**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ

УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ**

(национальный исследовательский университет)

Институт №8 «Информационные технологии и прикладная математика»

**Проект по курсу**

**“Введение в авиационную и ракетно-космическую технику” 1 семестр на тему: “Чандраян-3”**

Студенты: Дунаев Михаил, Афанасьева Мария, Москалёв Даниил, Ясева Алина

Группа: М8О-112БВ-25

Руководитель: Тимохин Максим Юрьевич

Оценка:

Дата:

Подпись преподавателя:

Москва 2025

**Оглавление**

[Введение 4](#_Toc217465319)

[Актуальность проекта 4](#_Toc217465320)

[Цель проекта 4](#_Toc217465321)

[Задачи проекта 5](#_Toc217465322)

[Описание миссии 6](#_Toc217465323)

[Историческая концепция проекта 6](#_Toc217465324)

[Устройство ракеты 8](#_Toc217465325)

[Общая концепция полета 9](#_Toc217465326)

[Этап 1: Подготовка и автоматизированный запуск 9](#_Toc217465327)

[Этап 2: Автоматизированный вывод на орбиту Кербина 10](#_Toc217465328)

[Этап 3: Подготовка к межорбитальному перелёту 10](#_Toc217465329)

[Этап 4: Межорбитальный переход 10](#_Toc217465330)

[Этап 5: Выход на окололунную орбиту 11](#_Toc217465331)

[Этап 6: Посадка на Муну 11](#_Toc217465332)

[Математическая и физическая модели 12](#_Toc217465333)

[Исходные данные для расчётов 12](#_Toc217465334)

[Расчет характеристик ступеней ракеты 14](#_Toc217465335)

[1. Формула Циолковского 14](#_Toc217465336)

[2. Верхняя ступень (лунно-орбитальная/посадочная) 14](#_Toc217465337)

[3. Вторая ступень (орбитально-трансферная) 15](#_Toc217465338)

[4. Первая ступень (разгонно-апогейная) 16](#_Toc217465339)

[5. Нулевая ступень (стартовая/бустерная) 17](#_Toc217465340)

[6. Суммарная ракеты 18](#_Toc217465341)

[Подготовка и старт 20](#_Toc217465342)

[1. Основной закон 20](#_Toc217465343)

[2. Коэффициент тяговооружённости (TWR) 20](#_Toc217465344)

[Второй закон Ньютона. Построение графиков 22](#_Toc217465345)

[1. Допущения и принятые обозначения 22](#_Toc217465346)

[2. Основное уравнение динамики (2-й закон Ньютона) 22](#_Toc217465347)

[3. Сброс нулевой ступени 23](#_Toc217465348)

[4. Модель массы и расхода топлива 23](#_Toc217465349)

[5. Модель силы тяги 24](#_Toc217465350)

[6. Модель гравитации 24](#_Toc217465351)

[7. Модель аэродинамического сопротивления 25](#_Toc217465352)

[8. Модель угла траектории γ(t) 26](#_Toc217465353)

[9. Программа управления углом тангажа 27](#_Toc217465354)

[10. Модель высоты 28](#_Toc217465355)

[11. Модель скорости 28](#_Toc217465356)

[11. Численное интегрирование. Метод Рунге–Кутты 4-го порядка 29](#_Toc217465357)

[12. Иллюстрация результатов моделирования 29](#_Toc217465358)

[Вывод 33](#_Toc217465359)

[Источники 34](#_Toc217465360)

# Введение

## Актуальность проекта

Космические исследования относятся к наиболее технологически сложным и затратным областям человеческой деятельности. По мере роста частного сектора в космонавтике и увеличения числа запусков всё более актуальными становятся задачи оптимизации космических миссий: уменьшение расхода топлива, повышение точности операций и сокращение времени, требуемого для управления.

Компьютерное моделирование служит эффективным способом отрабатывать космические манёвры и процедуры без риска утраты дорогостоящей техники. Игра-симулятор Kerbal Space Program (KSP) хорошо зарекомендовала себя как инструмент, достаточно точно воспроизводящий принципы орбитальной механики и позволяющий моделировать реальные физические процессы в несколько упрощённой, но правдоподобной форме.

## Цель проекта

Разработка и испытание автоматизированной системы навигации и управления посадкой космического аппарата в симуляторе Kerbal Space Program, обеспечивающей воспроизведение полёта миссии «Чандраян-3» и достижение мягкой посадки на поверхность Муны с минимальными затратами топлива и времени.

## Задачи проекта

1. Провести теоретический анализ динамики полёта по маршруту Кербин–Муна, включая законы орбитальной механики и особенности межпланетных перелётов в KSP.
2. Разработать математическую модель миссии, предусматривающую:

* определение оптимальных траекторий выведения аппарата на орбиту Кербина;
* выбор наиболее эффективных схем межорбитальных переходов к Муне;
* построение алгоритмов точной и безопасной посадки в условиях отсутствия атмосферы.

1. Спроектировать и собрать ракетно-космический комплекс с учётом требований к автономному управлению и совместимости с системой автопилота.
2. Разработать программное обеспечение автоматического пилотирования на Python, используя библиотеку kRPC для связи с Kerbal Space Program.
3. Провести испытания, отладку и оптимизацию системы управления, добиваясь стабильности работы и минимального расхода топлива.
4. Выполнить сравнительный анализ эффективности автоматизированного и ручного управления, оценив точность посадки, затраты ресурсов и общее время выполнения миссии.

**Команда**

|  |  |
| --- | --- |
| Участник | Роль в команде |
| Дунаев Михаил (М8О-112БВ-25) | тимлид, математик, программист KSP |
| Афанасьева Мария (М8О-112БВ-25) | технический специалист |
| Москалёв Даниил (М8О-112БВ-25) | физик, математик |
| Ясева Алина (М8О-112БВ-25) | дизайнер |

# Описание миссии

## Историческая концепция проекта

Развитие космических исследований с самого начала требовало точных расчётов траекторий, экономии топлива и минимизации рисков. Уже в середине XX века инженеры начали использовать компьютерные модели для подготовки сложных миссий, что позволило заранее отрабатывать ключевые операции и снижать вероятность ошибок. Со временем моделирование стало обязательным этапом создания и испытаний космических аппаратов.

С развитием вычислительной техники возможности симуляции орбитальных процессов значительно расширились. Появление таких физических симуляторов, как Kerbal Space Program, сделало основы небесной механики доступными широкому кругу пользователей и дало новый инструмент для обучения и экспериментов. Несмотря на игровой формат, KSP зарекомендовала себя как достаточно точная платформа для моделирования космических полётов.

Параллельно происходил стремительный рост автоматизации в реальных космических миссиях. Всё больше аппаратов выполняют критические манёвры без участия операторов, что особенно важно при посадках на удалённые небесные тела. Одним из ярких примеров стала индийская миссия «Чандраян-3», продемонстрировавшая высокий уровень автономных систем навигации и посадки.

На этом фоне наш проект продолжает традицию использования симуляторов для изучения современных принципов космического управления. Воссоздавая полёт «Чандраян-3» в KSP и разрабатывая собственный алгоритм автономной посадки, мы исследуем эволюцию методов автоматизации и применяем их в практической модели. Проект связывает историческое развитие космонавтики с её актуальными и перспективными направлениями.

## Устройство ракеты

1. Аэродинамический защитный кожух (0.175 т);
2. Автономный модуль управления Probodobodyne HECS2 (0.2 т)
   1. Аккумуляторная батарея Z-100 (0.005т)
3. T-25 Structural Tube (0.133 т)
4. Heat shield 2.5m (1.3 т)
5. Маленький топливный бак Rockomax X200-8 Fuel Tank (4.5 т)
   1. LT-1 Landing Strut (x4) (0.05 \* 4 = 0.2 т)
   2. Блоки реактивной системы ориентации RV-105 (х8) (0.04 \* 8 = 0.32 т)
   3. Стационарные солнечные панели (x8) (0.005 \* 8 = 0.04 т)
6. Двигатель RE-L10 “Poodle” (1.75 т)
7. Большой топливный бак Rockomax Jumbo-64 Fuel Tank (36т)
8. Двигатель RE-I5 “Skipper” (3 т)
9. Большой топливный бак Rockomax Jumbo-64 Fuel Tank (x2) (36 \* 2 = 72 т)
10. Двигатель RE-M3 “Mainsall” (6 т)
11. Крупные твердотопливные ускорители S2-33 "Clydesdale" (х4) (131.5 \* 4 = 526 т)

Полная стартовая масса около 656000 кг.

## Общая концепция полета

Миссия по перелёту к Муне и выполнению мягкой посадки требует точного сочетания автоматизированных и ручных процедур. Наиболее динамические и чувствительные к ошибкам этапы — старт и вывод на орбиту — поручены разработанному автопилоту, который обеспечивает стабильность, эффективность и повторяемость. После достижения орбиты управление передаётся оператору, который выполняет межорбитальный перелёт, вход в окрестности Муны и финальную посадку. Такой подход сочетает преимущества автоматических алгоритмов и гибкость ручного управления.

## Этап 1: Подготовка и автоматизированный запуск

**Вертикальный подъём (0–2 км)**

Автопилот выполняет запуск, удерживая ракету в вертикальном положении для минимизации аэродинамических нагрузок. Контролируется тяга и структурная нагрузка при прохождении зоны максимального динамического давления.

**Гравитационный поворот (2–60 км)**

Система автоматически инициирует и регулирует гравитационный поворот. Алгоритм корректирует угол наклона ракеты, обеспечивая плавный переход от вертикального движения к горизонтальному, что оптимизирует расход топлива и создаёт условия для выхода на орбиту.

## Этап 2: Автоматизированный вывод на орбиту Кербина

**Разгон и формирование временной орбиты**

После отделения ступеней автопилот выполняет манёвр набора горизонтальной скорости до достижения апоцентра заданной высоты. Он управляет ориентацией корабля и контролирует параметры тяги.

**Циркуляция и стабилизация орбиты (80–100 км)**

На этапе апоцентра система выполняет финальный разгон, формируя круговую орбиту. После завершения манёвра оператор стабилизирует корабль и передаёт управление оператору для дальнейших операций.

## Этап 3: Подготовка к межорбитальному перелёту

**Ожидание стартового окна**

Оператор отслеживает положение Муны и выбирает оптимальный момент для перехода. Проводится ручная проверка состояния корабля и расчёт требуемого импульса.

**Выбор траектории перелёта**

Оператор вручную настраивает манёвр на карте и подготавливает корабль к разгону.

## Этап 4: Межорбитальный переход

**Выполнение переходного импульса**

В рассчитанный момент оператор вручную включает двигатели и корректирует направление, выводя корабль на траекторию перехода к Муне.

## Этап 5: Выход на окололунную орбиту

**Торможение у Муны**

При входе в сферу влияния оператор вручную гасит скорость, позволяя кораблю перейти на орбиту вокруг Муны.

**Формирование рабочей орбиты (15–25 км)**

Выполняется циркуляция и снижение орбиты до уровня, удобного для посадки.

## Этап 6: Посадка на Муну

**Начало снижения**

Оператор выбирает точку начала торможения и вручную гасит горизонтальную скорость, переходя к вертикальному снижению.

**Вертикальный участок посадки**

При достижении высоты примерно 1 км проводится точная регулировка тяги для безопасного снижения.

**Финальное касание**

Корабль плавно опускается на поверхность. После подтверждения устойчивой посадки двигатели отключаются.

# Математическая и физическая модели

## Исходные данные для расчётов

Перед переходом к поэтапному описанию полёта необходимо определить параметры небесных тел и характеристик двигателей, которые лягут в основу последующих расчётов.

1. **Параметры Кербина**

Ускорение свободного падения на поверхности планеты:

Радиус Кербина:

Масса Кербина:

1. **Двигатели и ступени ракеты**

Используемые двигатели:

* Жидкостный двигатель RE-L10 “Poodle” – удельный импульс в вакууме:
* Жидкостный двигатель RE-I5 “Skipper” – удельный импульс в вакууме:
* Жидкостный двигатель RE-M3 “Mainsail” – удельный импульс в вакууме, а также тяга (на уровне моря):
* Крупные твердотопливные ускорители S2-33 "Clydesdale"– удельный импульс в вакууме и атмосфере, а также тяга (на уровне моря):

где *T* – тяга, — удельный импульс в вакууме, — в атмосфере.

Стартовая масса ракеты:

## Расчет характеристик ступеней ракеты

### 1. Формула Циолковского

Физической основой для расчёта «ресурса» ракеты является уравнение Циолковского:

* — удельный импульс двигателя в вакууме;
* — стандартное ускорение свободного падения;
* — начальная масса ступени (с топливом);
* — конечная масса (после выработки топлива).

Для удобства условно разделим ракету на четыре логические ступени.

### 2. Верхняя ступень (лунно-орбитальная/посадочная)

Суммарная масса всех элементов, не включая топливо:

Бак Rockomax X200-8:

* полная масса: 4.5 т
* сухая масса: 0.5 т → топлива: 4.0 т

Полная и конечная масса ступени:

Расчёт Δv по формуле Циолковского для двигателя RE-L10 “Poodle” в вакууме:

Вывод: верхняя ступень с двумя двигателями RE-L10 “Poodle” даёт ≈ 2100 м/с Δv в вакууме. Этого достаточно, чтобы:

* выполнить переход к Муне и торможение в её сфере влияния,
* сформировать рабочую орбиту,
* обеспечить мягкую посадку с большим запасом Δv на коррекции и неточности пилотирования.

### 3. Вторая ступень (орбитально-трансферная)

Эта ступень несёт на себе всю верхнюю ступень, поэтому массы считаем с учётом верхнего модуля.

Топливный бак Rockomax Jumbo-64

* полная масса: 36 т
* сухая масса: 4 т → топлива: 32 т

Найдем сухую массу второй ступени. Берём только детали второй ступени без топлива:

* Отделитель — 0.04 т
* Двигатель RE-I5 “Skipper” — 3.0 т
* Бак Jumbo-64 (сухая масса) — 4.0 т

Ранее для верхней ступени у нас получилось:

Теперь считаем полную сумм масс первых двух ступеней в момент начала работы второй ступени:

После выработки топлива второй ступени:

Формула Циолковского:

Вывод: вторая ступень даёт больше 3000 м/с Δv в вакууме. Этого достаточно, чтобы:

* довывести две верхние ступени на орбиту Кербина после работы первой ступени;
* выполнить импульс перехода к Муне;
* покрыть часть корректирующих манёвров и погрешностей пилотирования с запасом.

### 4. Первая ступень (разгонно-апогейная)

Используем уже посчитанную массу второй и верхней ступени

Посчитаем первую ступень (Mainsail + 2 × Jumbo-64).

Бак Rockomax Jumbo-64:

* полная масса:
* сухая масса: → топлива:

Двигатель RE-M3 “Mainsail”:

* масса: 6 т

Тогда сухая масса первой ступени:

Полная масса первой ступени:

Формула Циолковского:

Орбитальная ступень с двигателем RE-M3 “Mainsail” даёт около  
Δv₁ ≈ 2340 м/с в вакууме.

Вывод: этой ступени будет достаточно для:

* формирования устойчивой орбиты вокруг Кербина;
* постепенного увеличения высоты орбиты (подъём апоцентра, переход на более высокие орбиты);
* создания исходных условий для дальнейшего перелёта к Муне, который выполняется следующей ступенью.

### 5. Нулевая ступень (стартовая/бустерная)

Эта ступень несёт на себе всю ракету, поэтому начальной массой будем считать массу самой ракеты при взлете.

Масса 4 бустеров S2-33 "Clydesdale":

,

Из них топлива:

,

Тогда после выработки топлива масса составит:

,

Твердотопливные ускорители работают почти полностью в плотных слоях атмосферы, поэтому возьмем удельный импульс двигателя в атмосфере:

Формула Циолковского:

Вывод: нулевая ступень с четырьмя ускорителями S2-33 "Clydesdale" даёт порядка 1800 м/с эффективного Δv в условиях атмосферы. Этого достаточно, чтобы обеспечить мощный разгон ракеты, пробить плотные слои атмосферы и вывести центральный блок на баллистическую траекторию, близкую к космической, создавая необходимые условия для дальнейшей работы орбитальной ступени.

### 6. Суммарная ракеты

Суммируем значения:

С учётом потерь на гравитацию и сопротивление получим около 8000 м/с полезного эффективного запаса. Приведем для сравнения теоретический бюджет для миссии Kerbin → Mun → посадка:

* выход на низкую орбиту: ~3000 м/с,
* на переход к Муне с совершением нескольких (3-5) маневров для постепенного подъема орбиты: ~1000-1050 м/с,
* захват у Муны и аналогичное постепенное снижение орбиты в несколько маневров: ~400 м/с,
* посадка: ~700-800 м/с,

что в сумме даёт:

Вывод: суммарный запас Δv ракеты составляет более 2000 м/с сверх теоретически необходимого, что обеспечивает надёжный резерв на гравитационные и аэродинамические потери, а также на неточности профиля полёта, такие как дополнительные коррекции орбиты, неидеальный TLI и посадку с лишними манёврами.

## Подготовка и старт

### 1. Основной закон

Чтобы ракета смогла подняться вверх, суммарная тяга двигателей должна превышать силу тяжести:

где:

* — суммарная тяга всех включённых двигателей,
* — текущая масса ракеты,
* — ускорение свободного падения на поверхности Кербина.

Если условие не выполняется, ракета либо вообще не стартует, либо будет набирать высоту с очень малым ускорением, что приведёт к избыточному расходу топлива.

### 2. Коэффициент тяговооружённости (TWR)

Чтобы не оперировать отдельно тягой и массой, вводят удобный безразмерный параметр — коэффициент тяговооружённости:

Он показывает, во сколько раз тяга превосходит вес ракеты и обычно принимает значения порядка 1.3-1.7.

Мы решили посчитать его точно, воспользовавшись данными тяги наших двигателей Clydesdale со статьи на wiki.kerbalspaceprogram.com.

Тяга одного ускорителя на уровне моря:

Поставив все значения в формулу, не забыв, что в нашей ракете 4 твердотопливных ускорителя, получим:

## Второй закон Ньютона. Построение графиков

В настоящем разделе формализована математическая модель движения ракеты-носителя и космического аппарата, используемая для расчета траекторных параметров и для реализации алгоритмов автоматизированного управления

### 1. Допущения и принятые обозначения

При построении модели приняты следующие допущения: (1) летательный аппарат рассматривается как материальная точка; (2) движение считается плоским в вертикальной плоскости; (3) тяга двигателя направлена вдоль оси аппарата и задается программой управления (углом тангажа).

Используются обозначения: t — время, с; m(t) — масса аппарата, кг; v(t) — модуль скорости, м/с; h(t) — высота над поверхностью, м; γ(t) — угол траектории (угол между вектором скорости и местным горизонтом), рад; θ(t) — угол тангажа (ориентация продольной оси аппарата).

### 2. Основное уравнение динамики (2-й закон Ньютона)

Движение аппарата описывается вторым законом Ньютона в векторной форме:

|  |
| --- |
|  |

где

m — масса аппарата, кг.

v⃗ — вектор скорости, м/с.

ΣF⃗ — суммарная внешняя сила (тяга, тяжесть, сопротивление и др.), Н.

Для численного расчета удобно перейти к скалярным уравнениям в касательной и нормальной компонентах относительно траектории. Вводятся угол траектории γ – угол между линией горизонта и касательной к траектории полета (направлением скорости) и угол тангажа угол между линией горизонта и направлением тяги. Также введем их единичные векторы:

= (cos(*γ*), sin(*γ*)) — единичный вектор направления скорости;

= (cos(*θ*), sin(*θ*)) — единичный вектор направления тяги

### 3. Сброс нулевой ступени

Важно учесть, что при взлете в определенный момент (когда закончится топливо в нулевой ступени) мы сбрасываем эту ступень. Чтобы узнать момент разделения максимально точно, мы решили замерить время работы наших двигателей с исходным количеством топлива на тяге, равной 100%.

|  |
| --- |
|  |

После сброса нулевой ступени до поднятия до апоапсиса все двигатели будут выключены.

### 4. Модель массы и расхода топлива

Масса аппарата уменьшается за счет расхода топлива. Считая, что топливо расходуется равномерно, зная массу топлива и момент разделения (он же момент, когда топливо заканчивается), разделим массу топливо на время работы двигателей, получив уменьшение массы ракеты в секунду.

|  |
| --- |
|  |

Сразу рассчитаем массу топлива после сброса ступени. Она будет окончательной для нашей модели, так как больше до выхода в открытый космос топливо расходоваться не будет.

|  |
| --- |
|  |

### 5. Модель силы тяги

Сила тяги равна непосредственно значениям тяги двигателей, которые можно посмотреть на сайте wiki. Для наших двигателей значение тяги составляет Так как таких двигателей в ракете четыре, не забудем помножить на соответствующее количество.

|  |
| --- |
|  |

где

— тяга двигателя до сброса нулевой ступени;

— тяга двигателя после сброса нулевой ступени.

Для получения вектора силы, умножим силу тяги на единичный вектор направления тяги.

|  |
| --- |
| *=* |

### 6. Модель гравитации

Для вычисления ускорения свободного падения будем использовать формулу

|  |
| --- |
|  |

где

G — гравитационная постоянная, Н·м²/кг².

M — масса центрального тела (планеты), кг.

R — радиус центрального тела, м.

h — высота над поверхностью, м.

Сила тяжести будет равна

|  |
| --- |
| *=* |

В векторном виде:

|  |
| --- |
| *=* |

Где – единичный вектор, направленный вверх.

### 7. Модель аэродинамического сопротивления

Сила аэродинамического сопротивления направлена противоположно вектору скорости и в квадратичном приближении определяется выражением:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

где

D — модуль силы сопротивления, Н.

ρ(h) — плотность атмосферы на высоте h, кг/м³.

v — скорость, м/с.

C — коэффициент лобового сопротивления, безразмерный.

A — характерная площадь (лобовая), м².

Плотность атмосферы аппроксимируется экспоненциальной зависимостью:

|  |
| --- |
|  |

где

ρ₀ — плотность у поверхности, кг/м³.

H — масштаб высоты атмосферы, м.

### 8. Модель угла траектории γ(t)

1. Расписываем вектор скорости:

|  |
| --- |
|  |

2. Берем производную:

|  |
| --- |
|  |

3. Чтобы разделить на изменение величины и искомого направления скорости, введем нормаль. Пусть − положительная нормаль к траектории, направленная внутрь кривизны, тогда:

|  |
| --- |
|  |

подставим в производную:

|  |
| --- |
|  |
|  |  |

4. Подставим в исходный закон Ньютона:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

5. Умножим уравнение на

|  |
| --- |
|  |

6. Разделим обе части уравнения на массу:

|  |
| --- |
|  |

### 9. Программа управления углом тангажа

В модели управления угол тангажа задается как функция времени или высоты. Для плавного изменения используется линейная интерполяция между двумя опорными значениями:

|  |
| --- |
|  |

где

θ₀, θ₁ — значения угла тангажа в моменты t₀ и t₁, рад.

t₀, t₁ — временные опорные точки программы поворота, с.

Для регулирования углом тангажа будем использовать следующие значения:

* ;
* ;
* ;
* .

Такое задание обеспечивает непрерывность управления и упрощает реализацию автопилота.

### 10. Модель высоты

Вектор скорости ракеты направлен под углом к горизонту, поэтому его вертикальная составляющая равна .

Поскольку изменение высоты во времени определяется именно вертикальной компонентой скорости, уравнение для высоты имеет вид:

|  |
| --- |
|  |

### 11. Модель скорости

Для вывода модели скорости воспользуемся исходным вторым законом Ньютона и подставим формулы векторов сил, помножив сумму на единичный вектор скорости.

|  |
| --- |
|  |

### 11. Численное интегрирование. Метод Рунге–Кутты 4-го порядка

Итоговая система не имеет аналитического решения при переменных T(t), ρ(h), g(h) и реализуется численно. Используется метод Рунге–Кутты 4-го порядка (RK4) для векторного состояния y(t).

Пусть y′ = f(t, y), шаг интегрирования Δt. Тогда вычисляются приращения:

|  |
| --- |
|  |

|  |
| --- |
|  |

|  |
| --- |
|  |

|  |
| --- |
|  |

Итоговая формула перехода на следующий шаг:

|  |
| --- |
|  |

### 12. Иллюстрация результатов моделирования

Результатом численного моделирования являются временные зависимости скорости v(t), высоты h(t) и массы m(t), характеризующие этап разгона и набора высоты (при наличии атмосферы и сопротивления), а также расход топлива.

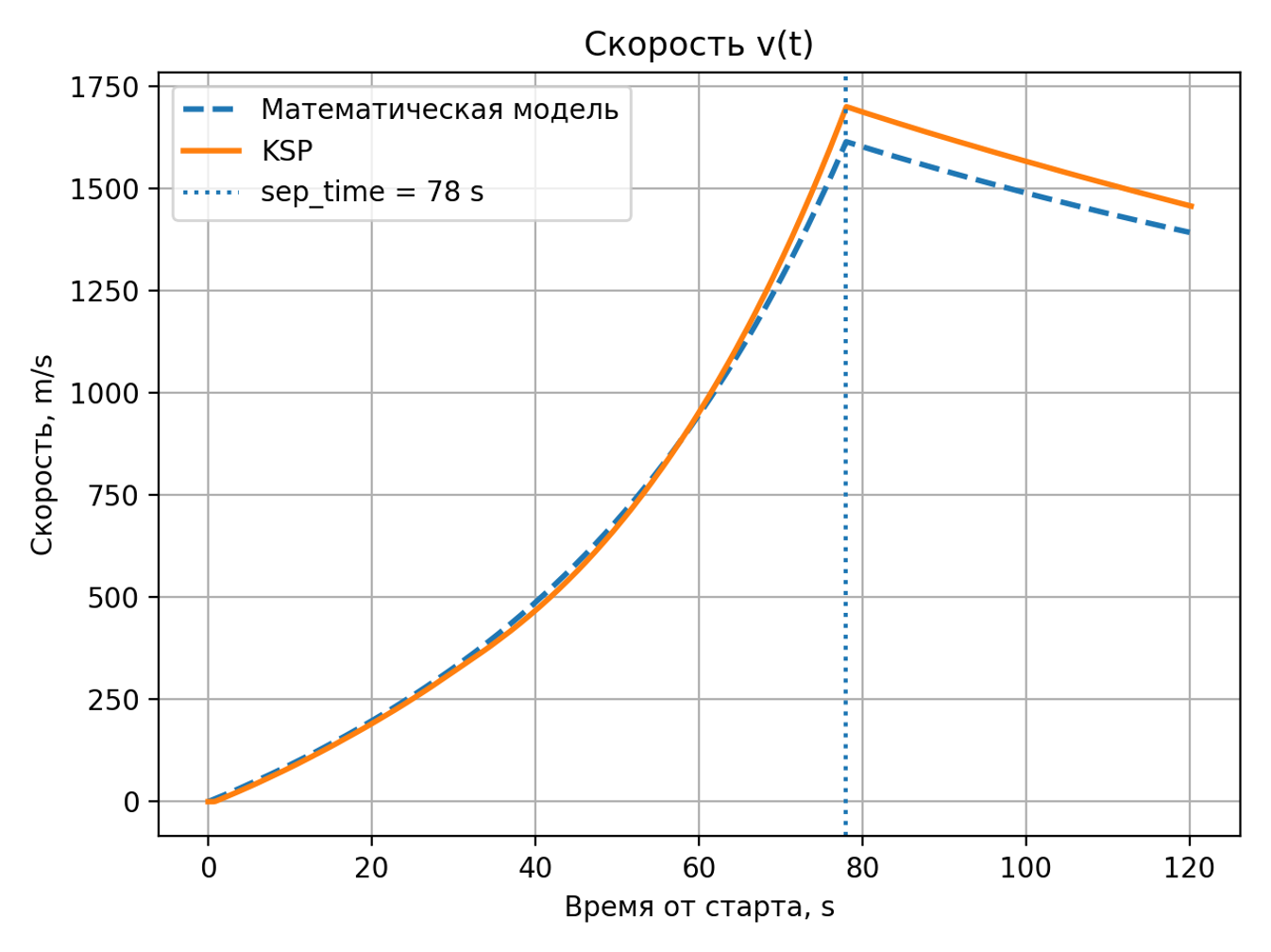


Рисунок 1.1 — График зависимости скорости v(t)

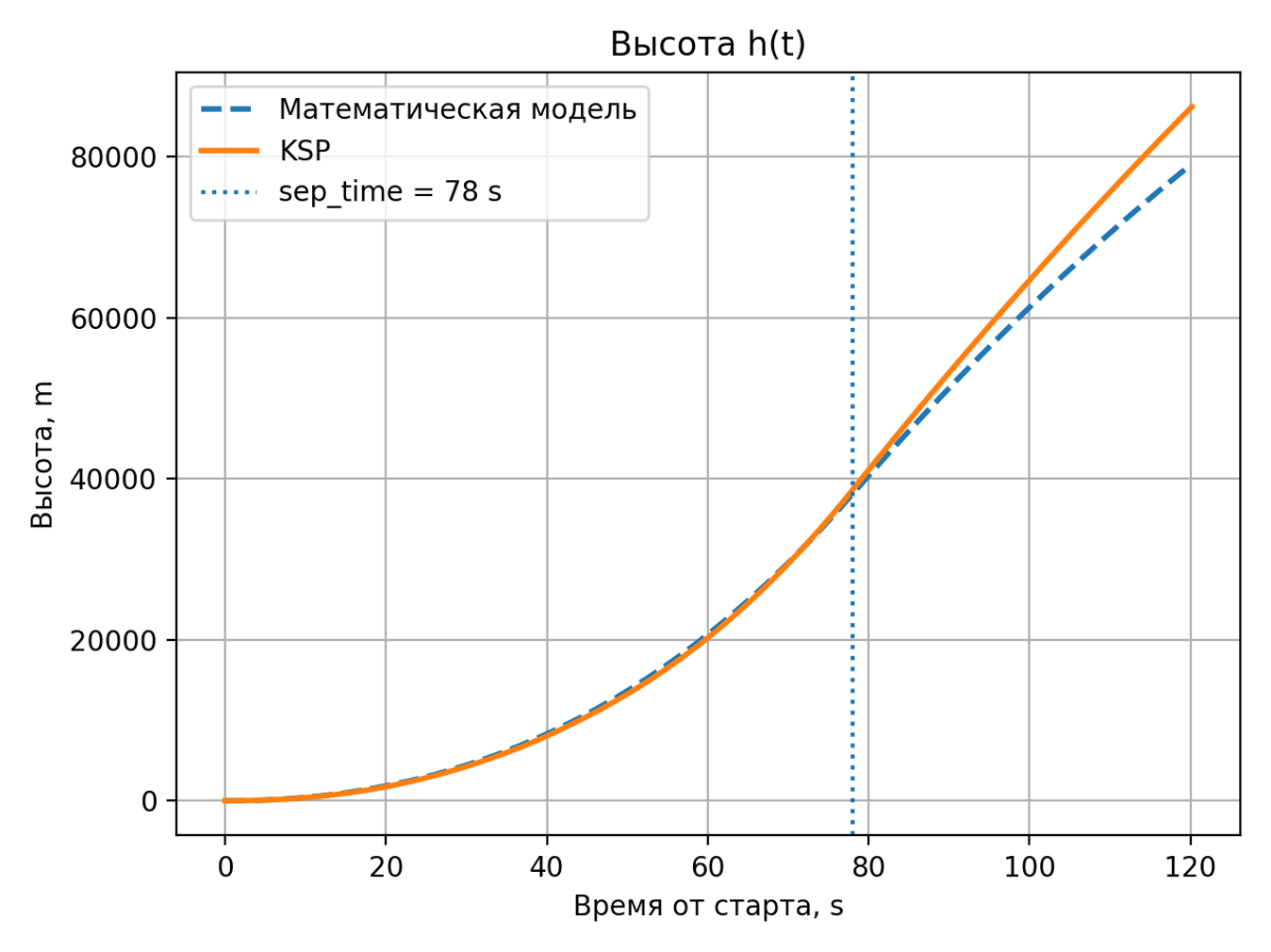


Рисунок 1.2 — График зависимости высоты h(t)

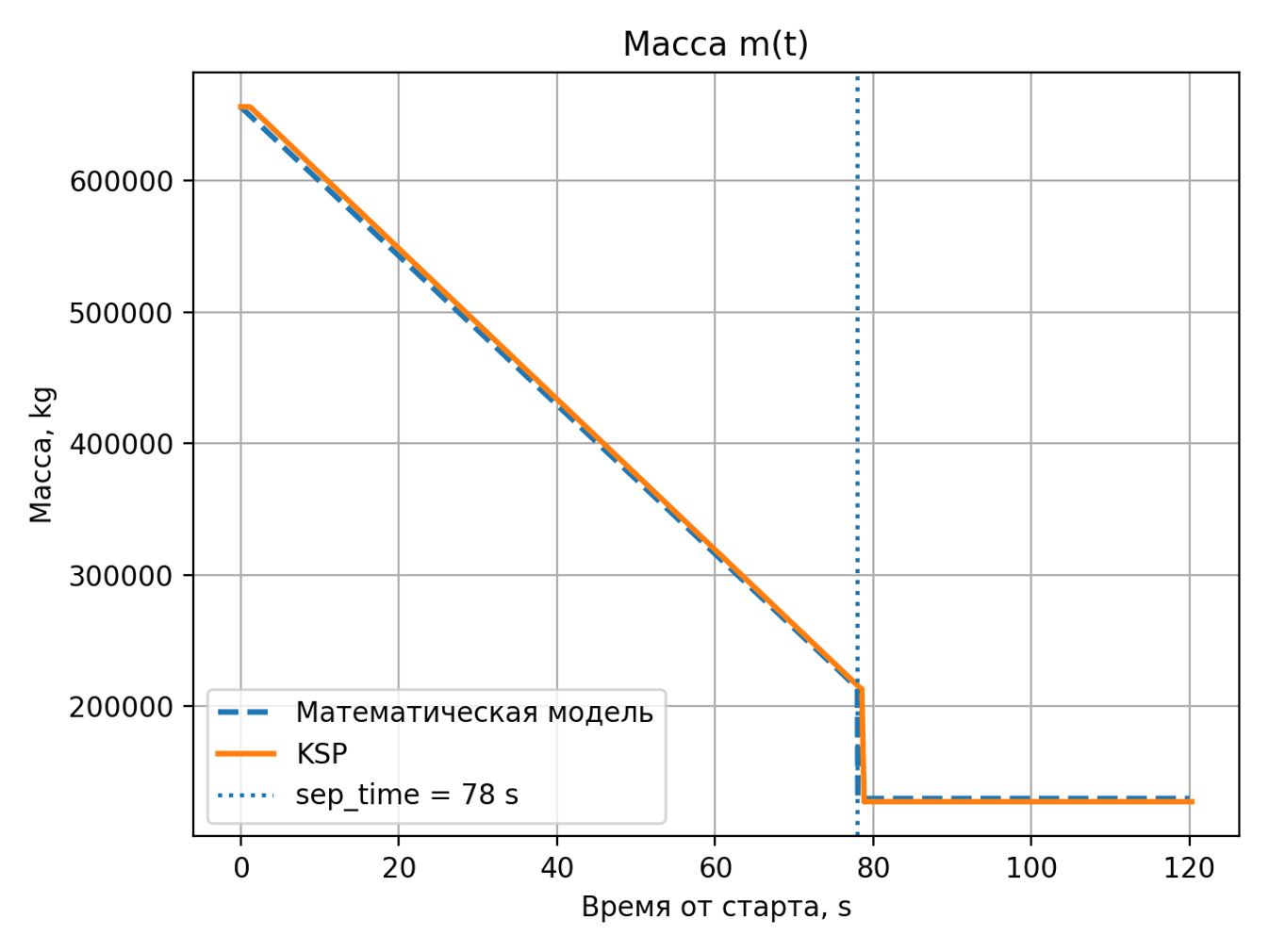


Рисунок 1.3 — График зависимости массы m(t)

Представленная математическая модель задает основу для программной реализации автопилота: управление формируется через θ(t) и u(t), а траектория рассчитывается интегрированием системы уравнений. Модель допускает расширение за счет уточнения аэродинамических коэффициентов, учета бокового ветра, вращения планеты и трехмерной кинематики.

# Вывод

В ходе проведения расследования наша команда научилась работать вместе, искать нужную информацию для выполнения конкретной задачи, находить правильные источники, освоили новую программу (космический симулятор) Kerbal Space Program, с помощью которой мы изучили строение ракеты, смогли спроектировать свой космический корабль, а также сравнили полученные в симуляции результаты с нашей математической моделью.

Проект помог нам узнать больше о космических полётах на примере миссии «Чандраян-3». Мы увидели, как современные инструменты, такие как математическое моделирование и космические симуляторы, помогают понять сложные инженерные достижения человечества.

# Источники

1. Циолковский К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. – Калуга: 1-я Гостипография ГСНХ, 1926. – 127 с.
2. Дубошин Г. Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. – 2-е изд. – М.: Наука, 1976. – 836 с.
3. Максимов А. И. Восхождение к звёздам. Краткая история развития ракетной техники и космонавтики. – М., 2012.
4. Голубева О. В. Теоретическая механика. – 2-е изд. – М.: Высшая школа, 1968. – 488 с.
5. Герасимов И. А., Мушаилов Б. Р. Небесная механика. Общий курс. – М., 2007. – 550 с.
6. Овчинников М. Ю. Введение в динамику космического полёта: учебное пособие. – М.: МФТИ, 2016. – 208 с.
7. Балк М. Б. Элементы динамики космического полёта. – М.: Наука, 1965.
8. KSP Wiki – параметры планет, двигателей и прочих деталей // <https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki>
9. kRPC Documentation // <https://krpc.github.io/krpc/index.html>
10. kRPC GitHub Issues (обсуждение ошибок и примеров использования) // <https://github.com/krpc/krpc/issues>