МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РФ

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: «Луна - 1»

Оценка: Выполнили:

Подпись преподавателя: Группа М8О-109БВ-24

Витишко Г.С

Погодина П.А

Сосунов А.А

Фомичев Н.С

Москва, 2025

**Оглавление**

[Введение 3](#_Toc190718546)

[Глава 1. Историческая справка 5](#_Toc190718547)

[Глава 2. Причины неудачи миссии 9](#_Toc190718548)

[Глава 3. Математическая модель 10](#_Toc190718549)

[Глава 3.1 Общая концепция модели полёта 11](#_Toc190718550)

[Глава 3.2 Взлет и изменение угла 11](#_Toc190718551)

[Глава 3.3 Закругление орбиты 15](#_Toc190718552)

[Глава 3.4 Расчет расхода топлива и время горения 16](#_Toc190718553)

[Глава 3.5 Посадка 17](#_Toc190718554)

[Глава 3.6 Численный подход с использованием Python 18](#_Toc190718555)

[Глава 4. Программная реализация 19](#_Toc190718556)

[Глава 5. Построение, анализ и сравнение графиков по ksp и математической модели 23](#_Toc190718557)

[Глава 6. Выводы 26](#_Toc190718558)

[Глава 7. Заключение 27](#_Toc190718559)

[Источники 28](#_Toc190718560)

[Приложение А “Графики” 30](#_Toc190718561)

[Приложение Б ”Основные артефакты” 33](#_Toc190718562)

# 

# **Введение**

Цель: исследовать и воспроизвести миссию по запуску, полету и попытке приземления советской АМС Луна–1. Определить причины неудачи приземления на Луну. Исправить ошибки прошлого, создав точную математическую и физическую модель полета. Провести симуляцию в Kerbal Space Program.

**Задачи проекта:**

1. Сбор и анализ исторических данных:

- Изучение архивных материалов и технической документации по запуску "Луны-1".

- Сбор данных о параметрах ракеты-носителя, космического аппарата и условий запуска.

2. Разработка математической модели:

- Создание уравнений движения для моделирования траектории полета.

- Учет гравитационных сил, аэродинамического сопротивления и других физических факторов.

3. Программирование и тестирование модели:

- Написание программного кода для симуляции запуска.

- Проведение тестирования модели на различных сценариях и условиях.

4. Визуализация результатов:

- Создание графиков и наглядное представление траектории полета.

5. Анализ и интерпретация данных:

- Сравнение результатов моделирования с данными, полученными на практике.

- Определение ключевых факторов, влияющих на успешность миссии.

Информация для глав 1 и 2 была взята из ссылок 1-4.

# **Глава 1. Историческая справка**

«Луна-1» — советская автоматическая межпланетная станция (АМС) для изучения Луны и космического пространства. Первый в мире космический аппарат, достигший второй космической скорости, преодолевший притяжение Земли и ставший искусственным спутником Солнца.

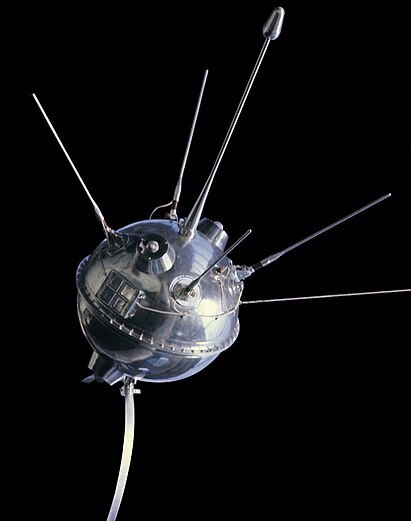


Рис. 1. Фотография АМС «Луна – 1»

2 января 1959 года осуществлён пуск ракеты-носителя «Восток-Л», которая вывела на траекторию полёта к Луне АМС «Луна-1». Это была траектория непрерывного выведения, без использования старта с орбиты. В массовой советской печати того времени эта АМС называлась «первая советская космическая ракета». Станция также имела названия «Луна-1Д» и «Мечта».

Ракета стартовала вертикально. Во время полёта программный механизм автоматически изменял направление тяги двигателя таким образом, что в конце участка разгона направление скорости имело с горизонтом заданный угол.

Для достижения второй космической скорости ракета была снабжена третьей ступенью (блок «Е»), с двигателем РД-0105, созданным в Воронеже на предприятии «Конструкторское бюро химавтоматики» (КБХА).

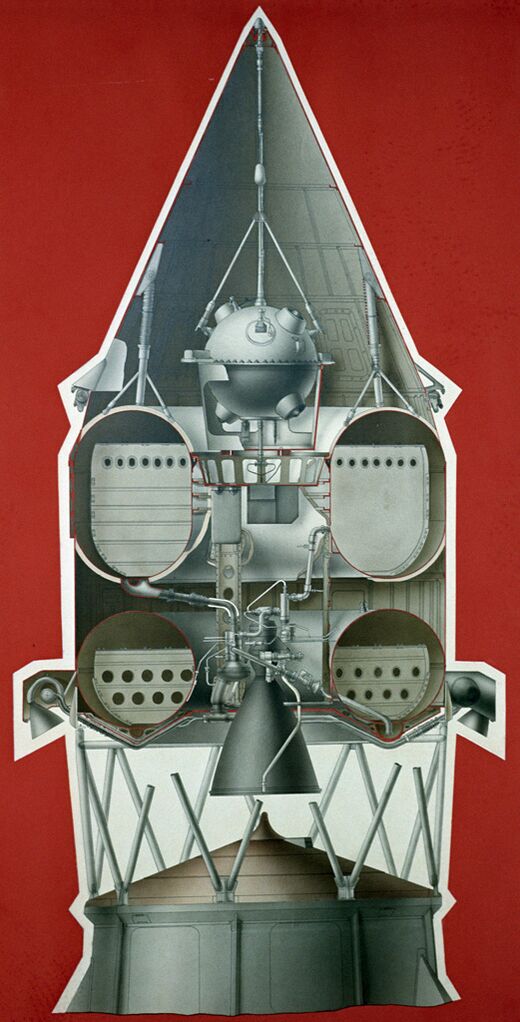


Рис. 2. Схема компоновки АМС «Луна – 1»

Для контроля траектории и определения координат использовали автоматизированную систему, разработанную для определения траектории баллистических ракет.

Развертка на поверхность Земли выглядела так (из сообщений ТАСС):

3 января

в 3 часа: 3 градуса 12 минут ю.ш. и 108 градусов в.д., 100 000 км от Земли

в 6 часов: 4 градуса 30 минут ю.ш. и 63.5 градуса в.д., 137 000 км от Земли

в 13 часов: 7 градусов 33 минуты ю.ш. и 40 градусов з.д., 209 000 км от Земли

в 16 часов: 8 градусов 20 минут ю.ш. и 86(85) градусов з.д., 237 000 км от Земли

в 19 часов 8 градусов 57 минут ю.ш. и 131(130) градус з.д., 265 000 км от Земли

в 21 час 9 градусов 18 минут ю.ш. и 160 градусов з.д., 284 000 км от Земли

4 января

в 0 часов: 9 градусов 45 минут ю.ш. и 155 градусов в.д., 311 000 км от Земли

в 3 часа: 10 градусов 7 минут ю.ш. и 110 градусов в.д., 336 600 км от Земли

в 5 часов 57 минут ракета прошла на минимальном расстоянии от Луны (5—6 тыс. км.) и стала спутником Солнца. После чего ТАСС стал публиковать ее координаты в астрономических координатах.

5 января в 10 часов аккумуляторы сели и связь с АМС прекратилась.

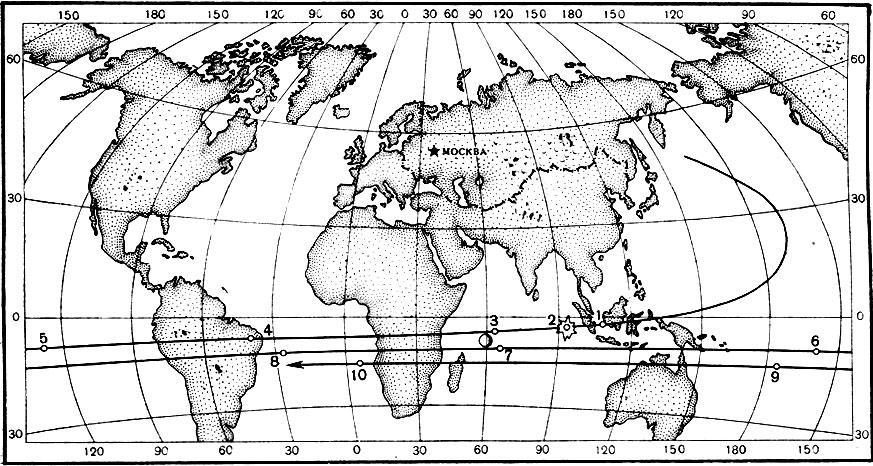


Рис. 3. Развертка на поверхность Земли траектории АМС «Луна – 1»

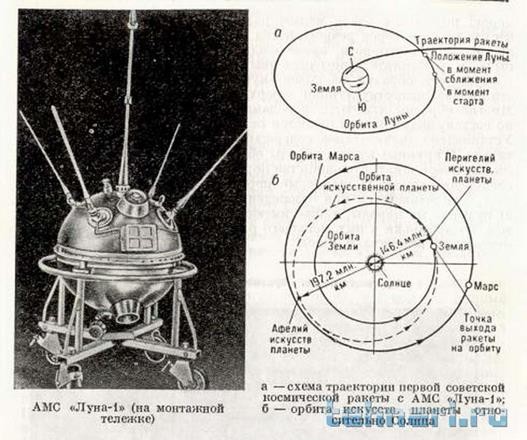


Рис. 4. Траектория полета «Луна – 1»

# **Глава 2. Причины неудачи миссии**

Представитель разработчика системы радиоуправления, выставляя плоскость антенн РУП-А 1 января, ошибся по углу места на 2°, выставив 44° вместо 42°. Его никто не проконтролировал — влияние праздника. Во время полёта данные от пеленгатора в счётно-решающее устройство поступали исправно, но параметр по углу места всё время шёл с ошибкой, воспринимаясь как отклонение ракеты вниз от расчётной траектории. Поэтому счётно-решающее устройство не выключало двигатель центрального блока, ожидая, пока данные по углу места не придут в пределы допуска. Из-за ошибки по углу места в 2°, допущенной при работе наземных радиотехнических средств пеленгации и управления ракетой, двигатель блока «Е» выключился позже назначенного момента, что и послужило причиной промаха.

# **Глава 3. Математическая модель**

|  |  |
| --- | --- |
| Параметры | Значения |
| Ускорение свободного падения на луне | 1,622 м / с2 |
| Удельная газовая постоянная для воздуха R’ | 287 Дж / кг \* К |
| Нормальное давление p0 | 105 Па |
| Абсолютная температура Т | ~293 К |
| Газовая постоянная R | 8,31 Дж/(моль·K) |
| Молярная масса воздуха μ | 29 г / моль |
| Масса Земли M | 6 \* 1024 кг |
| Радиус Земли r | 6400 км |
| Гравитационная постоянная G | 6,67 \* 10-11 м3·с−2·кг−1 |
| Сила тяги четвёртой ступени | 3 \* 205 кН |
| Масса четвёртой ступени без топлива | 6840 кг |
| Масса четвертой ступени | 30840 кг |
| Сила тяги третей ступени | 215,0 кН (в вакууме)  167,969 кН (при 1 атм.) |
| Масса третей ступени без топлива | 2690 кг |
| Масса третей ступени | 10690 кг |
| Сила тяги второй ступени | 60 кН |
| Масса второй ступени без топлива | 790 кг |
| Масса второй ступени | 2789 кг |
| Сила тяги двигателя первой ступени | 60 кН |
| Масса первой ступени без топлива | 2033 кг |
| Масса первой ступени | 3533 кг |

Табл. 1. Характеристики ракеты-носителя Луна – 1

# **Глава 3.1 Общая концепция модели полёта**

Физическая модель полёта ракеты основана на классических законах механики, которые применимы в условиях ракетной техники. Модель описывает несколько этапов полёта:

* **Старт и гравитационный поворот:** Ракета сначала взлетает вертикально, затем постепенно переходит к горизонтальному движению для эффективного выхода на орбиту.
* **Орбитальный набор и манёвр закругления орбиты:** После выхода из атмосферы достигается заданный апогей, а затем проводится коррекция скорости для перехода на круговую орбиту.
* **Расчёт расхода топлива и время горения:** Здесь определяется, сколько топлива потребуется для выполнения манёвров, и вычисляется время работы двигателя.
* **Трансфер и посадка:** Последний этап – переход к целевой орбите (например, Луны) и снижение скорости для мягкой посадки.

Для каждого этапа используются конкретные формулы, выводимые из фундаментальных физических законов.

# **Глава 3.2 Взлет и изменение угла**

Уравнение движения при взлете:

, (1)

где:

– масса (кг) ракеты в момент времени t ()

F – тяга двигателя (Н)

(м/с2)

Fd​ – аэродинамическая сила сопротивления (Н)

Это прямое применение второго закона Ньютона, который гласит, что сумма сил, действующих на тело, равна произведению массы на ускорение:

Формула аэродинамического сопротивления:

, (2)

где:

скорость ракеты (м/с)

ρ(h) – плотность атмосферы на высоте h (кг/м³)

A – эффективная площадь поперечного сечения ракеты (м²)

коэффициент сопротивления

ρ0​ – плотность у поверхности (кг/м³)

Плотность атмосферы ρ(h) рассчитывается по формуле:

, (3)

где:

(кг/м³)

(кг/моль)

R – универсальная газовая постоянная (Дж / (моль К))

T – абсолютная температура (К)  
 Для реализации нашей миссии и построения математической модели мы решили использовать уравнения для орбитальных переходов Гомана.

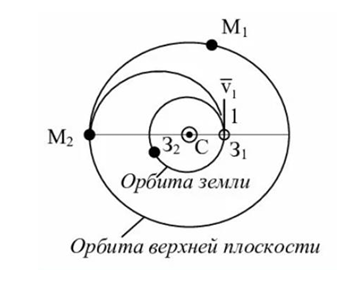


Рис. 5 – Гомановский переход

Гомановская траектория в небесной механике — эллиптическая орбита, используемая для перехода между двумя другими орбитами, обычно находящимися в одной плоскости. В простейшем случае она пересекает эти две орбиты в апоцентре и перицентре. Орбитальный манёвр для перехода включает в себя два импульса работы двигателя на разгон — для входа на гомановскую траекторию и для схода с неё.

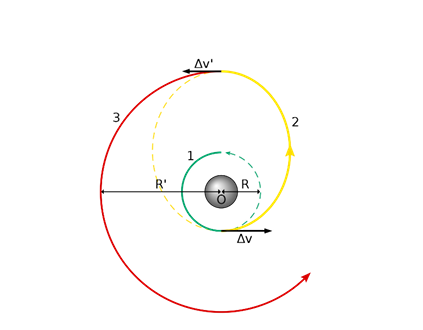


Рис. 6 - Гомановская траектория перехода (жёлтый) с низкой круговой орбиты (зелёный) на более высокую круговую орбиту (красный)

Изменение угла:

(4)

Эта формула введена эмпирически для плавного перехода от вертикального взлёта к горизонтальному движению. При угол (т.е. ракета направлена строго вверх), а при (т.е. ракета полностью переходит в горизонтальное направление).

Вертикальная составляющая тяги определяется как:

(5)

С учётом всех рассмотренных эффектов (тяги, гравитации, аэродинамического сопротивления) уравнение для вертикального ускорения принимает вид:

(6)

Вычисление новых значений производится по формулам:

(7)

(8)

# **Глава 3.3 Закругление орбиты**

Для расчета изменения скорости для закругления орбиты использовалось уравнение виз-вива:

, (9)

где:

– гравитационный параметр

– расстояние расстояние между центрами масс двух тел

– большая полуось орбиты

При круговой орбите большая полуось , и из уравнения получаем:

(10)

Чтобы перейти с эллиптической орбиты на круговую, необходимо скорректировать скорость. Разница между требуемой круговой скоростью и текущей скоростью дает :

(11)

# **Глава 3.4 Расчет расхода топлива и время горения**

Уравнение Циалковского:

, (12)

где:

– удельный импульс двигателя

– ускорение свободного падения

Выведем формулу конечной массы:

(13)

Массовый расход топлива:

Из определения удельного импульса

(14)

Расчет времени горения:

(15)

Если за время расходуется масса

, вычисляются по уравнению Циолковского,

# **Глава 3.5 Посадка**

При посадке (на луну, где атмосферы нет) аэродинамическое сопротивление можно не учитывать. Тогда основное уравнение движения по вертикали имеет вид:

, (16)

где

Для изменения высоты:

(17)

Первая формула – это опять же второй закон Ньютона, где тяга F делится на текущую массудает ускорение, а ускорение свободного падения рассчитывается как . Вторая формула – это определение скорости как производной от высоты

# **Глава 3.6 Численный подход с использованием Python**

Аналитическое решение уравнений нам пока недоступно, поэтому мы применяем численный метод – метод Эйлера:

1. Время делим на маленькие шаги dt
2. На каждом шаге обновляют значения скорости и высоты по формулам:

, (18)

(19)

При достаточно малом dt полученное решение хорошо аппроксимирует реальное поведение системы.

# **Глава 4. Программная реализация**

**Используемые технологии:**

Для того чтобы осуществлять взаимодействие с игрой существует большое число различных методов. Так как игра не предполагает управление кораблём иным способом нежели через прямое управление, то приходится использовать сторонние методы, которые предлагают различные моды. Основными являются kos, kRPC, MechJeb.

Для реализации нашего проекта был выбран мод kRPC так как он даёт большие возможности для управления кораблём и получения с него данных в том числе в реальном времени. Важным преимуществом данного дополнения является возможность написание собственных скриптов, благодаря которым и появляется возможность написать полный автопилот. По данному моду существует подробная документация с примерами на официальном сайте дополнения.

**Логирование:**

Для того чтобы выполнить логирования нами была использована возможность получения текущих полётных данных из KSP, которую предоставляет мод kRPC. Основной проблемой при выполнении этапа логирования стали глобальные ускорения времени, и фризы игры. Для того, чтобы побороть данные проблемы, мы приняли решение использовать время из самой игры, которое тоже можно получить из дополнения kRPC. Так же мы решили проблему неточностей, неоднократным запуском программы и последующее усреднение результатов полёта.

**Автопилот:**

Благодаря тому, что для мода kRPC существует подробная документация, удалось изучить основные инструменты общения с сервером игры, а также основные инструменты для управления кораблем. Так как было принято решение о написании полного автопилота, то писать целую программу сразу было бы очень нерационально. Именно поэтому, мы разделили написание автопилота на 3 основных этапа:

1. Взлёт и выход на орбиту

2. Выполнение манёвра перехода на орбиту Луны

3. Посадка на поверхность Луну

**Взлет:**

Основные фазы взлетной траектории:

1. Взлет – начальная фаза, в ходе которой включаются разгонные двигатели первой ступени, и ракета разгоняется вертикально до достижения высоты, на которой начинает изменение угла поворот.

2. Ускорение и наклоны: фаза включает в себя постепенный наклон траектории полета, в результате которого ракета направляется к горизонту.

3. Отделение ступеней и включение новых двигателей: фаза включает в себя отслеживание оставшегося топлива в ступенях и своевременное их отделение для продолжения подъема.

4. Выход на орбиту: Фаза, в ходе которой ракета достигает и выравнивает заданную орбиту.

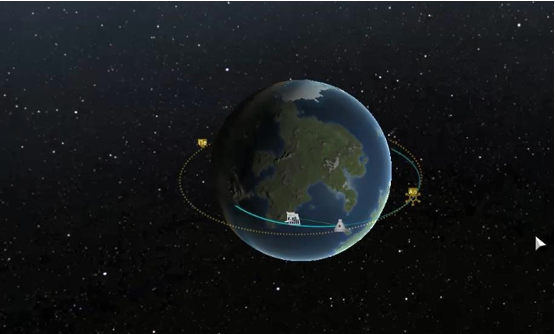


Рис.5 – Орбита в Kerbal Space Program (KSP)

Для того чтобы выполнить логирования нами была использована возможность получения текущих полётных данных из KSP, которую предоставляет мод kRPC. Основной проблемой при выполнении этапа логирования стали глобальные ускорения времени, и фризы игры. Чтобы побороть данные проблемы, мы приняли решение использовать время из самой игры, которое тоже можно получить из дополнения kRPC. Так же, мы решили проблему неточностей, неоднократным запуском программы и последующее усреднение результатов полёта.

**Выполнение манёвра перехода на орбиту Луны:**

Для того, чтобы наш полет не зависел от времени старта миссии, мы используем полет через промежуточную орбиту на Земле. Для этого мы будем ждать необходимой позиции запуска двигателя уже на орбите. Когда угол становится равным углу поссчитаному по формуле [2] мы запускаем двигатели, которые разгоняют ракету до скорости, необходимой для успешного выполнения Гомановского перехода.

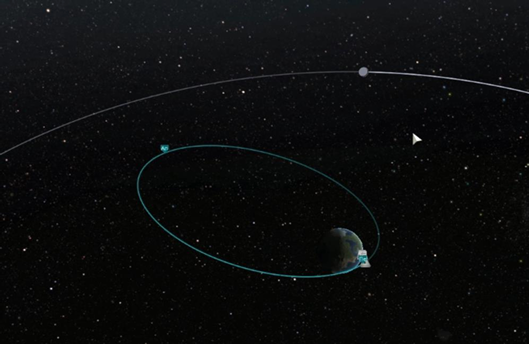


Рис.6 – Момент перехода на орбиту Луны в KSP

**Посадка на Луну:**

По достижении минимального расстояния между Луной и кораблём, мы начинаем этап посадки. Который включает в себя расчёт высоты, на которой необходимо включить двигатели, а также своевременное их включение для выполнения мягкой посадки. Данный этап являлся самым проблемным среди всех, так как было перебрано большое количество различных вариантов расчета необходимой высоты, используя различные формулы, каждая из которых давала неприемлемую погрешность. Только спустя большое количество времени нам удалось вывести математическую модель, обеспечивающую необходимую точность.



Рис.7 – Момент посадки на Луну в KSP

# **Глава 5. Построение, анализ и сравнение графиков по ksp и математической модели**

**Программа математического моделирования движения:**

Для построения графиков на основе математической модели необходимо было написать программу на языке программирования Python, моделирующую взлет и посадку ракеты на основе физической модели. При программировании мы использовали такие библиотеки как: SciPy, NumPy (для вычисления дифференциальных уравнений), Matplotlib (дает возможность численно решить уравнения движения и визуализировать результаты для более наглядного понимания), а также встроенный в Python модуль math. Для физического описания процесса полета мы использовали второй закон Ньютона.

**Описание Математической Модели:**

Математическая модель включает в себя систему дифференциальных уравнений. С помощью них описывается изменение координат, скоростей и массы ракеты в процессе ее взлета на орбиту. Также при составлении программы важно было уделить внимание точному отражению динамики изменяемых параметров, так как такой подход позволит построить наиболее приближенные к реальности графики.

**Используемые технологии:**

Для написания программы математического моделирования мы применяли следующие технологии:

1. Python: Язык программирования, выбранный за его удобство и широкие возможности.

2. matplotlib: библиотека Python для визуализации данных, позволяющая строить необходимые графики.

3. Модуль math: предоставляет обширный функционал для проведения вычислений с вещественными числами (числами с плавающей точкой).

**Сравнение графиков:**

Графики, выводимые программой, включают в себя две основные линии данных: первую, отражающую значения, полученные из математической модели, и вторую, основанные на данных из игры Kerbal Space Program. Это позволяет нам провести сравнительный анализ между тем, как наша модель предсказывает движение объекта, и данными из симулятора космического полета KSP.

Кривые, представленные на графиках, показывают визуальное отображение скорости объекта от времени, высоты объекта от времени и массы объекта от времени при взлёте и при посадке. Сравнение поведения этих кривых поможет нам оценить точность нашей математической модели, а также ее соответствие данным из игрового мира Kerbal Space Program.

**Причины расхождений между графиками:**

Расхождения между графиками в математической модели и данных из Kerbal Space Program могут быть обусловлены несколькими причинами:

1. Упрощенность Модели: при построении математической модели зачастую упрощаются определенные аспекты реального движения объекта. Например, в нашей математической модели было упрощено вычисление силы сопротивления. Как правило, определение коэффициентов необходимых для расчета сопротивления — это сложный процесс по ряду причин. Во-первых, их величины не постоянны. Более того, зачастую их определение происходит экспериментальным путем в аэродинамической трубе или на испытательном полигоне, оснащенном точным измерительным оборудованием.

2. Вариации в Физических Параметрах: иногда даже незначительное изменение физических характеристик объекта способны привести к изменениям в его движении. Такие параметры, как масса объекта, воздействующие на него силы и другие, могут быть сложны для точного определения.

3. Численные Округления и Погрешности: при численном решении дифференциальных уравнений возникают округления, которые, как правило, накапливаются и оказывают непосредственное влияние на конечный результат. Подобные численные погрешности вносят свой вклад в расхождения.

4. Особенности Данных из KSP: Данные из KSP могут содержать некоторые особенности, которые не были учтены в математической модели. Например, особенности физического движка игры или влияние других параметров.

# **Глава 6. Выводы**

Анализируя расхождения между графиками и учитывая возможные причины их возникновения, можно прийти к выводу о том, что, не смотря на недостаток исходных данных для физической модели и других преград, составленная математическая модель отражает изменение параметров ракеты на этапе взлета. Нам удалось рассчитать зависимости приближенно к реальности.

# **Глава 7. Заключение**

В процессе создания нашего проекта нам удалось самостоятельно смоделировать полёт ракеты-носителя «Луна» для совершения лунной миссии по доставке аппарата Луна-1 на Луну и реализовать его, используя программу Kerbal Space Program.

Учебные итоги:

1. Освоение математического моделирования физических процессов.

2. Совершенствование навыков программирования.

3. Ознакомление с научным симулятором KSP.

4. Совершенствование навыков командной работы.

5. Получение прикладных навыков выполнения работы в срок.

Проектные итоги:

1. Получены математические модели, описывающие нашу миссию.

2. Произведено моделирование миссии в научном симуляторе KSP.

3. Созданы программные симуляции.

4. Составлен отчет о реализации миссии по запуску спутника Луна-1.

5. Удалось провести верные рассчёты для посадки аппарата Луна-1 на Луну.

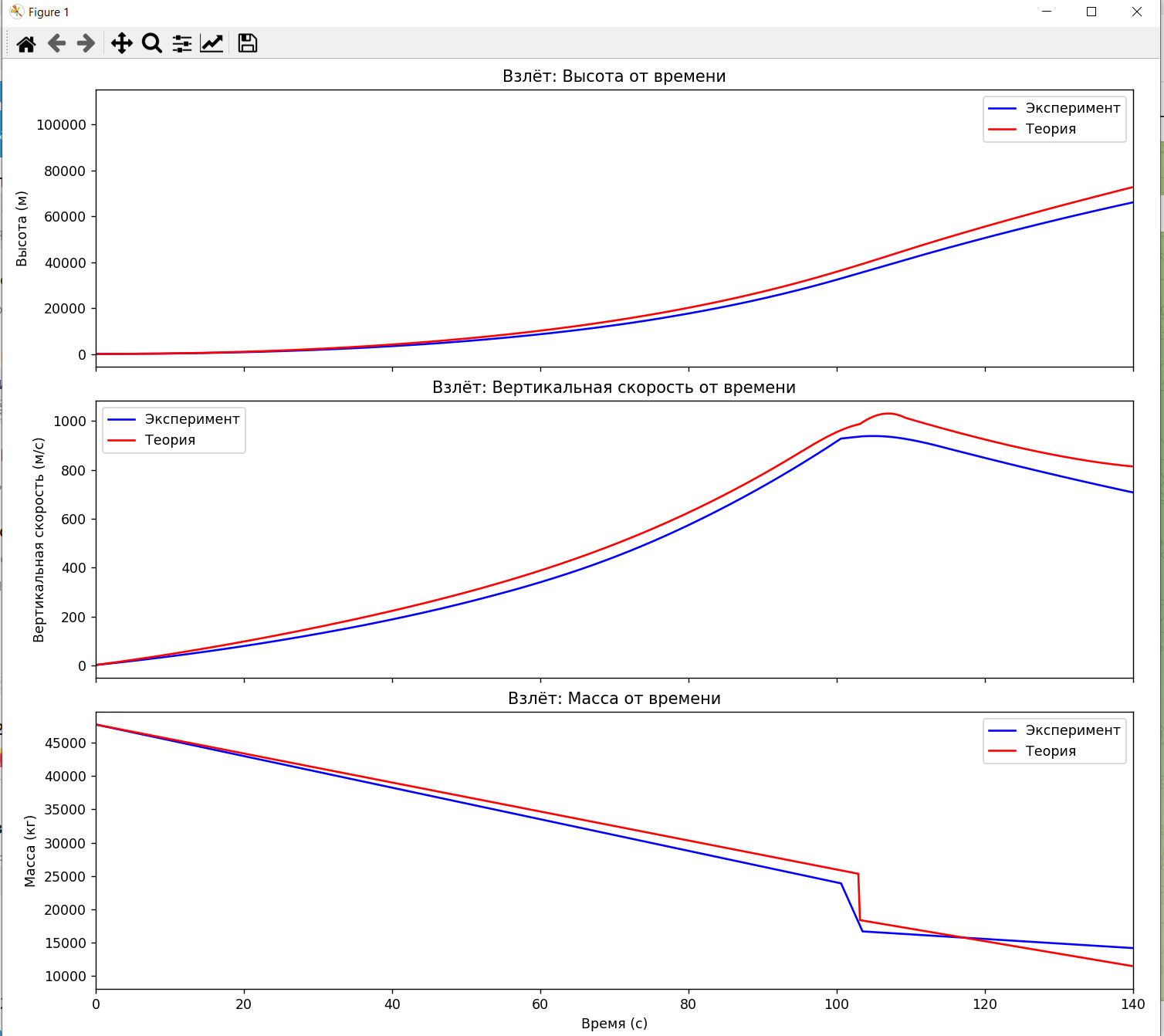
# **Источники**

**Электронные источники:**

1. Как межпланетная станция «Луна-1» стала первой искусственной кометой [Электронный ресурс] :  
   <https://dzen.ru/a/ZVzHdJS5mUnEirV5> (Режим доступа: <https://dzen.ru/a/ZVzHdJS5mUnEirV5>).
2. «Луна-1» [Электронный ресурс] :  
   [https://ru.wikipedia.org/wiki/Луна-1](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D1%83%D0%BD%D0%B0-1) (Режим доступа: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Луна-1](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D1%83%D0%BD%D0%B0-1)).
3. Путь «Луны-1» [Электронный ресурс] :  
   <https://habr.com/ru/articles/228763/?mobile=yes> (Режим доступа: <https://habr.com/ru/articles/228763/?mobile=yes>).
4. 2 января 1959 года запуск первой АМС «Луна-1» [Электронный ресурс] :  
   <https://aftershock.news/?q=node/278564&full> (Режим доступа: <https://aftershock.news/?q=node/278564&full>).
5. Гомановская траектория в небесной механике [Электронный ресурс] :  
   [https://ru.wikipedia.org/wiki/Гомановская\_траектория](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D0%BE%D0%BC%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D0%B2%D1%81%D0%BA%D0%B0%D1%8F_%D1%82%D1%80%D0%B0%D0%B5%D0%BA%D1%82%D0%BE%D1%80%D0%B8%D1%8F) (Режим доступа: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Гомановская\_траектория](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D0%BE%D0%BC%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D0%B2%D1%81%D0%BA%D0%B0%D1%8F_%D1%82%D1%80%D0%B0%D0%B5%D0%BA%D1%82%D0%BE%D1%80%D0%B8%D1%8F)).
6. Константы для ракеты-носителя [Электронный ресурс] :  
   <https://www.questionai.com/knowledge/kVnSdhSboC-vostok-l> (Режим доступа: <https://www.questionai.com/knowledge/kVnSdhSboC-vostok-l>).
7. Остальные константы [Электронный ресурс] :  
   <https://astroedu.ru/assets/problems/hq/constants.pdf> (Режим доступа: <https://astroedu.ru/assets/problems/hq/constants.pdf>).
8. Второй закон Ньютона [Электронный ресурс] :  
   [https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Законы\_Ньютона](https://ru.m.wikipedia.org/wiki/%D0%97%D0%B0%D0%BA%D0%BE%D0%BD%D1%8B_%D0%9D%D1%8C%D1%8E%D1%82%D0%BE%D0%BD%D0%B0) (Режим доступа: [https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Законы\_Ньютона](https://ru.m.wikipedia.org/wiki/%D0%97%D0%B0%D0%BA%D0%BE%D0%BD%D1%8B_%D0%9D%D1%8C%D1%8E%D1%82%D0%BE%D0%BD%D0%B0)).
9. Формула плотности атмосферы [Электронный ресурс] :  
   <https://academia-lab.com/encyclopedia/terrestrial-atmosphere/> (Режим доступа: <https://academia-lab.com/encyclopedia/terrestrial-atmosphere/>).
10. Формула аэродинамического сопротивления [Электронный ресурс] :  
    [https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Лобовое\_сопротивление](https://ru.m.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D0%BE%D0%B1%D0%BE%D0%B2%D0%BE%D0%B5_%D1%81%D0%BE%D0%BF%D1%80%D0%BE%D1%82%D0%B8%D0%B2%D0%BB%D0%B5%D0%BD%D0%B8%D0%B5) (Режим доступа: [https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Лобовое\_сопротивление](https://ru.m.wikipedia.org/wiki/%D0%9B%D0%BE%D0%B1%D0%BE%D0%B2%D0%BE%D0%B5_%D1%81%D0%BE%D0%BF%D1%80%D0%BE%D1%82%D0%B8%D0%B2%D0%BB%D0%B5%D0%BD%D0%B8%D0%B5)).
11. Формулы равноускоренного движения [Электронный ресурс] :  
    [https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Равноускоренное\_движение](https://ru.m.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%B0%D0%B2%D0%BD%D0%BE%D1%83%D1%81%D0%BA%D0%BE%D1%80%D0%B5%D0%BD%D0%BD%D0%BE%D0%B5_%D0%B4%D0%B2%D0%B8%D0%B6%D0%B5%D0%BD%D0%B8%D0%B5) (Режим доступа: [https://ru.m.wikipedia.org/wiki/Равноускоренное\_движение](https://ru.m.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%B0%D0%B2%D0%BD%D0%BE%D1%83%D1%81%D0%BA%D0%BE%D1%80%D0%B5%D0%BD%D0%BD%D0%BE%D0%B5_%D0%B4%D0%B2%D0%B8%D0%B6%D0%B5%D0%BD%D0%B8%D0%B5)).
12. Уравнение виз-вива [Электронный ресурс] :  
    <https://translated.turbopages.org/proxy_u/en-ru.ru.9023ec49-67b39b59-430f86ab-74722d776562/https/en.wikipedia.org/wiki/Vis-viva_equation> (Режим доступа: указан в ссылке).
13. Уравнение Циолковского [Электронный ресурс] :  
    <https://translated.turbopages.org/proxy_u/en-ru.ru.d2bf0a84-67b3688b-e395673d-74722d776562/https/en.m.wikipedia.org/wiki/Tsiolkovsky_rocket_equation> (Режим доступа: указан в ссылке).

# **Приложение А “Графики”**

В данном пункте приложены графики отображающие кариляцию зависимости высоты от времени, массы от времени, скорости от времени при взлете; скорости от времени, высоты от времени при посадке.



##### 

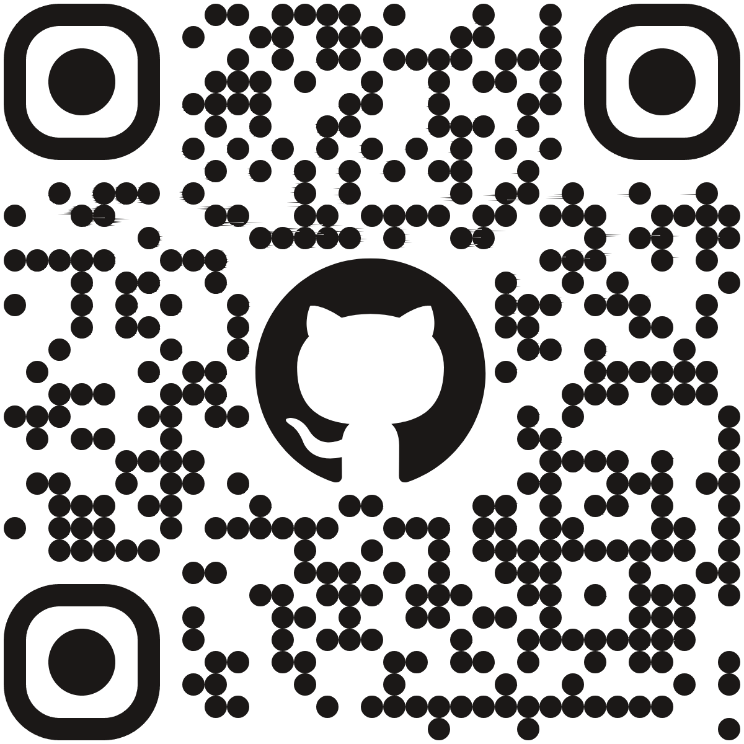
##### 

##### 

# **Приложение Б ”Основные артефакты”**

Данный пункт позволяет ознакомиться с практическими материалами курсовой работы и полным видео полета.

Ссылка на GitHub



Ссылка на отчетное видео

