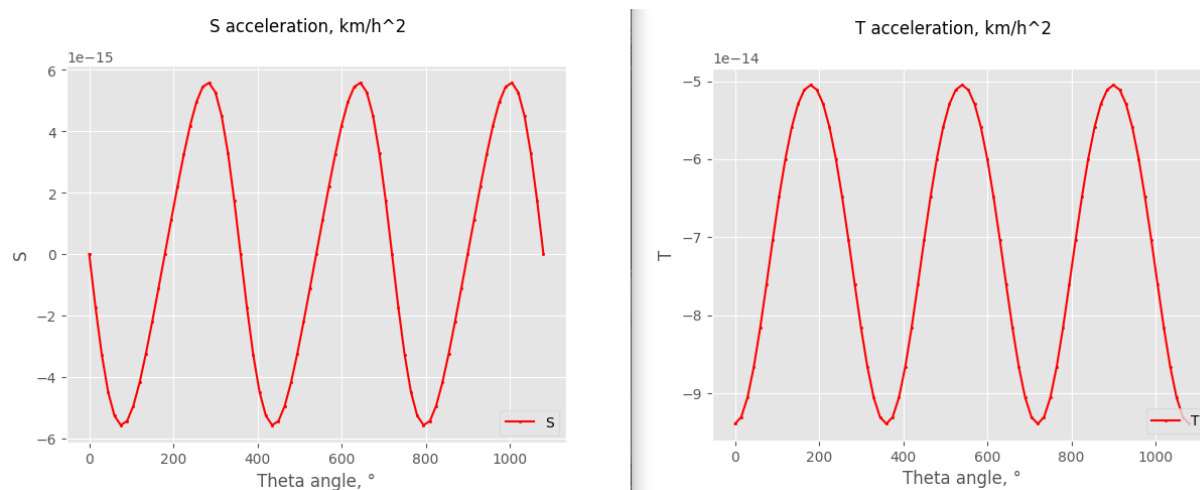


Рис. 8. Графики изменения радиальной(слева) и трансверсальной(справа) составляющих возмущающего ускорения в зависимости от истинной аномалии при возмущающем движении.

Orbital trajectory of a space aircraft with perturbation

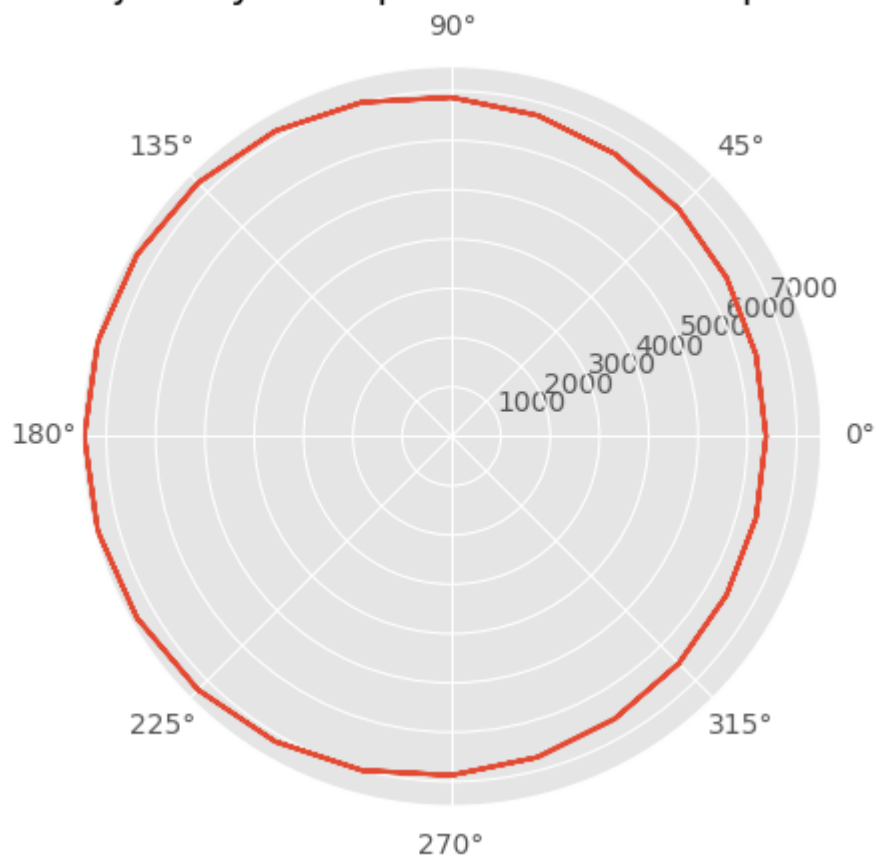


Рис. 9. Траектория движения КЛА при возмущающем движении

Вывод.

Невозмущенное движение:

Из рис.1 - рис.3 видно, что оскулирующие элементы орбиты, а именно фокальный параметр(p), эксцентриситет(e), долгота восходящего узла(Ω), наклонение(i) и аргумент перигея(ϖ) не изменяются, т.е. остаются константами. Также при невозмущающем движении возмущающего ускорения нет $\Rightarrow S$ (радиальная составляющая), T (трансверсальная составляющая), W (нормальная составляющая) = 0

Возмущенное движение:

Для более наглядного примера изменений параметров было взяты показатели за 3 витка [$0 < \theta < 6\pi$] с шагом $\frac{1}{12}\pi$ рад.

- Фокальный параметр монотонно уменьшается с 6871.696722 км до 6871.696720 км, испытывая вековое возмущение. Это можно наблюдать на Рис. 5 слева. Шаг: $\Delta p \in [-1.04692; -1.22255] \cdot 10^{-7}$ км
- Эксцентриситет за 1 виток уменьшается \Rightarrow с каждым последующим витком эксцентриситет будет все меньше и меньше, т.е. его среднее значение монотонно убывает, приближаясь к круговой орбите. Эксцентриситет испытывает вековое возмущение, изменяясь от 0.077389304369 до 0.077389304317 с шагом $\Delta e \in [-0.28944; 1.40561] \cdot 10^{-11}$. Это видно из Рис.5 справа
- Аргумент перигея испытывает периодическое возмущение с амплитудой $\approx 2 \cdot 10^{-12}$ и шагом $\Delta \varpi \in [-2.15297; 0.997952] \cdot 10^{-11}$ рад. Изменения аргумента перигея можно увидеть на Рис. 6 слева.
- Наклонение(Рис. 6 справа) и долгота восходящего узла(Рис. 7 слева) не изменяются, так как аэродинамическое воздействие не дает нормальное возмущающее ускорение ($W = 0$) и на всех витках равны $i = 0.706858$ рад. и $\Omega = 0.698131$ рад.

- Составляющие возмущающего ускорения:
 - Радиальное ускорение(S) имеет периодическое возмущение, с амплитудой $\approx 6 \cdot 10^{-15}$, принимая значения $[-5.5739; 5.5739] \cdot 10^{-15}$. Изменения можно увидеть на Рис. 8(слева)
 - Трансверсальное ускорение(T) имеет периодическое возмущение с амплитудой $\approx 2 \cdot 10^{-14}$, принимая значения $[-9.390779; -5.049925] \cdot 10^{-14}$. Изменения можно увидеть на Рис. 8(справа)
 - Нормальное ускорение(W) всегда равно 0.
- Орбита КЛА с каждым витком изменяется - эксцентриситет уменьшается, делая орбиту ближе похожей на круговую; аргумент перицентра также медленно падает, что приводит к понижению высоты КЛА, причем в перигее $\Delta\varpi(-2.38786 \cdot 10^{-10})$ сильно больше, чем в апогее $(-4.99107 \cdot 10^{-17})$.

Приложение.

1. Таблица ГОСТ 4401-81 “Атмосфера стандартная”.
<https://docs.cntd.ru/document/1200009588>
2. Метод Эйлера.
https://ru.wikipedia.org/wiki/Метод_Эйлера
3. Вековые и периодические возмущения.
https://ru.wikipedia.org/wiki/Вековые_возмущения
4. Ссылка на Github: <https://github.com/rudnmk/MSF/tree/main/3/lab%203>
5. Код программы:

main.cpp:

```
#include "link.h"
```

```
std::vector<double> createTHETADataFile(int rounds);
```

```
int main() {  
    int rounds = 3;  
    std::vector<double> THETA = createTHETADataFile(rounds);  
    unperturbed();  
    perturbed(THETA, rounds);  
    return 0;  
}
```

```
std::vector<double> createTHETADataFile(int rounds) {  
    std::ofstream file;  
    std::ofstream unperturbedRadius;  
    unperturbedRadius.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3  
graph/unperturbedRadius.txt");  
    std::vector<double> THETA;  
    file.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/THETAprams.txt");
```

```
    for (int step = 0; step < (360 * rounds) + 1; step += 15) {
```

```

double stepPI = step * PI / 180.0;
THETA.push_back(stepPI);
unperturbedRadius << (P / (1.0 + ECC * cos(stepPI))) << " ";
file << step << " ";
}
file.close();
unperturbedRadius.close();
return THETA;
}

```

perturbed.cpp:

```
#include "link.h"
```

```

void perturbed(std::vector<double> THETA, int rounds) {
std::ofstream radius;
radius.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/radius.txt");
radius << std::setprecision(30);
std::ofstream p;
p.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/p.txt");
p << std::setprecision(30);
std::ofstream ecc;
ecc.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/ecc.txt");
ecc << std::setprecision(30);
std::ofstream omega;
omega.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/omega.txt");
omega << std::setprecision(30);
std::ofstream i;
i.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/i.txt");
i << std::setprecision(30);
std::ofstream sigma;
sigma.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/sigma.txt");
sigma << std::setprecision(30);
std::ofstream S;
S.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/S.txt");
S << std::setprecision(30);
std::ofstream T;

```

```

T.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/T.txt");
T << std::setprecision(30);
std::ofstream W;
W.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/W.txt");
double tempP = P;
double tempECC = ECC;
double tempOm = U;
double tempS;
double tempT;
std::vector<double>::iterator iter = THETA.begin();
int tmp = 0;

for (int step = 0; step < (360 * rounds) + 1; step += 15) {
double tempTHETA = *(iter + tmp);
double tempR = tempP / (1.0 + tempECC * cos(tempTHETA));
double V = m / tempP * (1.0 + pow(tempECC, 2.0) + 2 * tempECC *
cos(tempTHETA));
double Fa = (Cxa * AtmDensity * pow(V, 2.0) * Sa) / (2.0 * m);

tempS = -(Fa * tempECC * sin(tempTHETA)) / (sqrt(1.0 + pow(tempECC,
2.0) + 2.0 * tempECC * cos(tempTHETA)));
tempT = -(Fa * (1.0 + tempECC * cos(tempTHETA))) / (sqrt(1.0 +
pow(tempECC, 2.0) + 2.0 * tempECC * cos(tempTHETA)));
double pChange = (2.0 / Mu) * pow(tempR, 3.0) * tempT;
double eChange = (pow(tempR, 2.0) / Mu) * (tempS * sin(tempTHETA) +
tempT * ((1.0 + (tempR / tempP)) * cos(tempTHETA) + tempECC *
(tempR / tempP)));
double omChange = (pow(tempR, 2.0) / (Mu * tempECC)) * (tempT * (1.0
+ (tempR/tempP)) * sin(tempTHETA) - tempS * cos(tempTHETA));
std::cout << "delta p = " << pChange << "; deltaECC = " << eChange << ";
delta OMEGA = " << omChange << "." << std::endl;

radius << tempR << " ";
p << tempP << " ";
ecc << tempECC << " ";
omega << tempOm << " ";

```

```

i << INC << " ";
sigma << SIGMA << " ";
S << tempS << " ";
T << tempT << " ";
W << 0.0 << " ";

tempP += (15.0 * PI / 180.0) * pChange;
tempECC += (15.0 * PI / 180.0) * eChange;
tempOm += (15.0 * PI / 180.0) * omChange;
tmp++;
}
radius.close();
p.close();
ecc.close();
omega.close();
i.close();
sigma.close();
S.close();
T.close();
W.close();
}

```

unperturbed.cpp:

```
#include "link.h"
```

```

void unperturbed() {
std::ofstream file;
file.open("C:/Users/mk170/MSF/3/lab 3/lab 3 graph/unperturbed.txt");
std::vector<double> parameters = { P, SIGMA, INC, U, ECC };
for (int i = 0; i < 5; i++) {
file << parameters[i] << " ";
}
file.close();
}

```

link.h:

```

#pragma once
#include <iostream>
#include <math.h>
#include <vector>
#include <fstream>
#include <iomanip>
#include <string>

//Constant params
#define Mu 398602.4415 //Gravity parameter
#define R 6378.1 //Earth's radius

//Initial data
#define PI 3.1415926
#define INC (40.5 * PI / 180.0) //Inclination
#define Ha 860.0 //Apogee height
#define Hp 210.0 //Perigee height
#define SIGMA (40.0 * PI / 180.0) //The longitude of the ascending node
#define U (50.0 * PI / 180.0) //Latitude argument
#define Sa 12.0 //Area of Space Aircraft(SA)
#define m 1500.0 //SA's mass
#define Cxa 2.0 //Coefficient of frontal force resistance

//Orbital parameters(not found yet)
#define Ra R + Ha //Apogee radius
#define Rp R + Hp //Perigee radius
#define SMA (Rp + Ra) / 2.0 //Semi-major axis
#define ECC (Ra - Rp) / (Ra + Rp) //Eccentricity
#define P SMA * (1 - pow(ECC, 2.0)) //Focal parameter
#define AtmDensity 1.82838 * pow(10.0, -10.0)

void unperturbed();
void perturbed(std::vector<double> THETA
-----
unperturbedGraph.py:
import pandas as ps
import matplotlib.pyplot as plt
import numpy as np

```



```

def draw(l, subtitle, label, angleTHETA):
    temp = list(np.repeat(l, len(angleTHETA)))
    plt.style.use("ggplot")
    figure, ax = plt.subplots()
    figure.suptitle(subtitle)
    THETA_array = np.asarray(angleTHETA).T
    l_array = np.asarray(temp).T

    ax.plot(THETA_array, l_array, color="red", label=label, alpha=1,
            marker="s", markerfacecolor="black", markersize=1)

    ax.legend(loc="lower right")
    ax.set_xlabel("Theta angle, °")
    ax.set_ylabel(label)
    plt.show()

with open("THETAprams.txt", "r") as f:
    theta = f.readlines()
    f.close()

angleTHETA = theta[0].split(' ')
radTHETA = theta[0].split(' ')
angleTHETA.pop()
radTHETA.pop()
for i in range(len(angleTHETA)):
    angleTHETA[i] = int(angleTHETA[i])
    radTHETA[i] = float(int(radTHETA[i]) * np.pi / 180)

with open("unperturbed.txt", "r") as f:
    data = f.readlines()
    f.close()

with open("unperturbedRadius.txt", "r") as f:
    radius = f.readlines()
    f.close()

```

```

R = radius[0].split(' ')
R.pop()
for i in range(len(R)):
    R[i] = float(R[i])

```

```

DATA = data[0].split(' ')
DATA.pop()
P = float(DATA[0])
SIGMA = float(DATA[1])
INC = float(DATA[2])
OMEGA = float(DATA[3])
ECC = float(DATA[4])

```

```

chosenToDraw = list(np.repeat(OMEGA, 25))

```

```

# /-----/
# Orbital trajectory
plt.figure()
plt.polar(radTHETA, R)
plt.title("Orbital trajectory of a space aircraft without perturbation")
plt.show()
# /-----/

```

```

draw(P, "Focal Parameter, km", "P", angleTHETA)
draw(ECC, "Eccentricity", "ECC", angleTHETA)
draw(OMEGA, "Perigee argument, rad.", "ω", angleTHETA)
draw(INC, "Inclination, rad.", "i", angleTHETA)
draw(SIGMA, "Longitude of the ascending node, rad.", "Ω", angleTHETA)

```

perturbedGraph.py:

```

import pandas as ps
import matplotlib.pyplot as plt
import numpy as np

```

```

def auto(l):
    temp = l[0].split(' ')

```

```

temp.pop()
for i in range(len(temp)):
    temp[i] = float(temp[i])
return temp

def draw(l, subtitle, label, angleTHETA):
    plt.style.use("ggplot")
    figure, ax = plt.subplots()
    figure.suptitle(subtitle)
    THETA_array = np.asarray(angleTHETA).T
    l_array = np.asarray(l).T

    ax.plot(THETA_array, l_array, color="red", label=label, alpha=1,
            marker="s", markerfacecolor="black", markersize=1)

    ax.legend(loc="lower right")
    ax.set_xlabel("Theta angle, °")
    ax.set_ylabel(label)
    plt.show()

with open("THETAprams.txt", "r") as f:
    theta = f.readlines()
    f.close()

angleTHETA = theta[0].split(' ')
radTHETA = theta[0].split(' ')
angleTHETA.pop()
radTHETA.pop()
for i in range(len(angleTHETA)):
    angleTHETA[i] = int(angleTHETA[i])
    radTHETA[i] = float(int(radTHETA[i]) * np.pi / 180)

with open("radius.txt", "r") as f:
    radius = f.readlines()
    f.close()
with open("p.txt", "r") as f:

```

```

    p = f.readlines()
    f.close()
with open("ecc.txt", "r") as f:
    ecc = f.readlines()
    f.close()
with open("omega.txt", "r") as f:
    omega = f.readlines()
    f.close()
with open("i.txt", "r") as f:
    i = f.readlines()
    f.close()
with open("sigma.txt", "r") as f:
    sigma = f.readlines()
    f.close()
with open("S.txt", "r") as f:
    s = f.readlines()
    f.close()
with open("T.txt", "r") as f:
    t = f.readlines()
    f.close()
with open("W.txt", "r") as f:
    w = f.readlines()
    f.close()

```

```

P = auto(p)
ECC = auto(ecc)
OMEGA = auto(omega)
INC = auto(i)
SIGMA = auto(sigma)
S = auto(s)
T = auto(t)
W = auto(w)
R = auto(radius)
print(max(T), min(T))

```

```

draw(P, "Focal Parameter, km", "P", angleTHETA)
draw(ECC, "Eccentricity", "ECC", angleTHETA)

```

```
draw(OMEGA, "Perigee argument, rad.", "ω", angleTHETA)
draw(INC, "Inclination, rad.", "i", angleTHETA)
draw(SIGMA, "Longitude of the ascending node, rad.", "Ω", angleTHETA)
draw(S, "S acceleration, km/h^2", "S", angleTHETA)
draw(T, "T acceleration, km/h^2", "T", angleTHETA)
draw(W, "W acceleration, km/h^2", "W", angleTHETA)
```

```
##/-----/
#Orbital trajectory
plt.figure()
plt.polar(radTHETA, R)
plt.title("Orbital trajectory of a space aircraft with perturbation")
plt.show()
##/-----/
```