МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РФ

Изображение выглядит как символ, эмблема, логотип, Торговая марка

Контент, сгенерированный ИИ, может содержать ошибки.

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»

**ОТЧЁТ**

По дисциплине:«Введение в авиационную и ракетно-космическую технику»

На тему: «Запуск Луны-10 на окололунную орбиту».

Оценка: Выполнили:

Подпись преподавателя: Группа М8О-115Б-24

Громова А.А.

Зайцев Е.А.

Митюхин Д.В.

Косухин Я.Д.

Уланов Д.В.

Москва, 2024

**Список исполнителей**

**Название команды:** “dooplo”

**Группа:** М8О-115Б-24

**Состав команды:**

1. Митюхин Данила — лидер команды, KSP
2. Громова Алиса — отчет, математическая модель, история миссии
3. Зайцев Егор — презентация, видео
4. Косухин Ярослав — видео, математическая модель
5. Уланов Дмитрий — математическая модель

**Реферат**

Данные по объему отчета:

* Страниц – 25;
* Книг отчета – 1;
* Иллюстраций – 1;
* Использованных источников – 7.

**Цель работы:**

Смоделировать запуск ракеты носителя с автоматической межпланетной станцией Луна-10(далее АМС), просчитать вывод АМС Луна-10 на окололунную орбиту.

**Задачи:**

1. Изучить историю миссии “Луна-10”
2. Определить цель работы
3. Распределить роли в команде
4. Создать математическую модель полёта
5. Совершить полет в Kerbal Space Program
6. Построить графики математической модели и полета в Kerbal Space Program, провести сравнение полученных данных
7. Описать этапы полета
8. Подвести итоги проделанной работы
9. Создать видео с полетом в Kerbal Space Program
10. Подготовить отчёт о проделанной работе
11. Составить презентацию для защиты проекта

**Методы работы*:***

1. сбор информации по теме
2. анализ информации
3. конкретизация, сравнение, обобщение
4. расчёты
5. моделирование
6. визуализация

**Краткое описание:**

Проект предусматривает анализ реальной миссии, благодаря визуализации полёта, оценку хода миссии и её значимости в историческом контексте.

**Содержание:**

[Список исполнителей 2](file:///C:\Users\panda\Downloads\VARKT_Report.docx#_Toc187060992)

[Реферат 3](file:///C:\Users\panda\Downloads\VARKT_Report.docx#_Toc187060993)

[Глава 1. Описание миссии 6](file:///C:\Users\panda\Downloads\VARKT_Report.docx#_Toc187060995)

Глава 2. Физическая модель……………………………………………………..10

[Глава 3. Математическая модель 16](file:///C:\Users\panda\Downloads\VARKT_Report.docx#_Toc187060996)

[Глава 4. Полёт в KSP 24](file:///C:\Users\panda\Downloads\VARKT_Report.docx#_Toc187060997)

[Глава 5. Сравнение графиков полёта в KSP и воссозданных с помощью математической модели 32](file:///C:\Users\panda\Downloads\VARKT_Report.docx#_Toc187060998)

[Глава 6. Итоги работы 34](file:///C:\Users\panda\Downloads\VARKT_Report.docx#_Toc187060999)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 35](file:///C:\Users\panda\Downloads\VARKT_Report.docx#_Toc187061000)

**Глава 1. Описание миссии**

***Введение***

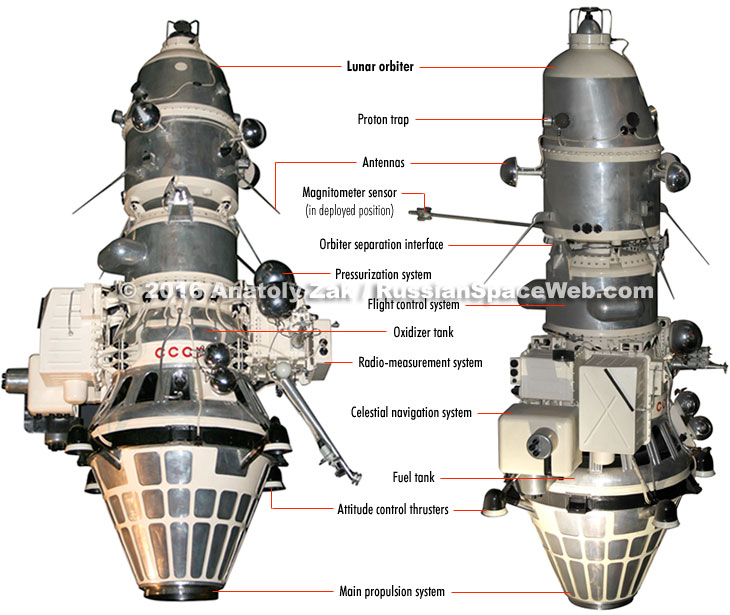


Рисунок 1.1 Фотография «russianspace». Космический аппарат E6 («Луна-10»*).*[2]

«Луна-10» — советский автоматический межпланетный зонд, который стал564 первым искусственным спутником Луны. Этот исторический запуск произошел 31 марта 1966 года и стал важной вехой в программе исследования Луны. «Луна-10» сыграла ключевую роль в изучении нашего естественного спутника и внесла огромный вклад в развитие космонавтики.

До успеха «Луны-10» Советский Союз уже предпринимал множество попыток исследовать Луну. Первая серия аппаратов «Луна» начала свою работу в 1958 году. К моменту запуска «Луны-10» уже были достигнуты значительные успехи:

- «Луна-1» (1959) — первый аппарат, пролетевший мимо Луны и ставший первой космической станцией, покинувшей гравитационное поле Земли.

- «Луна-2» (1959) — первая станция, достигшая поверхности Луны.

- «Луна-3» (1959) — аппарат, сделавший первые фотографии обратной стороны Луны.

Эти миссии заложили основу для будущих успехов, включая вывод «Луны-10» на окололунную орбиту.

«Луна-10» представляла собой усовершенствованный вариант предыдущих станций серии «Луна». Она состояла из двух основных компонентов: орбитального модуля и двигательной установки. Общая масса станции составляла около 1600 кг, из которых примерно 245 кг приходились на научный блок.

**Основные компоненты:**

1. Орбитальный модуль:

- Включал научное оборудование, системы связи и управления.

- Содержал приборы для измерения параметров окружающей среды, такие как гамма-спектрометр, магнитометр, детектор микрометеоритов и другие устройства.

2. Двигательная установка:

- Обеспечивала коррекцию траектории полета и выход на окололунную орбиту.

- Использовалась для стабилизации положения станции на орбите.

Запуск «Луны-10» состоялся 31 марта 1966 года с космодрома Байконур. Ракета-носитель «Молния-М» успешно вывела станцию на траекторию полета к Луне. Через три дня после старта, 3 апреля 1966 года, «Луна-10» достигла окололунной орбиты, став первым искусственным спутником Луны.

**Параметры орбиты «Луны-10»:**

- Высота перигея: 350 км

- Высота апогея: 1017 км

- Наклонение орбиты: 71,9°

- Период обращения: 178 минут

Основной задачей «Луны-10» было проведение различных научных экспериментов и исследование окружающей среды вокруг Луны. За время своей работы станция передала на Землю значительное количество данных, которые помогли ученым лучше понять природу Луны и её взаимодействие с окружающим пространством.

**Основные научные результаты миссии:**

1. Исследование гравитационного поля Луны:

- Измерения показали, что гравитационное поле Луны неоднородно, что связано с наличием массивных подземных структур («масконов»).

2. Изучение радиационной обстановки:

- Было обнаружено наличие радиационных поясов вокруг Луны, аналогичных земным радиационным поясам Ван Аллена.

3. Анализ химического состава лунной поверхности:

- Гамма-спектрометры позволили определить содержание некоторых элементов на поверхности Луны, таких как уран, торий и калий.

4. Регистрация микрометеоритов:

- Детекторы зафиксировали многочисленные столкновения с частицами космического мусора, что позволило оценить плотность потока микрометеороидов вблизи Луны.

Миссия «Луны-10» продолжалась до 30 мая 1966 года, когда связь со станцией была потеряна. За этот период аппарат совершил 460 оборотов вокруг Луны и передал на Землю огромное количество ценных научных данных. Миссия была признана успешной и стала важным событием в истории освоения космоса.

Запуск «Луны-10» имел большое значение не только для советской космической программы, но и для всего мира. Это событие продемонстрировало возможности человечества в области космических исследований и открыло новые горизонты для дальнейшего изучения Луны и других небесных тел.

**Глава 2. Физическая модель**

**Кербин**

Кербин — родная планета кербалов, место расположения кербальского космического центра и основное место действия Kerbal Space Program. Это также аналог Земли в игре. Имеет два естественных спутника — Муну и Минмус.

Кербин — третья от Кербола (аналога Солнца) планета и третья по размеру среди всех астрономических объектов в системе (после Джула и Евы). Для выхода на стабильную орбиту Кербина с наибольшей эффективностью использования топлива требует ΔV примерно 4500 м/с. Многие межпланетные миссии тратят более половины от необходимого значения ΔV, только чтобы достичь орбиты Кербина, что также свойственно и полётам с Земли.

**Атмосфера**

Атмосфера Кербина содержит кислород и распространяется примерно до 69078 метров. Плотность атмосферы экспоненциально уменьшается с увеличением высоты. Формула для вычисления атмосферного давления на заданной высоте (высота в метрах):

Изображение выглядит как текст, Шрифт, белый, типография

Автоматически созданное описание

Толщина атмосферы Кербина делает её пригодной для использования атмосферного торможения и парашютов, что в итоге экономит топливо при входе в атмосферу и посадке.

|  |
| --- |
| **Общие характеристики** |
| Большая полуось орбиты 13 599 840 256 м |
| Апоцентр орбиты 13 599 840 256 м |
| Перицентр орбиты 13 599 840 256 м |
| Орбитальный эксцентриситет 0 |
| Наклонение орбиты 0° |
| Экваториальный радиус 600 000 м |
| Площадь поверхности 4,5238934×1012 м2 |
| Масса 5,2915158×1022 кг |
| Ускорение свободного падения 9,81 м/с2 (1 g) |
| Вторая космическая скорость 3 431,03 м/с |

Таблица 1 – общие характеристики Кербина.

**Муна**

Муна – больший из двух естественных спутников Кербина. Является аналогом Луны в Kerbal Space Program.

Поверхность Муны серая, скалистая, покрыта кратерами и горами высотой до 5 км. Ускорение свободного падения на Муне составляет 1,63 м/с2 (примерно 1/6 от ускорения свободного падения на Кербине), что очень близко к ускорению свободного падения на земной Луне (1,624 м/с2). На поверхность Муны можно приземлиться, а саму Муну можно использовать для гравитационных маневров.

|  |
| --- |
| **Общие характеристики:** |
| Большая полуось орбиты 12 000 000 м |
| Перицентр орбиты 12 000 000 м |
| Орбитальный эксцентриситет 0 |
| Наклонение орбиты 0° |
| Экваториальный радиус 200 000 м |
| Площадь поверхности 5,0265482×1011 м2 |
| Масса 9,7599066×1020 кг |
| Ускорение свободного падения 1,63 м/с2 или 0.166 g (на земной Луне 1,624 м/с2) |
| Вторая космическая скорость 807,08 м/с |

# Таблица 2 – общие характеристики Муны

# **Атмосфера и сопротивление воздуха**

Атмосфера астрономического объекта замедляет движение любого объекта, проходящего через нее. Эта сила, известная как сопротивление воздуха (или просто сопротивление). Атмосфера также позволяет совершать подъём с использованием аэродинамической подъемной силы.

Атмосферное давление экспоненциально уменьшается с увеличением высоты. Характеристической высотой *H* атмосферы называется расстояние, на котором атмосферное давление изменяется в *e* раз, или в 2,718 раза. Например, атмосфера Кербина имеет характеристическую высоту 5000 м, то есть атмосферное давление на высоте *n* в 2,718 раз больше, чем давление на высоте *n* + 5000.

Атмосфера позволяет использовать манёвры атмосферного торможения и гораздо легче совершать посадку. Тем не менее, атмосфера делает взлет с планеты труднее и увеличивает минимальную высоту стабильной орбиты.

В Kerbal Space Program сила атмосферного сопротивления (*FD*) моделируется следующим образом:



где *ρ* - плотность атмосферы (кг/м3), *v* - скорость корабля (м/с), *d* - безразмерный коэффициент сопротивления формы, и *A* - площадь поперечного сечения (м2).

Следует отметить, что площадь поперечного сечения на самом деле не рассчитывается в игре. Вместо этого предполагается, что она прямо пропорциональна массе. Соотношение пропорциональности равно 0,008 м2/кг, поэтому:



где *m* - масса корабля (кг).

Плотность атмосферы *ρ* прямо пропорционально атмосферному давлению *p* на данной высоте, являющемуся функцией от высоты (*a*), атмосферного давления на поверхности (*p0*), и характеристической высоты (*H*):

Изображение выглядит как текст, Шрифт, белый, рукописный текст

Автоматически созданное описание

где *p* измеряется в атмосферах и *ρ* в кг/м3. Множитель 1.2230948554874 кг/(м3·атм.) означает плотность воздуха при одной атмосфере (на уровне моря Кербина).

Коэффициент сопротивления (*d*) рассчитывается как усредненный по массе коэффициент сопротивления всех деталей корабля. Для большинства аппаратов без открытых парашютов *d* очень близок к 0.2, так как это - коэффициент сопротивления подавляющего большинства деталей.

# **Место старта**

Запуск миссии Луна-10 осуществлялся со стартового стола Кербальского Космического центра.

Характеристики стартового стола:

Координаты — 0.1027°S, 74.5754°W

Высота над уровнем моря Кербина — 68,4 м.

# **Физические явления**

При выполнении расчетов в учет брались такие физические явления, как гравитация, сопротивление воздуха, инерция, сохранения энергии, сохранения импульса, химические реакции сгорания топлива и другие необходимые физические явления.

# **Физические законы**

Использовались следующие физические законы: закон всемирного тяготения, законы Ньютона, закон сохранения энергии, закон сохранения импульса, законы Кеплера, законы движения по окружности, принципы орбитальной механики, принцип реактивного движения, уравнение Мещерского, формула Циолковского и другие необходимые физические законы.

# **Допущения физической модели**

В расчетах движения космический аппарат принимался за материальную точку (обладающее массой тело, размерами которого в данной задаче можно пренебречь). В расчетах сопротивления космический аппарат принимался за абсолютно твердое тело (механическую систему, обладающую только поступательными и вращательным степенями свободы, «твёрдость» означает, что тело не может быть деформировано, то есть телу нельзя передать никакой другой энергии, кроме кинетической энергии поступательного или вращательного движения). Это было обусловлено необходимостью учета линейных размеров тела при расчете сопротивления воздуха.

Для удобства математических расчетов использовалась декартовая система координат в трех осях, в качестве единиц измерения использовались метры, километры.

Отсчет времени начинался от старта миссии, течение времени считалось равномерным и постоянным.

# **Используемые формулы**

В расчетах использовалась система единиц СИ, также использовались градусы и радианы.

Расчеты включали следующие физические формулы, а также их следствия:

Изображение выглядит как текст, Шрифт, снимок экрана, число

Автоматически созданное описаниеИзображение выглядит как текст, снимок экрана, Шрифт, документ

Автоматически созданное описание

**Глава 3. Математическая модель**

В математической модели подробно описаны физические законы, модели и формулы, использованные в симуляции подъёма ракеты «Молния‑М» с модулем «Луна‑10», которая включает описание атмосферных условий, гравитационных сил, двигательной тяги, расхода топлива, обновления траектории полёта, а также управление изменением угла тангажа.

**1. Физические константы и параметры модели**

1.1. Глобальные физические константы

- Гравитационная постоянная:

- Атмосферные параметры на уровне моря:

Давление:

Температура:

Молярная масса воздуха:

Универсальная газовая постоянная:

Удельная газовая постоянная для сухого воздуха:

1.2. Параметры Земли (упрощённые и масштабированные)

- Радиус Земли:

- Масса Земли (масштабированное значение):

- Угловая скорость вращения Земли:

1.3. Параметры ракетных ступеней и полезной нагрузки

Для каждой ступени определяются следующие параметры:

- Первая ступень:

- Сухая масса:

- Масса топлива:

- Номинальный расход топлива:

- Тяга (интерполированная между уровнями моря и вакуумом):

- Удельный импульс:

- Вторая ступень:

- Сухая масса:

- Масса топлива:

- Номинальный расход топлива:

- Тяга:

- Удельный импульс:

Полезная нагрузка ("Луна‑10") рассчитывается исходя из общей массы ракеты и суммарных масс ступеней и топлива.

**2. Гравитация**

Согласно закону всемирного тяготения Ньютона, ускорение свободного падения на высоте (h) определяется как:

где:

- (G) — гравитационная постоянная,

- (Mземля) — масса Земли,

- (Rземля) — радиус Земли,

- (h) — высота над поверхностью Земли.

**3. Атмосферные условия**

3.1. Температурный профиль

Температура атмосферы (T(h)) задаётся кусочно-линейно в зависимости от высоты (h). Примерная модель выглядит так:

- Для ( h <= 11,000) м:

- Для (11,000 < h <= 20,000) м:

- Для (20,000 < h <= 50,000) м:

- Для (50,000 < h <= 80,000) м:

- Для (80,000 < h <= 100,000) м:

- Для (h > 100,000) м:

Значение температуры фиксируется или задаётся иным образом.

3.2. Давление

Атмосферное давление (P(h)) рассчитывается по экспоненциальной модели:

где:

- ( P0) — давление на уровне моря,

- (g(h)) — ускорение свободного падения на высоте \( h \),

- (T(h)) — температура на высоте \( h \).

3.3. Плотность воздуха

Используя уравнение состояния идеального газа, плотность воздуха (ρ(h)) определяется как:

**4. Двигательная тяга и расход топлива**

4.1. Интерполяция тяги по давлению

Для моделирования зависимости тяги двигателя от атмосферного давления используется линейная интерполяция. Например, для первой ступени:

где:

- (F0) — тяга на уровне моря,

- (F1) — тяга в вакууме.

Аналогично, для второй ступени:

4.2. Эффективный удельный импульс

Удельный импульс корректируется в зависимости от давления следующим образом:

где (I0) — вакуумный удельный импульс, а (I1) — удельный импульс на уровне моря.

4.3. Расход топлива

Расход топлива рассчитывается по формуле:

где:

- (Q) — номинальная скорость расхода топлива,

- (k) — коэффициент, определяющий степень включения двигателя (от 0 до 1).

**5. Движение ракеты**

5.1. Уравнение движения

По второму закону Ньютона суммарное ускорение ракеты определяется как:

где:

- Ускорение от тяги:

- Ускорение от гравитации:

где — единичный вектор, направленный от центра Земли к ракете.

- Ускорение от аэродинамического сопротивления (драг):

Сила сопротивления рассчитывается по формуле:

и соответствующее ускорение:

где — единичный вектор скорости.

5.2. Обновление скорости и положения

Используется численный метод интегрирования (метод трапеций):

-Обновление скорости:

- Обновление положения:

где — шаг по времени.

**6. Управление изменением тангажа**

Для моделирования отклонения ракеты (тангаж) в промежутке времени от 120 до 190 секунд применяется линейная функция:

Эта поправка применяется к базовому углу направления тяги, изменяя её следующим образом:

- где базовое значение соответствует начальному положению, а добавление позволяет плавно изменять направление в указанное время.

**7. Стадии ракеты и отделение ступеней**

Модель полёта делится на три этапа:

1. Стадия 0 (Начальная фаза):

Работают обе ступени. Двигатели первой ступени активны до

Отделение первой ступени происходит, если:

2. Стадия 1 (Промежуточная фаза):

После отделения первой ступени остаётся вторая ступень с полезной нагрузкой. Двигатели второй ступени активны до

Отделение второй ступени происходит, если:

3. Стадия 2 (Финальная фаза):

После отделения второй ступени остаётся только полезная нагрузка.

Масса ракеты рассчитывается с учётом текущего этапа:

- Стадия 0:

- Стадия 1:

- Стадия 2:

**8. Вспомогательные векторные операции**

В симуляции используются стандартные операции над векторами:

- Норма (длина) вектора:

- Угол между векторами:

- Проекция вектора на другой вектор:

- Проекция вектора на плоскость:

где — нормаль к плоскости.

- Поворот вектора в плоскости :

Поворот на угол () (в градусах) изменяет координаты вектора согласно поворотной матрице:

Симуляция интегрирует следующие ключевые аспекты:

- Гравитация: рассчитывается по закону всемирного тяготения Ньютона.

- Атмосферные условия: Температура, давление и плотность воздуха зависят от высоты.

- Двигательная тяга и расход топлива: Тяга интерполируется между значениями для разных условий, а расход топлива корректируется с учётом эффективного удельного импульса.

-Движение ракеты: Обновление скорости и положения происходит с использованием метода трапеций.

**Глава 4. Полет в KSP**

Симуляцию и автопилот соответственно можно разделить на несколько этапов:

1. Взлёт и выход на круговую орбиту Кербина.
2. Старт и отрыв ракеты-носителя от Кербина, набор высоты – 1 ступень;
3. Набор высоты до 10000 метров над уровнем моря и начало маневра наклона.
4. Отделение твердотопливных ускорителей и продолжения маневра наклона.
5. Отделение двигателя первой ступени по достижению высоты в 60000 метров над уровнем моря, развёртывание аппарата и ожидание достижения высоты в 95000 метров над уровнем моря, за счёт набранной скорости, для начала закругления орбиты.
6. Округление орбиты до достижения точкой перигея целевой высоты в 115 км.
7. Гравитационный манёвр для достижения орбиты Муны.
8. Вращение вокруг Кербина в ожидании достижения оптимального угла для гравитационного манёвра.
9. Достижение оптимального угла.
10. Гравитационный маневр за счёт ЖРД 2-ей ступени.
11. Отключение двигателя 2-ей ступени, ожидание достижения оптимальной точки для совершения гравитационного манёвра, с целью выхода на орбиту Муны.
12. Достижение оптимальной точки для выхода на орбиту Муны.
13. Гравитационный манёвр по выходу на орбиту Муны.
14. По достижении оптимальной точки, включение двигателя третьей ступени, для гравитационного манёвра и захвата орбиты Муны.
15. Успешный выход на орбиту Муны, отделение 2-ей ступени ракеты, раскрытие и активация научных модулей.

На первом этапе включаются 2 твердотопливных ускорителя и 1 ЖРД первой ступени общей тягой 4160 кН. Они отрывают ракету-носитель от земли, после чего, на высоте ~27,9 км ускорители отделяются.

На втором этапе остается работать ЖРД 1199 кН. При достижении необходимой высоты тяга снижается до 0, и эта ступень также отсоединяется, после этого происходит корректировка курса при помощи четырех двигателей РСУ.

На третьем этапе ракета без тяги движется к апогею своей орбиты.

Как только апогей достигнут – включаются двигатель третьей ступени, общей тягой 650 кН. Эти двигатели округляют орбиту аппарата.

После этого происходит гравитационный манёвр для увеличения орбиты, и выхода к орбите Муны.

По достижению ближайшей точки для выхода на орбиту Муны, выполняется гравитационный манёвр с помощью двигателя 3 ступени, и захват орбиты Муны. После окончания работы двигателя третьей ступени она отделяется и развертываются научные модули

Полет в KSP длится приблизительно 5 часов. Сбор данных для телеметрии длится первые 115 секунд.

**Моделирование полета в Kerbal Space Program. Ракета**

**Ракета-носитель**

Главная задача ракеты-носителя – доставка лунного зонда на орбиту Муны (аналога Луны в Kerbal Space Program).

**Первая ступень**

В качестве первой ступени использованы два твердотопливных ракетных ускорителя S2-17 «Жеребец», с установленными на них защитными носовыми обтекателями Mk7. Для крепления и отделения первой ступени использовано по одному продольному отделителю «TT-38K» на каждом твердотопливном ракетном ускорителе. Также для обеспечения дополнительной жесткости конструкции применены четыре распорки «EAS- 4».

**Характеристики**

* Количество твердого топлива 16000 уе.
* Масса 120.55 тонн
* Тяга при атмосферном давлении 3030.434 кН

**Вторая ступень**

Вторая ступень ракеты-носителя включает:

* Два топливных бака «Бак Кербодайн S3-3600» и один топливный бак

«Бак Кербодайн S3-7200»

* Один жидкостный ракетный двигатель «ЖРД S3 KS-25x4 "Мамонт"», с тягой 30% от максимальной
* Два малых дельтовидных крыла, для стабилизации атмосферного полета
* Один защитный обтекатель «AE-FF3» (3,75 метров в диаметре), для улучшения аэродинамических характеристик и защиты полезной нагрузки
* Один отделитель TD-25, для отделения третей ступени

**Характеристики**

* Количество топлива:
  + Жидкое топливо 6480 условных единиц
  + Окислитель 7920 условных единиц
* Масса 100.081 тонн
* Тяга:
  + При атмосферном давлении 2622.2224 кН
  + В вакууме 2800 к

**Третья ступень**

Третья ступень ракеты-носителя выполняет функции разгонного блока и включает:

* Один топливный бак «Фирменный адаптер C7 2,5 на 1,25 м»
* Два топливных бака «Рокомакс X200-32»
* Один жидкостный ракетный двигатель «ЖРД RE-I5 "Шкипер"»
* Один отделитель TD-12, для отделения лунного модуля

**Характеристики**

* Количество топлива:
  + Жидкое топливо 3240 условных единиц
  + Окислитель 3960 условных единиц
* Масса 43.61 тонн
* Тяга в вакууме 650 кН

**Лунный зонд**

В качестве основного модуля лунного зонда использован автоматический блок управления «Горизонд ГЕКС2». Система управления космическим аппаратом включает встроенные средства автоматического блока управления «Горизонд ГЕКС2». Для электрообеспечения аппарата использованы две солнечные батареи «Фотовспышка-10C», а для хранения излишков электроэнергии на зонде присутствуют две аккумуляторные батареи

«Z-1k», а также батарея, встроенная в автоматический блок управления. Для ориентации в пространстве и корректировки орбиты на космическом аппарате предусмотрена реактивная система управления, включающая четыре двигателя «Вектор-1X» и два двигателя «Кудапопало-7». В качестве вспомогательной системы ориентации используются «Встраиваемый улучшенный гиродин», а также гиродин, встроенный в «Горизонд ГЕКС2». Для хранения топлива используется монотопливный бак «Космобол». Для обеспечения связи с командным центром на лунном зонде установлена направленная антенна «Коммунотрон 88-88». В качестве научных инструментов на космическом аппарате применены следующие устройства: магнитометр «Стрела магнетометра» и сканеры: «Панорамный сканер M700» и «Узкополосный сканер M4435».

**Характеристики**

* Количество монотоплива 20 условных единиц
* Масса 1.285 тонн
* Тяга в вакууме 4.4 кН
* Запас электроэнергии 3000 условных единиц Иллюстрации аппарата можно увидеть ниже.

Изображение выглядит как строительство, утюг, зеленый, в помещении

Контент, сгенерированный ИИ, может содержать ошибки.

Изображение 2.1 – Мунный зонд. Вид спереди.

Изображение выглядит как в помещении, стул

Контент, сгенерированный ИИ, может содержать ошибки.Изображение 2.2 – Мунный зонд. Вид справа.

Изображение выглядит как цилиндр, ракета, в помещении, самолет

Контент, сгенерированный ИИ, может содержать ошибки.

Изображение 2.3 – Первая ступень ракеты-носителя зонда, а также разгонные блоки: слева и справа. Вид спереди.

Изображение выглядит как цилиндр, ракета, транспорт, инжиниринг

Контент, сгенерированный ИИ, может содержать ошибки.

Изображение 2.4 – Вторая ступень ракеты-носителя зонда. Вид спереди.

Изображение выглядит как транспорт, космический корабль, ракета, в помещении

Контент, сгенерированный ИИ, может содержать ошибки.

Изображение 2.5 – Аппарат в сборе. Вид спереди (обтекатель снят).

Изображение выглядит как транспорт, ракета, космический корабль, на открытом воздухе

Контент, сгенерированный ИИ, может содержать ошибки.

Изображение 2.6 – Аппарат в сборе на стартовом столе. Вид спереди

**Глава 5. Сравнение графиков полёта в KSP и воссозданных с помощью математической модели**

С помощью мода под названием kRPC мы записали высоту и скорость ракеты с промежутком в секунды.

Затем на языке программирования Python мы реализовали алгоритм решения созданной нами математической модели.

После этого мы создали графики, отображающие изменение высоты и скорости ракеты в симуляции (в Kerbal Space Program) и согласно математической модели, для сравнения реалистичности нашей модели.

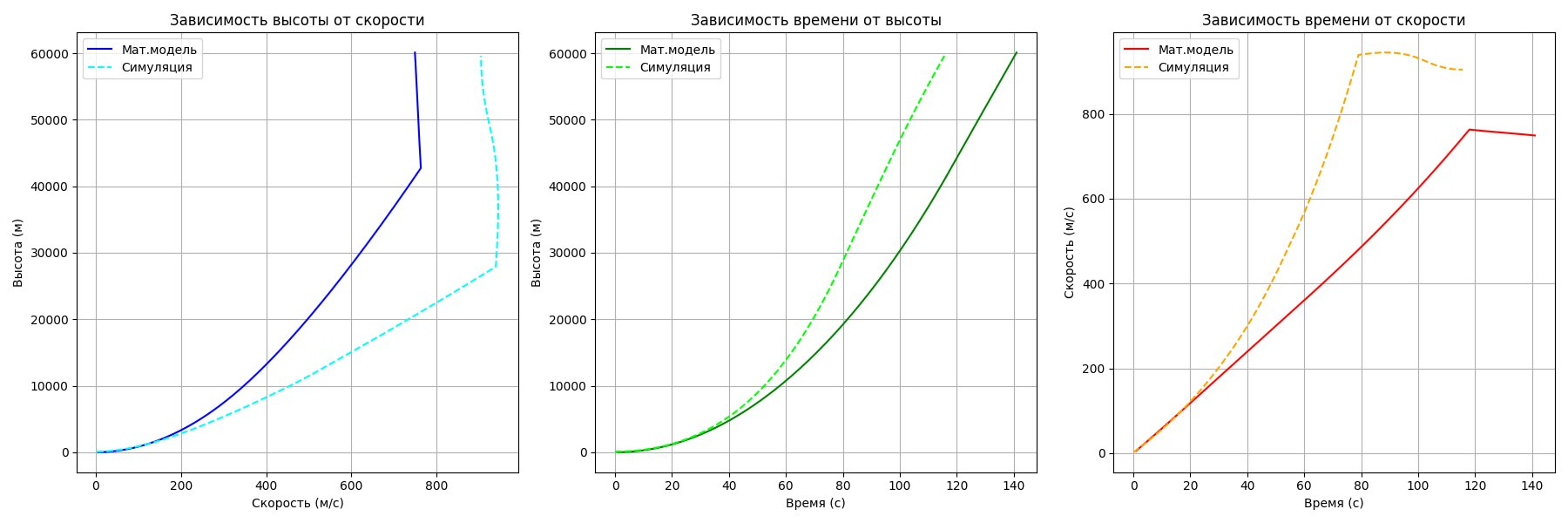


Рисунок 3.1 – Графики зависимости

Изображение выглядит как текст, линия, График, диаграмма

Контент, сгенерированный ИИ, может содержать ошибки.

Рисунок 3.2 – График погрешности

Сравнивая полученные графики видно, что данные, полученные при вычислении математической модели и в результате сбора телеметрии симуляции, отличаются.

По графику погрешности видно, что максимальное отклонение высоты – приблизительно 6000 метров на отметке времени в 150 секунд. Также из графика зависимости скорости от времени видно, что итоговое отклонение на отметке времени в 170 секунд составляет приблизительно 700 м/с.

Наиболее вероятно, что такое расхождение обусловлено простейшими округлениями при расчетах, которые в итоге привели к расхождению.

Помимо этого, возможны небольшие недочеты в математической модели, которые влияют на результат.

**Глава 6. Итоги работы**

В процессе работы над данным проектом наша команда реконструировала выведение на орбиту луны  ракеты-носителя «Молния-М», которая вывела АМС «Луна-10». Мы успешно составили математическую модель, описывающую движение нашей ракеты, а также создали модель в игре Kerbal Space Program, которую использовали для симуляции полета.

При помощи библиотеки kRPC мы записали телеметрию корабля (высоту и скорость по осям и , а также текущий момент времени), а затем сравнили результаты с данными, полученными от вычисления нашей математической модели.

В итоге сравнения мы увидели, что данные, полученные в результате расчетов и данные фактического полета отличаются и проанализировали возможную причину таких отличий.

Благодаря данному проекту мы получили новые и обновили старые знания в области физики и математики, научились производить сложные расчеты на языке программирования Python, а также освоили и научились работать с программой Kerbal Space Program.

**СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ**

1. Результаты экспериментов по обнаружению лунной ионосферы, проведенных на первом искусственном спутнике Луны [Электронный ресурс] URL - <https://www.mathnet.ru/php/archive.phtml?wshow=paper&jrnid=dan&paperid=32649&option_lang=rus>
2. Краткий обзор миссии "Луна-10". [Электронный ресурс] URL - <https://www.russianspaceweb.com/luna10.html>
3. Исследование Луны, Миссия " Луны – 10 [Электронный ресурс] URL - <https://orbitalfocus.uk/Diaries/Luna/Luna10.php>
4. Луна-10, основное описание миссии и полета [Электронный ресурс] URL - <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D1%83%D0%BD%D0%B0-10>
5. Численные методы интегрирования дифференциальных уравнений. Метод Эйлера. [Электронный ресурс] URL - <https://stratum.ac.ru/education/textbooks/modelir/lection10.html>
6. И.В.Савельев. Курс общей физики, том I. Механика, колебания и волны, молекулярная физика.
7. Введение в физику космоса Е.Г. Бережко [Электронный ресурс] URL - <https://ikfia.ysn.ru/wp-content/uploads/2017/05/VvFK2.3.pdf>