



**МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ  
ФЕДЕРАЦИИ**

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования**

**«Московский Авиационный Институт»**

**(Национальный Исследовательский Университет)**

Институт №8: «Компьютерные науки и прикладная математика»

Кафедра 806: «Вычислительная математика и программирование»

**ПРОЕКТНАЯ РАБОТА**

По курсу «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику»

Тема:

**«Моделирование взлета корабля Белки и Стрелки»**

**Группа: М8О-109БВ-24**

**Работу выполнили:**

Фимина Анастасия Олеговна

Касаева Яна Михайловна

Котик Мария Николаевна

Тарабрина Яна Романовна

Полевая Анна Олеговна

Руководители проекта:

Тимохин Максим Юрьевич,

Кондаратцев Вадим Леонидович

Оценка: \_\_\_\_\_

Подпись: \_\_\_\_\_

Дата: \_\_\_\_\_

Москва 2024

## Оглавление

ВВЕДЕНИЕ .....	3
1. ОПИСАНИЕ МИССИИ .....	4
2.МАТЕМАТИЧЕСКАЯ И ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛИ.....	8
3.ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ .....	16
4. СИМУЛЯЦИЯ.....	18
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	18
ИСТОЧНИКИ .....	20
ПРИЛОЖЕНИЯ .....	21

# **ВВЕДЕНИЕ**

**Название проекта:** «Полет Белки и Стрелки»

**Название команды:** «Мяу»

**Цель:** создать математическую и физическую модель полета Белки и Стрелки в космос, провести симуляцию в Kerbal Space Program и сравнить результаты моделей с данными симуляции.

**Задачи:**

1. Изучить технические параметры и этапы полета Белки и Стрелки
2. Разработать математическую модели для воссоздания полета
3. Смоделировать миссию в Kerbal Space Program.
4. Сравнить результаты моделей и симуляции.
5. Провести анализ отклонений и сделать выводы.
6. Составить отчет о проделанной работе.

**Состав команды:**

- Фими́на А. О. – тимлид, сбор информации
- Касаева Я. М. – программист, KSP
- Котик М. Н. – физик
- Тарабрина Я. Р. – математик, программист
- Полевая А. О. – презентор, сбор информации

# 1. ОПИСАНИЕ МИССИИ

## **Предыстория**

В 1957 году Сергей Королёв поставил задачу подготовить собак для суточного орбитального полёта. Были отобраны 12 самок весом до 6 кг и высотой до 35 см, с светлой окраской для лучшего наблюдения. Подготовка проходила в Институте медико-биологических проблем в Москве, где собак приучали к длительному пребыванию в ограниченном пространстве и специальной пище.

Среди претендентов выделялись Белка и Стрелка. Белка была активной и общительной, а Стрелка — более робкой, но дружелюбной. Обе собаки успешно прошли испытания в условиях, приближённых к реальным полётам.

28 июля 1960 года в результате аварии на Спутник-5-1 погибли собаки Лисичка и Чайка. После этого было решено обеспечить катапультирование капсулы с животными в случае аварии. Следующий корабль, Спутник-5, имел катапультируемую капсулу.

## **Миссия «Полет собак в космос»**

Белка и Стрелка — собаки-космонавты, которые совершили космический полет на советском корабле «Спутник-5» 19 августа 1960 года. Основной целью полета было изучение влияния космического полета на организм животных и других биологических объектов, включая перегрузки, длительную невесомость, переходы между перегрузками и невесомостью, а также воздействие космической радиации на животных и растения. Исследовались их жизнедеятельность и наследственность, а также отработывались системы, обеспечивающие жизнедеятельность человека, безопасность полета и успешное возвращение на Землю. В ходе полета также были проведены медико-биологические эксперименты и научные исследования космического

пространства. Полет длился более 25 часов, за это время корабль совершил 17 полных витков вокруг Земли. Белка и Стрелка стали первыми животными, которые успешно вернулись на Землю после орбитального космического полета.

## **Траектория полета**

Траектория полета Белки и Стрелки, первых животных, отправленных в космос, может быть описана поэтапно следующим образом:

### **1. Подготовка к полету:**

- Белка и Стрелка были выбраны для участия в космической миссии. Перед полетом они прошли тщательную подготовку, включая медицинские обследования и тренировки, чтобы адаптироваться к условиям невесомости.

### **2. Запуск:**

- 19 августа 1960 года ракета "Спутник-5" с Белкой и Стрелкой на борту была запущена с космодрома Байконур. Ракета поднялась в атмосферу, преодолевая гравитацию Земли.

### **3. Вход в орбиту:**

- После достижения необходимой высоты ракета вышла на орбиту вокруг Земли. Белка и Стрелка находились в специальной капсуле, которая обеспечивала им безопасность и комфорт.

### **4. Орбитальный полет:**

- В течение 25 часов капсула совершила 17 оборотов вокруг Земли. В это время животные испытывали условия невесомости, что позволяло ученым наблюдать за их поведением и физиологическими реакциями.

### **5. Возвращение на Землю:**

- После завершения миссии капсула была выведена из орбиты и начала сплошное снижение. Система парашютов сработала, обеспечив мягкую посадку.

#### **6. Посадка:**

- Капсула с Белкой и Стрелкой успешно приземлилась в заданном районе на территории СССР. Животные были извлечены из капсулы в хорошем состоянии, что стало важным достижением для космической программы.

### **Устройство корабля**

Пятый космический аппарат «Спутник-5» серии «Спутник» был изготовлен в ОКБ-1 под руководством С. П. Королёва в подмосковном Калининграде (ныне Королёв).

Корабль состоял из двух частей — кабины и приборного отсека. В кабине были расположены аппаратура обеспечения жизнедеятельности животных, оборудование для биологических экспериментов, часть аппаратуры для научных исследований (фотоэмульсионные блоки и радиометр), часть аппаратуры системы ориентации, аппаратура регистрации ряда технических параметров (угловых скоростей, перегрузок, температур, шумов и т. д.), автоматические системы, обеспечивающие приземление, аппаратура для регистрации данных о работе приборов, а также физиологических параметров собак на участке спуска.

Катапультируемый контейнер, в котором находились собаки и другие биообъекты, был одним из вариантов контейнера, разработанного для будущих полётов человека. В контейнере были расположены кабина для животных с лотком, автоматом кормления, ассенизационным устройством, системой вентиляции и т. п., катапультные и пиротехнические средства, радиопередатчики для пеленгации после приземления, телевизионные камеры с системой подсвета

и зеркал, блоки с ядерными фотоэмульсиями. Внутри кабины крепились автомат для кормления, контейнеры для мелких биообъектов и микрофон для контроля уровня шума в кабине во время полёта.

Кроме собак, в катапультируемом контейнере находились 12 мышей, насекомые, растения, грибковые культуры, семена кукурузы, пшеницы, гороха, лука, некоторые виды микробов и другие биообъекты. Вне катапультируемого контейнера в кабине корабля были размещены 28 лабораторных мышей и 2 белые крысы. Масса корабля-спутника без последней ступени ракеты-носителя составляла 4600 кг.

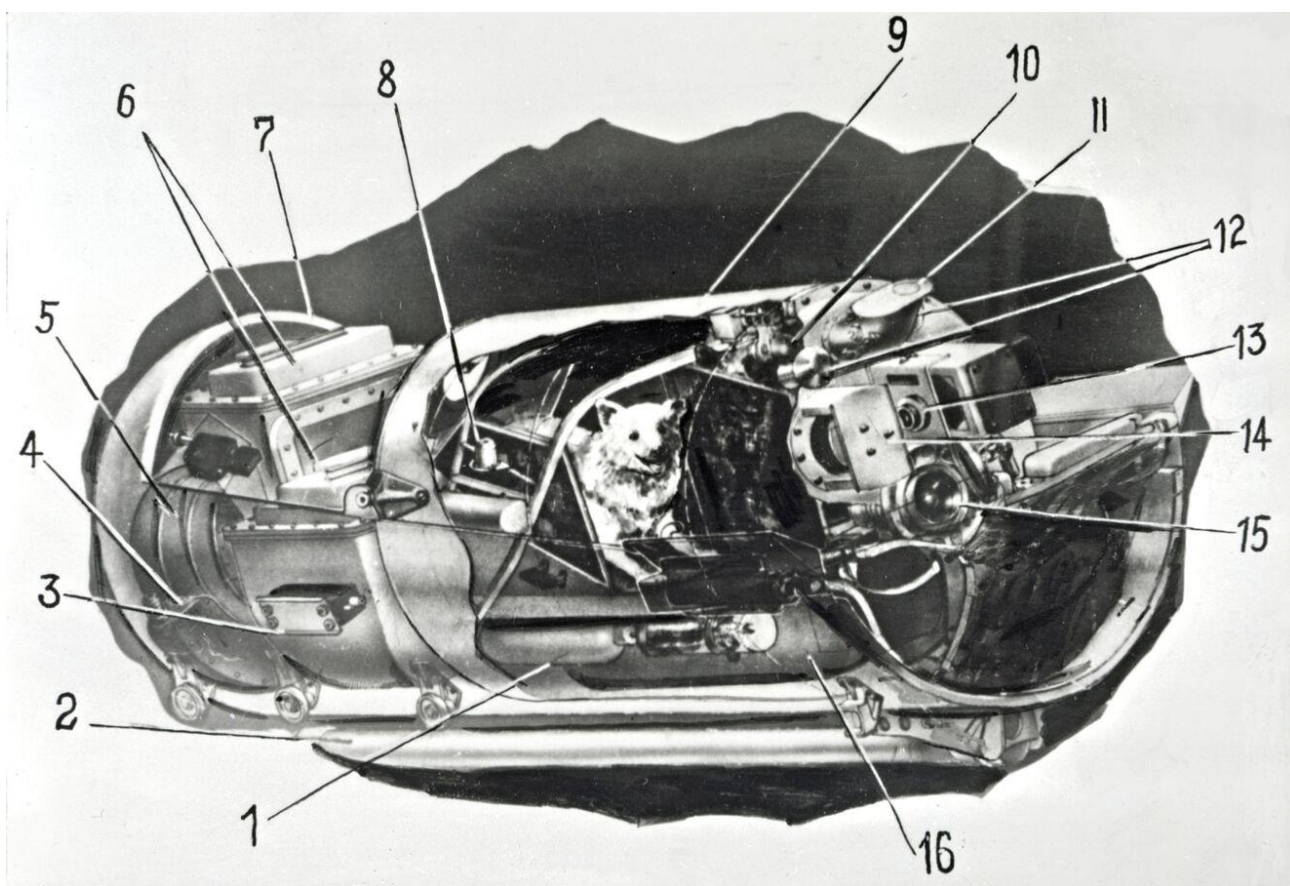


Рис.1.1. Герметическая кабина животных в катапультируемом контейнере на борту «Спутник-5».

1. Баллон системы воздухоснабжения. 2. Стреляющий механизм катапультирования. 3. Блок радиопеленгаторного устройства. 4. Специальная аккумуляторная батарея для подогрева пробирок с микробами. 5. Аккумуляторная батарея. 6. Блоки специальной научной аппаратуры. 7. Катапультируемый контейнер. 8. Датчик движения. 9. Гермокабина животного. 10. Микрофон. 11. Антенна радиопеленгаторного устройства. 12. Клапаны вдоха и выдоха. 13. Телевизионная камера. 14. Зеркало. 15. Вентиляционная установка. 16. Автомат комбинированного питания.

### Характеристики космического аппарата «Спутник-5»



- Масса: 4600 кг
- Наклонение:  $64,95^{\circ}$
- Период: 90,72 минуты

Рис.1.2. Модель «Спутник-5»

## 2.МАТЕМАТИЧЕСКАЯ И ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛИ

В рамках работы над проектом мы разработали физическую модель для симуляции взлета ракеты «Восток», на которой 19 августа 1960 года собаки Белка и Стрелка совершили космический полет.

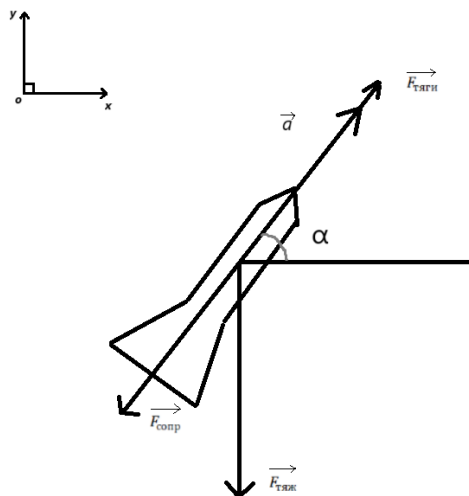
Для того, чтобы построить физическую модель взлета, необходимо учесть несколько факторов, таких как силы, действующие на ракету, изменение массы ракеты по мере расходования топлива, изменение угла наклона и сопротивление воздуха. Рассмотрим ключевые элементы для построения такой модели.

Движение ракеты будем рассматривать в системе отсчёта, связанной с Землёй, в декартовой системе координат



Разделим полёт ракеты на три этапа:

- Первый этап, определённый на временном промежутке  $[t_0; t_1)$ , задан временем работы двигателей от старта ракеты до отстыковки бортовых двигателей 1-ой ступени.
- Второй этап, определённый на временном промежутке  $[t_1; t_2)$ , задан временем работы двигателей от момента отстыковки бортовых двигателей 1-ой ступени до момента отстыковки центрального блока 2-ой ступени.
- Третий этап, определённый на временном промежутке  $[t_2; t_3)$ , задан временем работы двигателей от момента отстыковки центрального блока 2-ой ступени до момента вылета из атмосферы.



Пусть ракета – материальная точка, Земля – шар, точка запуска лежит на поверхности этого шара. Запуск ракеты производится из начала системы координат. Полет ракеты происходит в одной плоскости.

Угол  $\alpha$  зависит от текущей высоты ракеты.

## Второй закон Ньютона для ракеты

Для того чтобы получить уравнение для ускорения ракеты, применим второй закон Ньютона.

$$m \cdot \vec{a} = \overrightarrow{F_{\text{тяги}}} + \overrightarrow{F_{\text{тяж}}} + \overrightarrow{F_{\text{сопр}}}$$

где:

- $m$  — масса ракеты;
- $\overrightarrow{F_{\text{тяги}}}$  — сила тяги;
- $\overrightarrow{F_{\text{тяж}}}$  — сила тяжести;
- $\overrightarrow{F_{\text{сопр}}}$  — сила сопротивления.

### Изменение массы ракеты

Масса ракеты будет уменьшаться по мере сгорания топлива, что важно для расчета ускорения ракеты.

Введем величину расхода топлива:

$$\beta = \frac{m_T}{t}$$

где:

- $m_T$  — масса топлива.

Масса изменяется с течением времени согласно следующей системе:

$$\begin{cases} M(\tau) = m_0 - \beta_1 \tau, & t_0 \leq \tau < t_1, \\ M(\tau) = m_0 - \beta_1 t_1 - m_1 - \beta_2 (\tau - t_1), & t_1 \leq \tau < t_2, \\ M(\tau) = m_0 - \beta_1 t_1 - m_1 - \beta_2 (t_2 - t_1) - m_2 - \beta_3 (\tau - t_3), & t_2 \leq \tau < t_3. \end{cases}$$

где:

- $M(\tau)$  — зависимость массы ракеты от времени;
- $m_0$  — начальная масса ракеты;

- $m_1$  — сухая масса двигателей первой ступени;
- $m_2$  — сухая масса двигателей второй ступени;
- $\beta_1$  — расход топлива двигателями первой ступени;
- $\beta_2$  — расход топлива двигателями второй ступени;
- $\beta_3$  — расход топлива двигателями третьей ступени.

### Изменение угла наклона

Изменение угла наклона  $\alpha$  ракеты "Восток" при выходе на орбиту происходит с постепенным переходом от вертикального к более горизонтальному положению, что обеспечивает развитие необходимой орбитальной скорости и стабильный выход на орбиту. Предположим, этот угол  $\alpha$  будет меняться со временем по линейному закону.

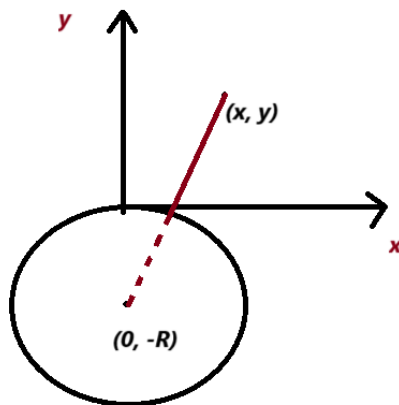
Тогда получим:

$$\alpha(t) = \begin{cases} \alpha_0 - \gamma_1 t, & t_0 \leq t < t_1, \\ \alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2 (t_2 - t), & t_1 \leq t < t_2, \\ \alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2 (t_2 - t_1) - \gamma_3 (t_k - t), & t_2 \leq t < t_k. \end{cases}$$

где:

- $\alpha_0$  — начальный угол наклона ракеты
- $\gamma_1$  — коэффициент изменения угла наклона для первого этапа
- $\gamma_2$  — коэффициент изменения угла наклона для второго этапа
- $\gamma_3$  — коэффициент изменения угла наклона для третьего этапа

## Сила тяжести



Сила тяжести ( $F_{\text{тяж}}$ ) — направлена вниз и рассчитывается по формуле:

$$\begin{cases} F_{\text{тяж}} = m \cdot g, \\ g(h) = \frac{GM_3}{(R_3 + h)^2}, \\ h = \sqrt{x^2 + (y + R)^2} - R. \end{cases}$$

где:

- $m$  — масса ракеты,
- $g$  — ускорение свободного падения (приблизительно  $9.81 \text{ м/с}^2$ ),
- $G$  — гравитационная постоянная,
- $M_3$  — масса Земли,
- $R_3$  — радиус Земли,
- $h$  — текущая высота.

### Сила тяги ракеты

Сила тяги (силы двигателей) – является реакцией работы двигателей ракеты, направлена вверх и преодолевает силу тяжести. Эта сила зависит от скорости истечения газов из сопла двигателя и скорости расхода топлива.

$$F_{\text{тяги}} = \begin{cases} -\vec{\mu}_1 u_1, \\ -\vec{\mu}_2 u_2, \\ -\vec{\mu}_3 u_3. \end{cases}$$

где:

- $\mu_1$  — скорость истечения газов из сопел двигателей первой ступени;
- $\mu_2$  — скорость истечения газов из сопел двигателей второй ступени;
- $\mu_3$  — скорость истечения газов из сопел двигателей третьей ступени;
- $u_1$  — массовый расход топлива двигателей первой ступени;
- $u_2$  — массовый расход топлива двигателей второй ступени;
- $u_3$  — массовый расход топлива двигателей третьей ступени.

### Сила сопротивления

Сила сопротивления воздуха ( $F_{\text{сопр}}$ ) — замедляет движение ракеты и зависит от скорости ракеты, плотности воздуха и площади поперечного сечения ракеты.

Эта сила моделируется через уравнение сопротивления:

$$\begin{cases} F_{\text{сопр}} = \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \\ \rho = \rho_0 e^{\frac{-h}{H}} \\ A = \frac{\pi}{4} D^2 \end{cases}$$

где:

- $C_d$  — коэффициент сопротивления (обычно  $C_d \approx 0.75 - 1.0$ ),
- $\rho$  — плотность воздуха (на уровне моря  $\rho \approx 1.225 \text{ кг/м}^3$ ),
- $A$  — поперечная площадь ракеты,
- $D$  — диаметр ракеты ( $D \approx 2,95 \text{ м}$ )
- $v$  — скорость ракеты,
- $\rho_0$  — начальная плотность воздуха
- $h$  — текущая высота,
- $H$  — характеристическая высота

Объединив все уравнения и спроецировав на оси Ох и Оу, получаем три системы дифференциальных уравнений для каждого этапа:

$$\left\{ \begin{array}{l} ma_x = -\mu_1 u_1 \cdot \cos \alpha - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \cos \alpha \\ ma_y = -\mu_1 u_1 \cdot \sin \alpha - m \cdot \frac{GM_3}{(R_3 + h)^2} - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \sin \alpha \\ a(h) = \alpha_0 - \gamma_1 t \\ M(\tau) = m_0 - \beta_1 \tau \\ t_0 \leq t < t_1 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} ma_x = -\mu_2 u_2 \cdot \cos \alpha - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \cos \alpha \\ ma_y = -\mu_2 u_2 \cdot \sin \alpha - m \cdot \frac{GM_3}{(R_3 + h)^2} - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \sin \alpha \\ \alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2 (t_2 - t) \\ M(\tau) = m_0 - \beta_1 t_1 - m_1 - \beta_2 (\tau - t_1) \\ t_1 \leq t < t_2 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} ma_x = -\mu_3 u_3 \cdot \cos \alpha - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \cos \alpha \\ ma_y = -\mu_3 u_3 \cdot \sin \alpha - m \cdot \frac{GM_3}{(R_3 + h)^2} - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \sin \alpha \\ \alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2 (t_2 - t_1) - \gamma_3 (t_k - t) \\ M(\tau) = m_0 - \beta_1 t_1 - m_1 - \beta_2 (t_2 - t_1) - m_2 - \beta_3 (\tau - t_3) \\ t_2 \leq t < t_k \end{array} \right.$$

Приведём полученные системы к нормальной форме Коши. Для этого выразим их в виде набора обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка. Введем обозначения:

$$x = x_1$$

$$y = x_2$$

$$\dot{x} = x_3$$

$$\dot{y} = x_4$$

Итоговые системы дифференциальных уравнений для трёх этапов полёта, приведенные к нормальной форме Коши, примут вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = \frac{-\mu_1 u_1 \cdot \cos(\alpha_0 - \gamma_1 t) - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \cos(\alpha_0 - \gamma_1 t)}{m_0 - \beta_1 \tau} \\ \dot{x}_4 = \frac{-\mu_1 u_1 \cdot \sin(\alpha_0 - \gamma_1 t) - m \cdot \frac{GM_3}{(R_3 + h)^2} - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \sin(\alpha_0 - \gamma_1 t)}{m_0 - \beta_1 \tau} \\ t_0 \leq t < t_1 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = \frac{-\mu_2 u_2 \cdot \cos(\alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2 (t_2 - t)) - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \cos(\alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2 (t_2 - t))}{m_0 - \beta_1 t_1 - m_1 - \beta_2 (\tau - t_1)} \\ \dot{x}_4 = \frac{-\mu_2 u_2 \cdot \sin(\alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2 (t_2 - t)) - m \cdot \frac{GM_3}{(R_3 + h)^2} - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \sin(\alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2 (t_2 - t))}{m_0 - \beta_1 t_1 - m_1 - \beta_2 (\tau - t_1)} \\ t_1 \leq t < t_2 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{x}_1 = x_3 \\ \dot{x}_2 = x_4 \\ \dot{x}_3 = \frac{-\mu_3 u_3 \cdot \cos(\alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2(t_2 - t_1) - \gamma_3(t_k - t)) - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \cos(\alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2(t_2 - t_1) - \gamma_3(t_k - t))}{m_0 - \beta_1 t_1 - m_1 - \beta_2(t_2 - t_1) - m_2 - \beta_3(t - t_3)} \\ \dot{x}_4 = \frac{-\mu_3 u_3 \cdot \sin(\alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2(t_2 - t_1) - \gamma_3(t_k - t)) - m \cdot \frac{GM_3}{(R_3 + h)^2} - \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot A \cdot v^2 \cdot \sin(\alpha_0 - \gamma_1 t_1 - \gamma_2(t_2 - t_1) - \gamma_3(t_k - t))}{m_0 - \beta_1 t_1 - m_1 - \beta_2(t_2 - t_1) - m_2 - \beta_3(t - t_3)} \end{array} \right. \quad t_2 \leq t < t_k$$

Полученные системы решим методом Рунге-Кутты, реализованным в программе.

### 3. ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

#### Описание кода

Данный код моделирует полет трехступенчатой ракеты в космос и сравнивает данные физической модели с результатами симулятора Kerbal Space Program (KSP). Модель учитывает расход топлива, тягу двигателей, силу сопротивления воздуха и силу тяжести. Код сохраняет показатели скорости, высоты, угла наклона и других параметров во время полета для построения графиков и сравнения.

#### Функции

##### 1. M(t): расчет массы ракеты в зависимости от времени

Вычисляет массу на каждом этапе полета с учетом расхода топлива и добавляет сухую массу ступеней.

if  $t \leq t_1$ :

return  $m_0 - \text{delta1} * t - \text{delta2} * t$

elif  $t > t_1$  and  $t \leq t_2$ :

return  $m_0 - \text{delta1} * t_1 - \text{delta2} * t_1 - m_1 - \text{delta2} * (t - t_1)$

else:

return  $m_0 - \text{delta1} * t_1 - \text{delta2} * t_1 - m_1 - \text{delta2} * (t_2 - t_1) - m_2 - \text{delta3} * (t - t_2)$

##### 2. g(h): ускорение свободного падения

Зависимость ускорения тяжести от высоты над поверхностью кербина.

def g(h):

return  $G * M_{\text{kerbin}} / (R_{\text{kerbin}} + h) ** 2$

##### 3. rho(h): плотность атмосферы

Экспоненциальное убывание плотности воздуха с высотой.



```
def rho(h):  
    return rho0 * (1 / (math.e ** (h / H)))
```

#### **4. gamma(t): расчет угла наклона ракеты**

Угол наклона изменяется линейно в зависимости от этапа полета.

```
def gamma(t):  
    if t < t1:  
        alph = alph0 - gamma1 * t  
    elif t1 <= t < t2:  
        alph = alph0 - (gamma1 * t1) - (gamma2 * (t - t1))  
    else:  
        alph = alph0 - (gamma1 * t1) - (gamma2 * (t2 - t1)) - gamma3 * (t - t2)  
    return alph
```

#### **Главный цикл**

Моделирует движение ракеты с шагом  $dt = 1$  с. Рассчитываются:

1. Высота и позиция.
2. Скорости по осям.
3. Ускорение и угол наклона.
4. Изменение массы ракеты.
5. Сопротивление атмосферы и тяга двигателя.

#### **Построение графиков**

Код строит следующие графики:

1. Полная скорость ракеты: оранжевая линия — данные физической модели, зеленая линия — данные симуляции из KSP.
2. Высота ракеты: сравнение высоты, достигнутой физической моделью и в KSP.
3. Угол наклона ракеты: сравнение углов наклона.
4. Плотность атмосферы: сравнение значений плотности воздуха в физической модели и KSP.

#### **Погрешности графиков**

Графики имеют погрешности, которые объясняются следующими факторами:

1. Аппроксимации в модели: упрощенные формулы для плотности атмосферы и силы сопротивления могут отличаться от реальных данных KSP.
2. Шаг времени (dt): использование фиксированного шага времени в 1 секунду снижает точность при быстрых изменениях параметров (например, при отделении ступеней).
3. Сложности моделирования аэродинамики: физическая модель использует стандартный коэффициент сопротивления, который может отличаться от расчета в KSP.
4. Тяга двигателей: различия в моделировании работы двигателей, включая изменения тяги с высотой и скоростью.

5. Начальные данные: малейшие различия в начальных параметрах (масса, высота, скорость) приводят к расхождению результатов.

### **Выводы**

Код обеспечивает хорошую физическую модель полета ракеты, подходящую для образовательных целей и оценки базовых параметров. Тем не менее, для более точного совпадения с результатами KSP требуется учесть дополнительные факторы, такие как динамическое изменение тяги, сложные аэродинамические эффекты и влияние вращения планеты.

## **4. СИМУЛЯЦИЯ**

Для симуляции была выбрана одна из базовых ракет KSP: “Уравнитель”.

Ракету установили на стартовую площадку. Все системы были тщательно проверены, после чего начался обратный отсчет. Ракета плавно оторвалась от земли и уверенно начала набирать высоту. Первая ступень обеспечила стабильный подъём, преодолевая сопротивление атмосферы.

Когда первая ступень выработала топливо, её успешно сбросили, а затем активировалась вторая ступень. Двигатель второй ступени ускорил ракету до скорости, достаточной для преодоления плотных слоёв атмосферы. После этого была сброшена вторая ступень. Автоматизированный этап полёта завершился успешно, и все данные были записаны для дальнейшего построения графиков. Подробнее можно ознакомиться в Приложении 2.

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

В ходе выполнения курсовой работы на тему "Моделирование взлета корабля Белки и Стрелки" была проведена комплексная работа, направленная на изучение и анализ процессов, связанных с запуском космического аппарата.

Проектирование и моделирование взлета данного корабля не только позволило углубить знания о космической технике, но и продемонстрировало важность точного расчета параметров, необходимых для успешного старта.

В процессе работы были рассмотрены ключевые аспекты, такие как аэродинамика, динамика полета, а также влияние различных факторов на эффективность взлета. Моделирование взлета корабля осуществлялось с использованием современных программных средств, что позволило получить наглядные результаты и провести их анализ. В результате моделирования были выявлены оптимальные параметры, которые способствуют успешному запуску и выходу на орбиту.

Одним из значимых результатов работы стало понимание роли каждого элемента системы в процессе взлета. Мы проанализировали, как изменения в конструкции корабля или в его двигательной установке могут повлиять на общую эффективность старта. Это знание имеет важное значение для дальнейших исследований и разработок в области космических технологий.

Кроме того, в ходе работы была проведена оценка исторического контекста запуска корабля Белки и Стрелки. Мы рассмотрели, как этот проект стал важным этапом в истории космонавтики и каким образом он повлиял на дальнейшие исследования в этой области. Успешный запуск и возвращение животных на Землю стали символом достижений советской науки и техники, а также важным шагом к освоению космоса человеком.

В заключение, можно отметить, что проект "Моделирование взлета корабля Белки и Стрелки" не только углубил наши знания о космических полетах, но и стал основой для дальнейших исследований в этой области. Полученные результаты могут быть использованы для разработки новых моделей космических аппаратов и оптимизации их характеристик. Мы уверены, что

дальнейшие исследования в этой области приведут к новым открытиям и достижениям, которые будут способствовать развитию космонавтики и расширению границ человеческих возможностей.

Таким образом, данная курсовая работа подчеркивает важность моделирования и анализа в процессе проектирования космических аппаратов, а также демонстрирует, как исторические достижения могут служить основой для будущих успехов в области космических исследований.

## ИСТОЧНИКИ

### Список литературы

1. **Глушко, В. П.** (2001). *История космонавтики: от первых шагов до современных технологий*. Москва: Наука.
2. **Калинина, Н. А.** (2010). *Космические исследования: достижения и перспективы*. Санкт-Петербург: Политехника.
3. **Лебедев, А. И.** (2015). *Моделирование космических полетов: теория и практика*. Москва: МГТУ.
4. **Тихонов, А. В.** (2012). *Космические миссии: от «Востока» до «Союза»*. Москва: Эксмо.

### Сайты

1. **Роскосмос** - [www.roscosmos.ru](http://www.roscosmos.ru) - Официальный сайт Российской Федерации по космической деятельности.
2. **Космическая энциклопедия** - [www.spaceencyclopedia.com](http://www.spaceencyclopedia.com) - Информация о космических миссиях и кораблях.
3. **NASA** - [www.nasa.gov](http://www.nasa.gov) - Официальный сайт Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства США.
4. **Космос: 2001** - [www.kosmos2001.ru](http://www.kosmos2001.ru) - Информация о советской космонавтике и проектах.
5. **Научные статьи и публикации** - [www.sciencedirect.com](http://www.sciencedirect.com) - Платформа для поиска научных статей по аэрокосмическим технологиям.

## ПРИЛОЖЕНИЯ

### Приложение 1

Ознакомиться со всем материалом вы можете на:

**GitHub.**

URL: [https://github.com/sswwerty/MEW\\_VARKT/blob/main/README.md](https://github.com/sswwerty/MEW_VARKT/blob/main/README.md)



**Google Диск.**

URL: [https://drive.google.com/drive/folders/1gqBmBmExFnDHeT-vwFnTKU9lo6wWnlwq?usp=share\\_link](https://drive.google.com/drive/folders/1gqBmBmExFnDHeT-vwFnTKU9lo6wWnlwq?usp=share_link)



## Приложение 2



Рис.2.1 Начало взлета — 1 ступень



Рис.2.2 Отделение 1 ступени



Рис.2.3 Выход на орбиту — 2 ступень



Рис.2.4 Отделение 2 ступени





Рис.2.5 Выход на орбиту — 3 ступень