

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

ОТЧЕТ

По Курсовой работе

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

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

Тема: Локально-геостационарные орбиты
Кеплеровы элементы орбиты
(название лабораторной / курсовой)

Выполнено студентом: Яковлева Елена Валерьевна
(ФИО)

Группа: ИПМбд-01-22
№ студенческого: 1132226159

Москва, 2023

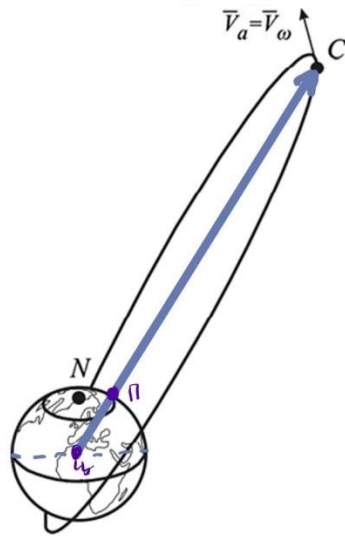
Содержание

Теоретическая часть.....	3
Задание 1.....	3
Задание 2.....	4
Задание 3.....	5
Практическая часть.....	7
Приложение.....	8

Теоретическая часть

Задание 1.

1. Геоцентрический радиус вектор – это радиус, начало которого находится в центре масс Земли, а конец на нужной нам точке орбиты. Подспутниковая точка – это точка, расположенная на геоцентрическом радиус векторе, которая пересекается с линией поверхности Земли.



Где П – подспутниковая точка, Ц – центр масс Земли.

2. В данном частном случае точка апогея орбиты находится в плоскости широты подспутниковой точки. Только в этой точке направления скоростей будут совпадать, так как в других точках они будут направлены в разные стороны.
3. Гравитационный параметр μ - это параметр зависящий от массы Земли, массы тела и гравитационной постоянной. Если масса тела сравнительно очень мала, то ею можно пренебречь.

$$\mu = G(M + m) \approx GM$$

Для эллиптических орбит выглядит так: $\mu = \frac{4\pi^2 a^3}{T^2}$

Для круговых так: $\mu = \frac{4\pi^2 r^3}{T^2}$

Он разный для каждой планеты.

4. $V_c = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$, где $R_a = R_p = r$, так как в круговой орбите перигеи и апогеи на одинаковом расстоянии от центра.

Задание 2.

1. Существует 6 кеплеровских элементов орбиты: средняя аномалия, угол наклона, эксцентриситет, большая полуось, долгота восходящего узла, долгота перицентра.

Средняя аномалия – это угловое расстояние от перицентра тела, который движется с неизменной угловой скоростью, эквивалентной среднему движению тела.

Угол наклона орбиты – это угол между данной орбитой и базовой орбитой.

Эксцентриситет – это величина, показывающая «сжатость» орбиты, то есть насколько орбита отличается от идеального круга.

Большая полуось – это среднее расстояние тела от фокуса.

Долгота восходящего узла – отсчитывается от точки весеннего равноденствия в сторону движения планеты от 0° до 360° .

Долгота перицентра – это угол между направлением на восходящий узел и направлением на перицентр

Кеплеровский элемент	Изменение размера или формы орбиты	Изменение положения орбиты в плоскости	Изменение положения орбиты в пространстве
Большая полуось	Да	Нет	Нет
Эксцентриситет	Да	Нет	Нет
Угол наклона	Нет	Да	Нет
Долгота восходящего узла	Нет	Да	Да
Аргумент перицентра	Нет	Нет	Да
Средняя аномалия	Нет	Нет	Нет

Средняя аномалия влияет на положение тела на орбите.

Эксцентриситет и большая полуось влияют на размер орбиты, долгота перицентра влияет на положение орбиты в плоскости, долгота восходящего узла и угол наклона на положение орбиты в пространстве

2. Наша подспутниковая точка совпадает с точкой апогея орбиты. Чтобы они совпали, нужно чтобы угол наклона орбиты совпадал с широтой подспутниковой точки, иначе геоцентрический радиус вектор не коснется нашей точки, а образует другую подспутниковую точку, широта которой будет равна углу наклона орбиты.

Задание 3.

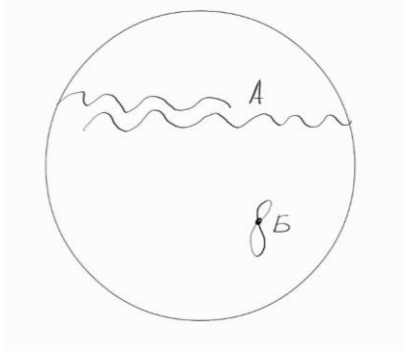
1. Геостационарная орбита – это орбита, которая расположена над экватором.

Геосинхронная орбита – это орбита, по которой тело(спутник) будет двигаться со скоростью вращения земли, т.е. их периоды вращения совпадают. Геостационарная орбита может быть геосинхронной при выполнении обоих условий. Геосинхронная не может быть геостационарной.

2. Трасса орбиты – это проекция перемещения спутника на орбите на планету, по-другому можно назвать перемещением подспутниковой точки.

Закрытая траса – это такое перемещение подспутниковой точки, которое начинается и заканчивается в одной точке, образуя замкнутую фигуру.

Открытая траса – это такое перемещение подспутниковой точки, которое начинается и заканчивается не в одной точке.



, где А – открытая траса, Б – закрытая.

3. Сидерический период обращения – это интервал времени в течении которого спутник вернется на ту же подспутниковую точку основного тела, относительно неподвижных далеких звезд.

$$T = \sqrt{\frac{4\pi^2 a^3}{GM}} \Rightarrow T_c = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

Драконический период обращения – это интервал времени, в котором спутник последовательно проходит любой из узлов его орбиты.

$$T_{nod} = \frac{T_c}{\sqrt{(1 - e^2)^3}}$$

4. Эффективный период вращения земли – это интервал времени между двумя последующими проходами фиксированной точки экватора над восходящим узлом орбиты спутника с учетом прецессии орбиты.

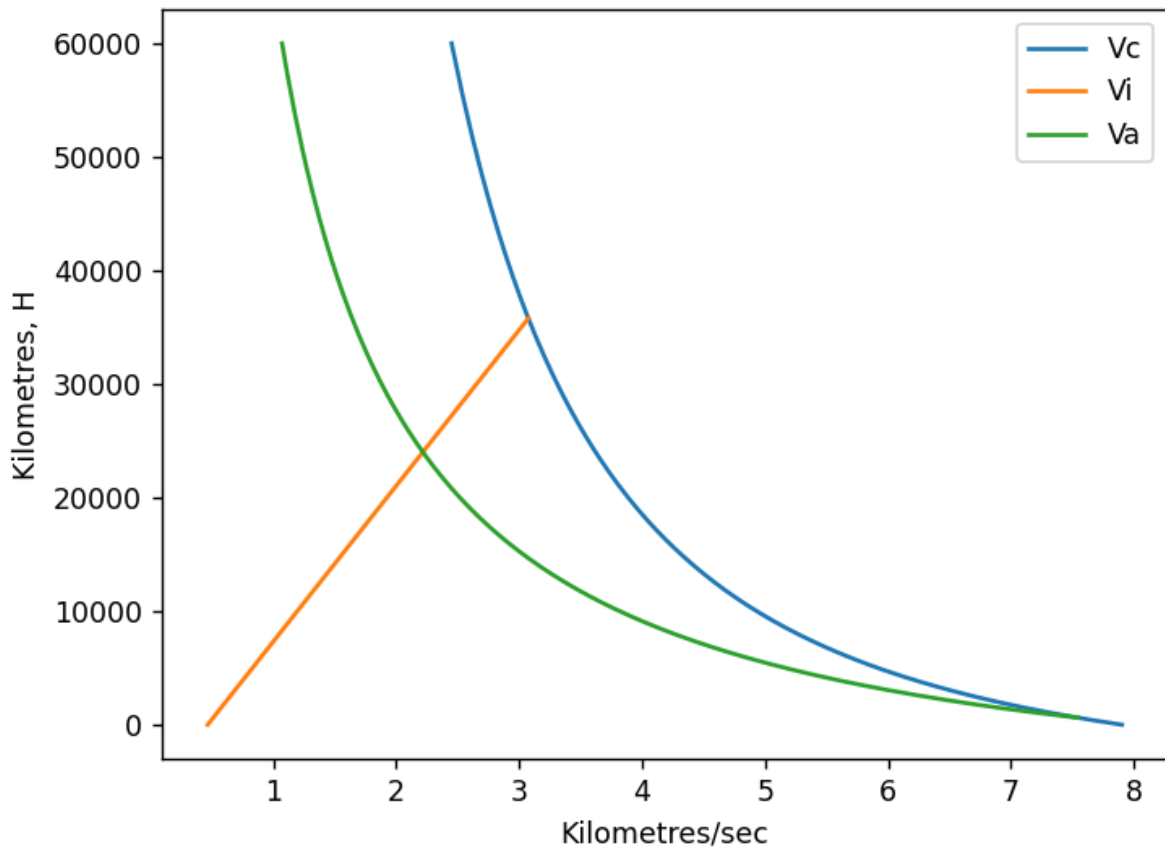
$$T = \frac{2\pi + \frac{m}{n} \cdot \delta\Omega}{\omega} \text{ - формула представленная в статье.}$$

$$T = \frac{2\pi}{\omega} \text{ - формула из школьного курса для движения по окружности.}$$

Так как мы движемся не по окружности, а по орбите, то нужно учитывать возмущения. В формулу добавились следующие значения: $\delta\Omega$ - угловое смещение восходящего узла орбиты спутника за один оборот, m , n – характеризуют количество оборотов и количество эффективных астрономических дней в течение периода повторения, m/n -коэффициент повторения геосинхронной орбиты.

Практическая часть

График зависимостей, где V_c – зависимость скорости спутника от высоты, V_i – зависимость скорости конца геоцентрического радиус-вектора от высоты при наклонении $i = 0$, V_a – зависимость скорости спутника в апогее орбиты при зафиксированной высоте перигея орбиты.



Точка пересечения V_i и V_a (2.2160, 24011)

Точка пересечения V_c и V_i (3.0746, 35785)

Вывод

В результате выполнения курсовой работы, были изучены термины и формулы, без которых невозможно дальнейшее понимание и изучение механики космического полета. Были проведены расчеты и построены графики, отражающие зависимость скорости спутника от высоты в различных сценариях.

График V_c - зависимость скорости спутника от высоты позволяет наглядно представить, как изменяется скорость спутника в зависимости от его высоты над поверхностью Земли. Этот график может быть полезен при планировании спутниковых миссий или определении оптимальных параметров орбиты для конкретных целей.

График V_i - зависимость скорости конца геоцентрического радиус-вектора от высоты при наклонении $i = 0$ представляет собой важную информацию о движении спутника на орбите с нулевым наклонением. Этот график может быть полезен при планировании спутниковых миссий, связанных с поддержанием стабильности орбиты.

График V_a - зависимость скорости спутника в апогее орбиты при зафиксированной высоте перигея орбиты позволяет изучить влияние апогея на скорость спутника. Этот график может быть полезен при анализе орбитальных параметров спутников и определении оптимальной конфигурации орбиты для различных задач.

Выводы из графиков могут помочь улучшить понимание уравнения Кеплера и его применения в практической космической деятельности. Эти графики представляют собой важные инструменты для инженеров и специалистов в области космических исследований, помогая им принимать решения на основе количественных данных и оптимизировать параметры спутниковых миссий.

Приложение

Код программы на языке программирования С для расчета данных:

```
#define _CRT_SECURE_NO_WARNINGS

#include <stdio.h>

#include <stdlib.h>

#include <string.h>

#include <math.h>

int main(){

    float r_earth, mu, vc, vi, va, rp;

    float wE = 7.2921159 * pow(10,-5);

    float i = 0 * 0.0175;

    r_earth = 6378.1;

    mu = 398600.4;

    rp = 7000.0;

    FILE* file = fopen("kursach_practikaMKP.txt", "w+");

    for (int h = 1; h <= 60000; h+=1){

        vc = sqrt(mu/(r_earth + h));

        vi= wE*(r_earth+h)*cos(i);

        va = sqrt((2 * mu * rp) / ((h + r_earth) * (h + r_earth + rp)));

        fprintf(file, "%f\n", vc);

        fprintf(file, "%f\n", vi);

        fprintf(file, "%f\n", va);

    }

    fclose(file);

    return 0;

}
```

Код программы на языке программирования Python для построения графиков:

```
from matplotlib import pyplot as plt
```

```
f = open('C:/Users/Alena/study/mkpkursachsem3/kursach_practikaMKP.txt')
```

```
filik = f.readlines()
```

```
f.close()
```

```
x = []
```

```
y = []
```

```
z = []
```

```
y1 = []
```

```
z1 = []
```

```
yt1 = []
```

```
zt1 = []
```

```
kol = []
```

```
lenfil = len(filik)
```

```
for i in range(0,lenfil,3):
```

```
    x.append(float(filik[i]))
```

```
for b in range(1,lenfil,3):
```

```
    y.append(float(filik[b]))
```

```
for c in range(2, lenfil,3):
```

```
    z.append(float(filik[c]))
```

```
for l in range(len(x)):
```

```
    kol.append(int(l))
```

```
for t in range(len(x)):
```

```
    if z[t] < x[t]:
```

```
        z1.append(z[t])
```

```
        zt1.append(t)
```

```

if y[t] < x[t]:
    y1.append(y[t])
    yt1.append(t)

for u in range(len(x)):
    if abs(x[u] - y[u]) < 0.0001:
        print('Vc and Vi', x[u], y[u], u)
    if abs(z[u] - y[u]) < 0.0001:
        print('Vi and Va', y[u], z[u], u)

plt.plot(x, kol, label = 'Vc')
plt.plot(y1, yt1, label = 'Vi')
plt.plot(z1, zt1, label = 'Va')
plt.ylabel('Kilometres, H')
plt.xlabel('Kilometres/sec')
plt.legend()
plt.show()

```