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-112БВ-24

Журавлёв А. Д.

Коровин Ф. А.

Головин В. П.

Сучков В. С.

Москва, 2024

**СОДЕРЖАНИЕ**

Введение………………………………………………...………………………...3

Глава 1. Описание реальной миссии……………………………………………4

Глава 2. Физическая модель……………………………………………………14

Глава 3. Математическая модель………………………………………………18

Глава 4. Программная реализация…………………………………………..…20

Глава 5. Симуляция в KSP……………………………………………………...28

Глава 6. Анализ результатов……………………………………………………29

Заключение………………………………………………………………………31

Источники………………………………………………………………………..32

Приложение……………………………………………………………………...33

**ВВЕДЕНИЕ**

Цель проекта:

Воссоздать миссию «Луна-1» с использованием Kerbal Space Program. Реализовать успешное попадание по Луне.

Задачи:

1. Изучить общие сведения по проекту
2. Составить физическую и математическую модель
3. Выполнить расчеты математической модели с помощью программного обеспечения и построить соответствующие графики.
4. Реализовать программу-автопилот в KSP.
5. Провести сравнение данных, полученных при расчете математической модели и моделировании, с использованием графиков.
6. Подвести итоги и составить отчёт

Состав команды:

Журавлёв Андрей - Тимлид, главный программист, математик, физик

Коровин Фёдор - Главный физик, главный математик

Головин Владислав - Главный KSP-инженер, математик, программист

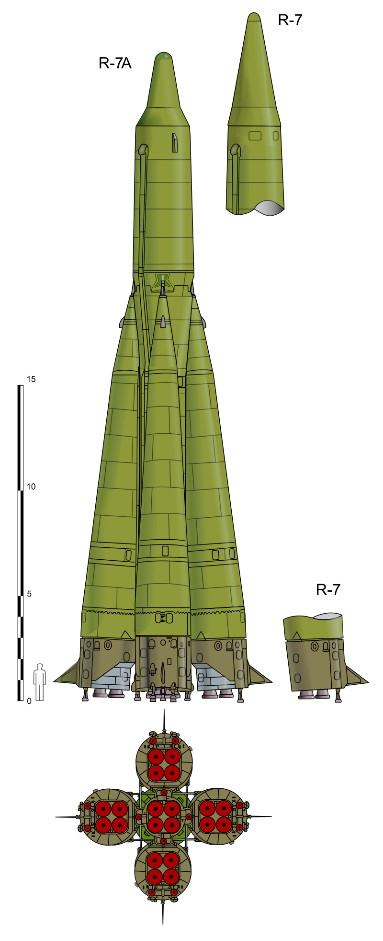
Сучков Владислав - Отчётность, математик, KSP-инженер

**Глава 1: Описание миссии**

**Предыстория:**

Отношение к полетам на Луну стало меняться в конце 1953 года, когда руководитель отдела прикладной математики Математического института АН СССР Мстислав Келдыш вызвал к себе аспиранта Всеволода Егорова и поручил ему просчитать траектории перелета на Луну. Причем как можно ближе к реальности. Когда Егоров спросил его о сроках, Келдыш ответил: "Побыстрее. Результаты нужны уже сегодня". В результате, согласно статьям, Егоров в 1953-1955 годах успешно решил «плоскую» задачу полета на Луну, а в 1956-1957 — пространственную. Хронологически работа Егорова была, действительно, первой. Причем, что особенно важно, это было не просто теоретическое исследование. Именно благодаря этой работе проложили свой путь к нашему естественному спутнику «Луна-1», «Луна-2» и «Луна-3» в 1959 году.

**Ракета-носитель:**

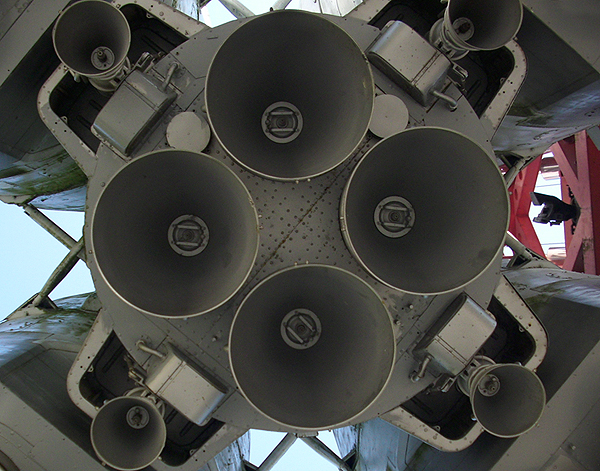


Первые МБР Р-7А и Р-7 конструкции С. П. Королёва, рисунок 1, [[1]](https://ru.wikipedia.org/wiki/Р-7#Конструкция)

Луна-1 доставлялась на ракете-носителе «Восток-Л», которая была создана на базе МБР Р-7 (8К71) путём оснащения третьей ступенью (блоком «Е»).

«Восток-Л» имел 3 ступени:

* Первая ступень состоит из четырёх боковых блоков, каждый длиной 19 м и наибольшим диаметром 3 м. Они расположены симметрично вокруг центрального блока (вторая ступень) и соединены с ним верхним и нижним поясами силовых связей. Конструкция блоков одинакова. Блок состоит из опорного конуса, топливных баков, силового кольца, хвостового отсека и двигательной установки.
* Вторая ступень (центральный блок) ракеты состояла из приборного отсека, баков для окислителя и горючего, силового кольца, хвостового отсека, маршевого двигателя и четырёх рулевых агрегатов. На ней устанавливался ЖРД РД-108, аналогичный по конструкции с РД-107, но имевший 4 рулевые камеры. Он включался одновременно с двигателями первой ступени (ещё на старте) и работал, соответственно, дольше чем ЖРД первой ступени.
* Блок «Е» позволил впервые в мире достичь второй космической скорости, однако обладал существенными недостатками — его двигатель не мог быть запущен в невесомости, кроме того, из-за использования открытой схемы имел не слишком высокий удельный импульс. РН является частью семейства Р-7. Жидкостные ракетные двигатели третьей ступени (блока «Е») были разработаны и произведены на воронежском предприятии «КБХА».



Сопла двигателя РН «Восток», рисунок 2, [[2]](https://ru.wikipedia.org/wiki/Восток_(ракета-носитель)#Технические_характеристики)

На активном участке полёта двигатель центрального и бокового блоков работают разновременно. После израсходования топлива боковых блоков их двигатели отключаются, а сами блоки отделяются от центрального. При этом двигатель центрального блока (2-й ступени) продолжает работать.

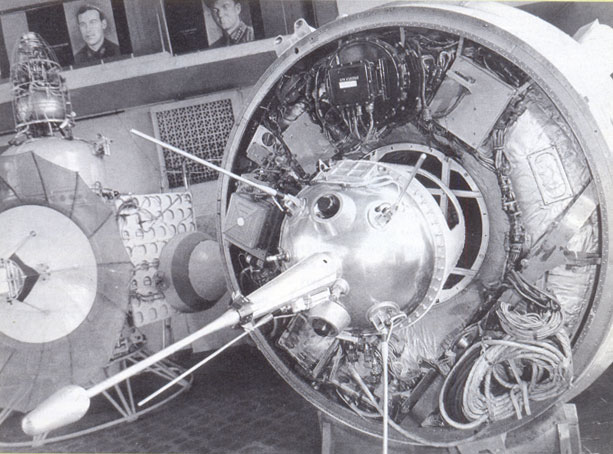
После прохождения плотных слоёв атмосферы сбрасывается головной обтекатель. После израсходования топлива центрального блока происходит его отделение и запуск двигателя блока 3-й ступени. При достижении расчётной скорости двигатель отключается и космический аппарат отделяется от блока 3-й ступени. Выключение ракетного двигателя 3-й ступени и подача команды на отделение космического корабля производятся системой управления при достижении расчётной скорости, соответствующей выведению космического корабля на заданную орбиту.

**Луна-1:**

Конечная масса блока «Е» вместе с КА «Луна-1» составляла 1472 кг. Полезный груз (361.3 кг) включал научную и измерительную аппаратуру, четыре радиопередатчика и источники электропитания, размещенные в отделяемом аппарате и на блоке «Е». Астрономы И.С.Шкловский и В.Г.Курт предложили «оптическое» доказательство, что ракета летит к Луне, испарив на борту КА взрывом 1 кг натрия и создав искусственную комету. Облако металлического пара можно было видеть в солнечных лучах как образование, по яркости равное шестой звездной величине.

«Луна-1» несла вымпелы: сферический из стальных пятиугольных элементов с зарядом взрывчатого вещества внутри шара для их разброса и в виде капсулы, заполненной жидкостью, в которой размещались алюминиевые полоски. Оба имели обозначение, указывающее государственную принадлежность КА, месяц и год его запуска.

 Объект «Луна-1» представлял собой сферический контейнер из двух алюминиево-магниевых полусфер радиусом 400 мм, соединенных 48 болтами через шпангоуты диаметром 850 мм. На верхней полусфере размещались четыре стержневые антенны радиопередатчика, работающего на частоте 183.6 МГц, две протонные ловушки для обнаружения межпланетного газа и два пьезоэлектрических «микрофона» для регистрации ударов метеоритных частиц. Полый алюминиевый штырь на полюсе верхней полусферы нес датчик для измерения магнитного поля Луны. На нижней полусфере размещались еще две протонные ловушки и две ленточные антенны радиопередатчика, работающего на частоте 19.993 МГц.  
Внутри контейнера на приборной раме размещались два радиопередатчика, блоки приемников и телеметрии, научная аппаратура, серебряно-цинковые аккумуляторы и окисно-ртутные батареи. Контейнер заполнялся азотом с давлением 1.3 атм. Температура приборов (20°С) поддерживалась путем циркуляции газа к оболочке-радиатору при помощи вентилятора.  
По каналу на частоте 19.993 МГц передавалась основная научная информация, а также данные по температуре и давлению внутри контейнера. По каналу с частотой 183.6 МГц осуществлялся контроль орбиты и измерение элементов траектории.



Макет блока «Е» со станций «Луна-1» на ВДНХ СССР, рисунок 3, [[3]](https://epizodsspace.airbase.ru/01/2u/solnthe/ams/l-1/l1.html)

Масса контейнера КА составляла 187 кг. При запуске он располагался сверху блока «Е» и был закрыт сбрасываемым коническим обтекателем. На корпусе ракетного блока размещались два радиопередатчика с антеннами, счетчик космических лучей, радиосистема определения траектории полета и аппаратура для создания искусственной натриевой кометы (образована 3 января 1959 г. на расстоянии 113000 км от Земли).

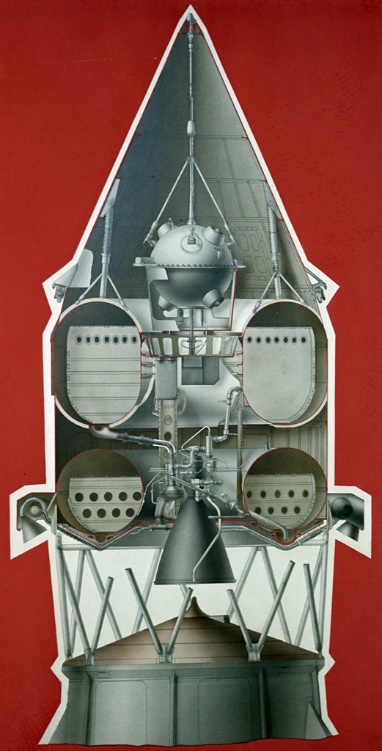


Схема компоновки межпланетной станции «Луна-1», рисунок 4, [[4]](https://ru.wikipedia.org/wiki/Луна-1)

**Историческая справка миссии:**

2 января 1959 года был осуществлён пуск ракеты носителя «Восток-Л», которая вывела на траекторию полёта к Луне автоматическую межпланетную станцию «Луна-1».

Система управления ракеты совместно с наземными радиотехническими средствами обеспечивала вывод на требуемую траекторию. Пуск выполнялся без использования маневра старта с орбиты ИСЗ. Необходимо было достичь скорости, несколько превышающей параболическую. Чтобы попасть в Луну при старте с территории СССР, допустимо было иметь ошибку в величине начальной скорости не более нескольких метров в секунду, в угле возвышения вектора скорости — 0,1° и во времени старта — несколько секунд.  
После выключения двигателя блока «Е» произошло отделение КА. Дальнейший полет продолжали уже два тела, движущиеся на близком расстоянии друг от друга в плоскости, наклоненной к плоскости экватора Земли под углом 65°.

Через 34 часа после старта оба космических тела прошли около цели на расстоянии 6400 км (придя в расчетную точку раньше Луны) и вышли на гелиоцентрическую орбиту с минимальным расстоянием от Солнца 146,4 млн км и максимальным — 197,2 млн км с периодом обращения 450 суток, наклонение орбиты к плоскости эклиптики — 1°. Геоцентрическая скорость в районе Луны была около 2 км/с. В итоге, 5 января в 10 часов утра связь с аппаратом прекратилась, а 7—8 января и позже, когда «Луна-1» находилась на расстояниях порядка 1 млн км и более, влияние Земли на неё стало настолько слабым, что движение ракеты стало в основном определяться силой тяготения Солнца.

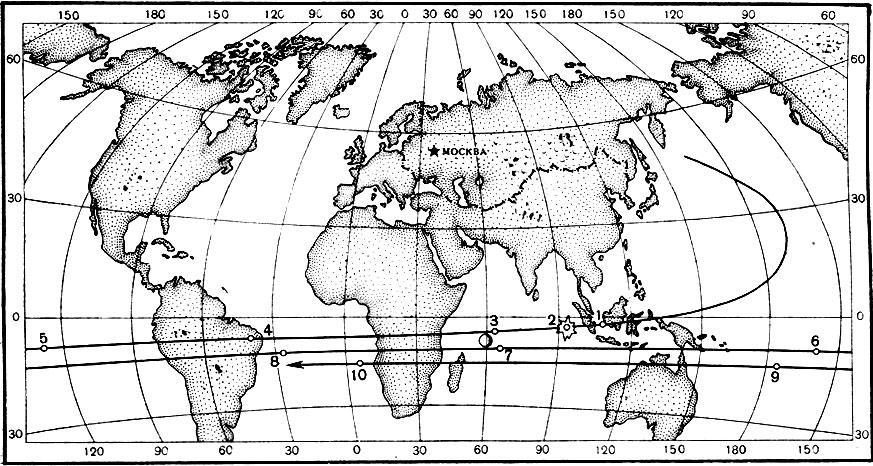
Из-за ошибки по углу места в 2°, допущенной при работе наземных радиотехнических средств пеленгации и управления ракетой, двигатель блока «Е» выключился позже назначенного момента, что и послужило причиной промаха.

Хоть станции не удалось выполнить основную задачу, "Луна-1" стала первым в мире космическим аппаратом, достигшим второй космической скорости, преодолевшим притяжение Земли и ставшим искусственным спутником Солнца.

**Траектория движения:**

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

Развертка на поверхность Земли выглядела так:



Развертка на поверхность Земли, рисунок 5, [[5]](https://habr.com/ru/articles/228763/)

Если собрать всю информацию из сообщения ТАСС можно выделить такие точки:

3 января в

3 часа: 3 градуса 12 минут ю.ш и 108 градусов в.д. 100 000 км от Земли[1]

6 часов: 4 градуса 30 минут ю.ш и 63.5 градуса в.д. 137 000 км от Земли[3]

13 часов: 7 градусов 33 минуты ю.ш и 40 градусов з.д 209 000 км от Земли [4]

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

19 часов 8 градусов 57 минут ю.ш и 131(130)градус з.д 265 000 км от Земли[5]

21 час 9 градусов 18 минут ю.ш и 160 градусов з.д 284 000 км от Земли[6]

4 января в

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

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

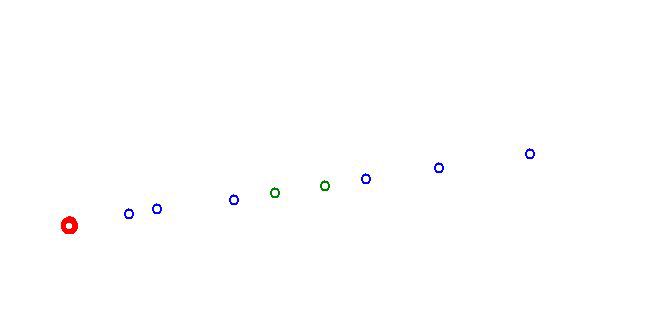
В 5 часов 57 минут ракета прошла на минимальном расстоянии от Луны (5-6 тыс км) и стала спутником Солнца [7]. После чего ТАСС стал публиковать ее координаты в астрономических координатах. Хотя часть координат, как видно на схеме, были пересчитаны и в земные

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

В квадратных скобках отмечены номера аналогичных точек на карте Земли.

В двух круглых скобках помечены более точные координаты. Просто при анализе данных оказалось, что они заметно выбиваться из общей траектории. Возможно, в сообщении ТАСС была ошибка в 1 градус западной долготы.

Зная эти данные и скорость вращения Земли можно перестроить их в трехмерные координаты, а потом и визуализировать траекторию (рисунок 2):



Примерная траектория движения, рисунок 6, [[5]](https://habr.com/ru/articles/228763/)

Вторая точка на схеме (рисунок 4) заметно выбивается. Здесь пытались учесть также и момент запуска искусственной натриевой кометы. К сожалению, из-за облачности над территорией СССР в тот момент (ее сфотографировали только на одной обсерватории), а также из-за того, что распылилось только 10% всего натрия, координаты не очень точны.

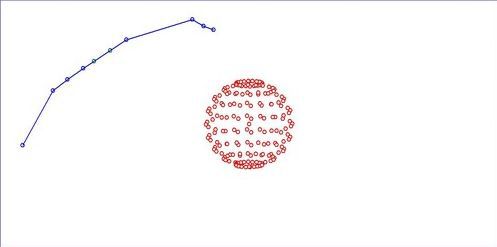
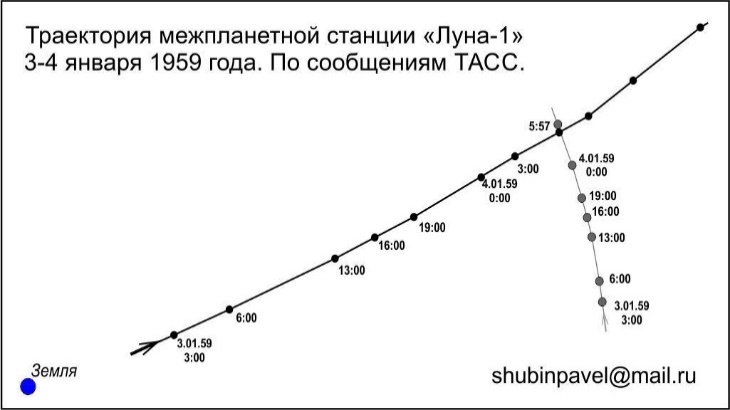


Схема движения ракеты к Луне, рисунок 7, [[5]](https://habr.com/ru/articles/228763/)

Немного обработав полученный результат, можно получить такую схему (рисунок 5):



Траектория межпланетной станции «Луна-1», ТАСС, рисунок 8, [[5]](https://habr.com/ru/articles/228763/)

Хорошо видно, как станция и Луна движутся в место их встречи. А если внимательно изучить траекторию «Луны-1» можно заметить и изгиб после встречи ее с Луной. Гравитационное поле Луны достаточно изменило ее траекторию, чтобы это можно было заметить даже на такой приблизительной схеме.

**План выполнения проекта:**

В качестве нашей цели мы выделили воссоздание исторического полёта без промаха.

1. Теоретическая часть
   1. Постановка цели работы
   2. Описание реальной миссии
   3. Постановка плана реализации миссии с учетом причины неудачи миссии "Луна-1", а также изначальной цели работы
2. Моделирование
   1. Моделирование взлета на основе формул изменения ключевых переменных (высота, скорость, масса ракеты)
   2. Моделирование перелета с Земли на Луну
3. Анализ полученных результатов
   1. Сравнение полученных результатов с математической моделью

**Глава 2: Физическая модель**

В первую очередь нужно вывести аппарат на орбиту. Будем основывать нашу физическую модель на втором законе Ньютона:

1. [[6]](https://ru.wikipedia.org/wiki/Второй_закон_Ньютона)

Сила тяги Fт зависит от ступени.

Сила сопротивления в KSP моделируется следующим образом:

где – скорость корабля, *d* – коэффициент сопротивления (будем считать *d* = 0,2), *S* – площадь поперечного сечения корабля (примем корабль за цилиндр, тогда *S* = ), – плотность атмосферы, , где *p* – атмосферное давление (получаем из барометрического уравнения: , где *R* = 8,31 (Дж / моль · К) – универсальная газовая постоянная, *T* – температура окружающей среды (будем считать её постоянной и равной 273о К), *p0* – атмосферное давления на поверхности Кербина, равное 101325 Па, *M0* – молярная масса воздуха, равная 28,98 (г / моль), *h* – высота на которой находится корабль, *e* – экспонента, *g* – ускорение свободного падения, возьмём за 9,81 (м / с2)).

Мы выбрали прямоугольную систему координат, поэтому высота ракеты над землей соответствует перемещению ракеты по оси Oy:

Сила тяжести:

где , *k* – коэффициент расхода топлива, *m0* – начальная масса ракеты.

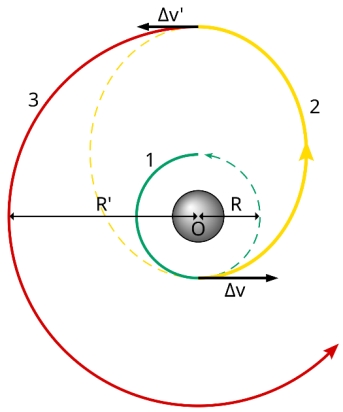
Самый оптимальный способ вывести ракету на орбиту – по экспоненциальной траектории против вращения Кербина (на восток). Функция изменения угла:

Переходим к дифференциальному уравнению:

Осталось только взять проекции на оси OX и OY. Получаем:

Для дальнейшего перелёта с орбиты Кербина до Муны наиболее эффективным будет использование уравнений для орбитальных переходов Гомана. 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. Мы планируем совершить прямое попадание в Муну, поэтому будем использовать только первый импульс. Он считается по формуле:

Где *r1* – орбита Кербина, *r2* – орбита Муны, [[7]](https://ru.wikipedia.org/wiki/Классическая_теория_тяготения_Ньютона) – стандартный гравитационный параметр.



Гомановская траектория перехода (жёлтый) с низкой круговой орбиты (зелёный) на более высокую круговую орбиту (красный). ∆v и ∆v′ — первое и второе включения двигателя на разгон, рисунок 9, [[8]](https://ru.wikipedia.org/wiki/Гомановская_траектория)

Теперь необходимо определить следующие данные: момент включения двигателей и время, на которые будем их включать.

Для первого используем следующую формулу.

1. [[8]](https://ru.wikipedia.org/wiki/Гомановская_траектория)

Это угол между двумя векторами: первый из центра Кербина к кораблю, а второй – из центра Кербина к центру Муны (по нашим расчетам он получился примерно 116 град.)

Для определения времени горения двигателей используем формулу Циолковского.

1. [[9]](https://ru.wikipedia.org/wiki/Формула_Циолковского)

где *I* – удельный импульс ракетного двигателя (отношение тяги двигателя к секундному расходу массы топлива); *m0* – начальная масса летательного аппарата (полезная нагрузка + конструкция аппарата + топливо); *m1* – конечная масса летательного аппарата (полезная нагрузка + конструкция аппарата).

Из неё выражаем *m1*.

Потом из получаем коэффициент n расхода топлива за этот разгон.

Выражаем время горения как .

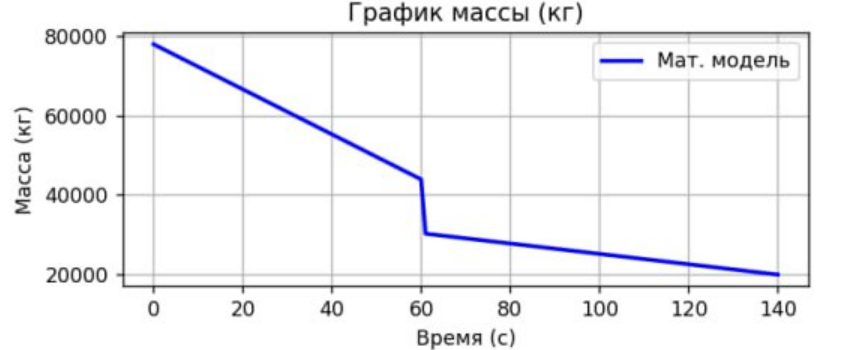
**Глава 3: Математическая модель**

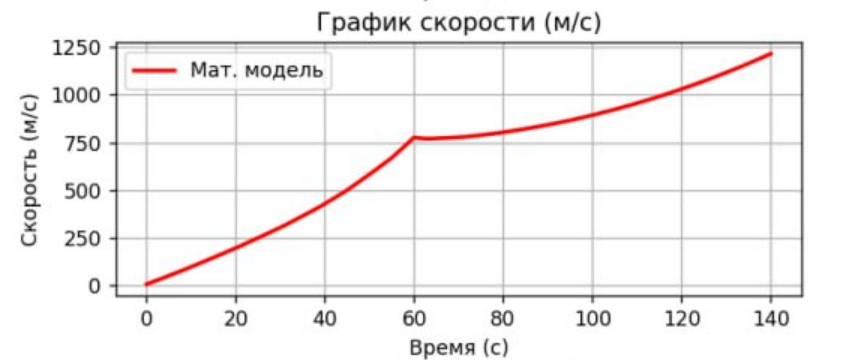
В приведённой ниже таблице укажем необходимые для расчётов константы:

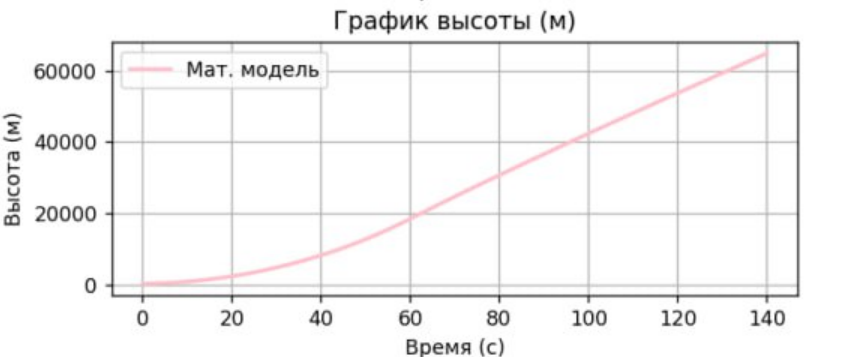
|  |  |
| --- | --- |
| Константа | Значение |
| r2 | 11400000 м |
| M | 5,29 · 1022 кг |
| G | 6,67 · 10-11 |
| m1 (начальная масса ракеты) | 78400 кг |
| m2 (масса ракеты без первой ступени) | 30300 кг |
| F1 (сила тяги первой ступени) | 1583,53 кН |
| F2 (сила тяги второй ступени) | 363,02 кН |

Используя формулы из физической модели, составим графики зависимости массы, скорости и высоты от времени.

**Графики**





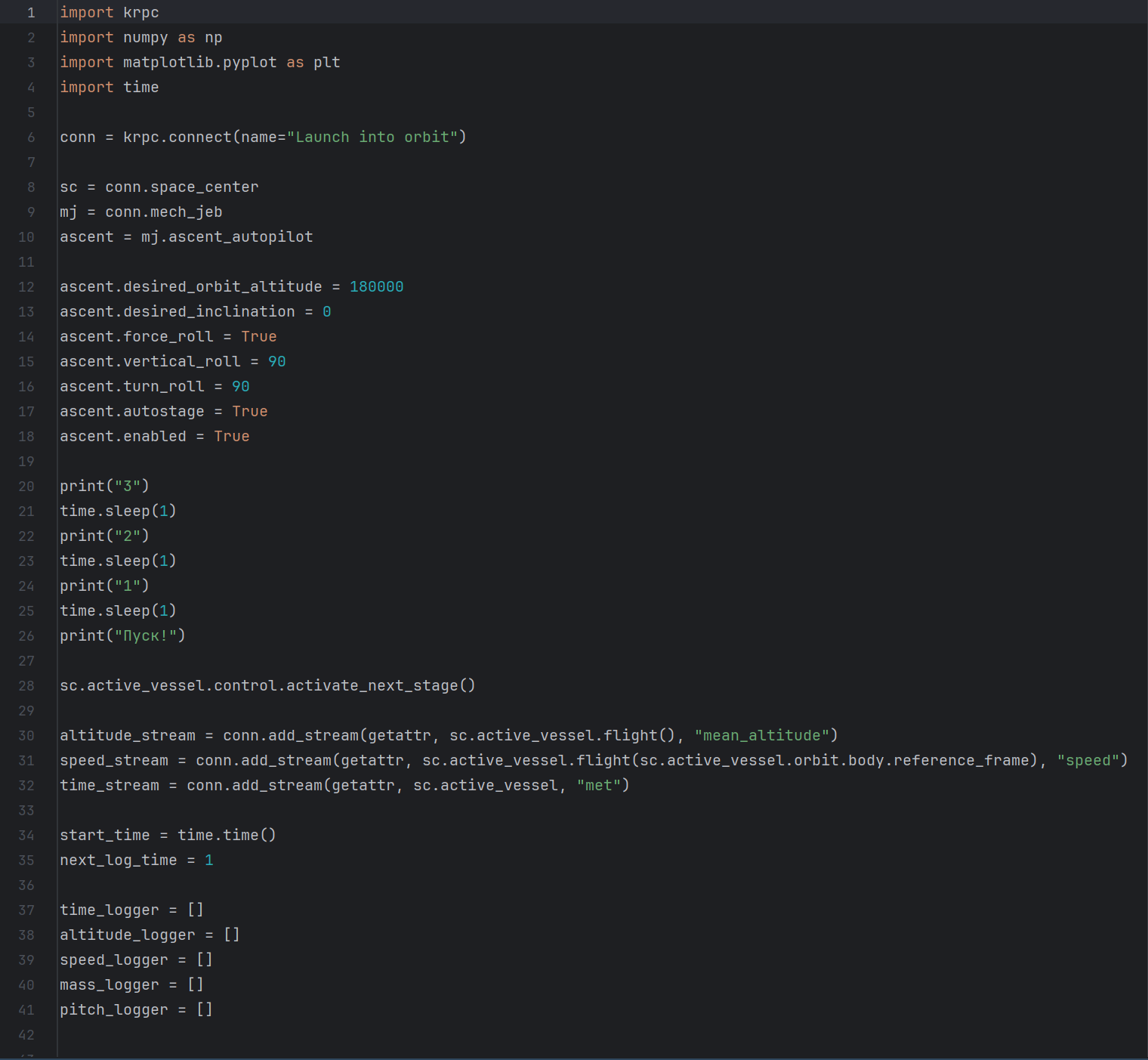
****

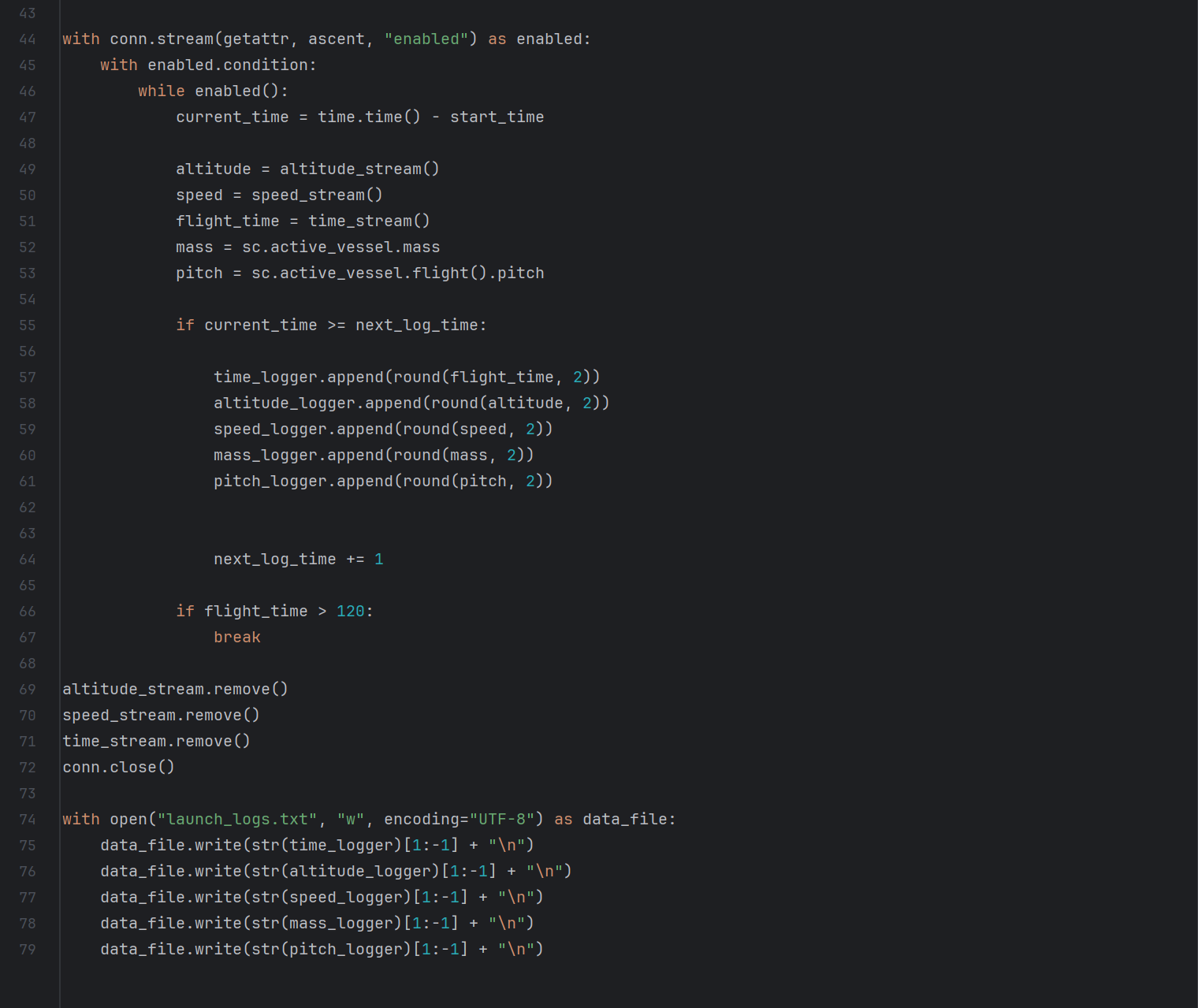
**Глава 4. Программная реализация**

Для моделирования полёта воспользуемся программой Kerbal Space Program, а также будем использовать язык Python для написания кода автопилота для ракеты.

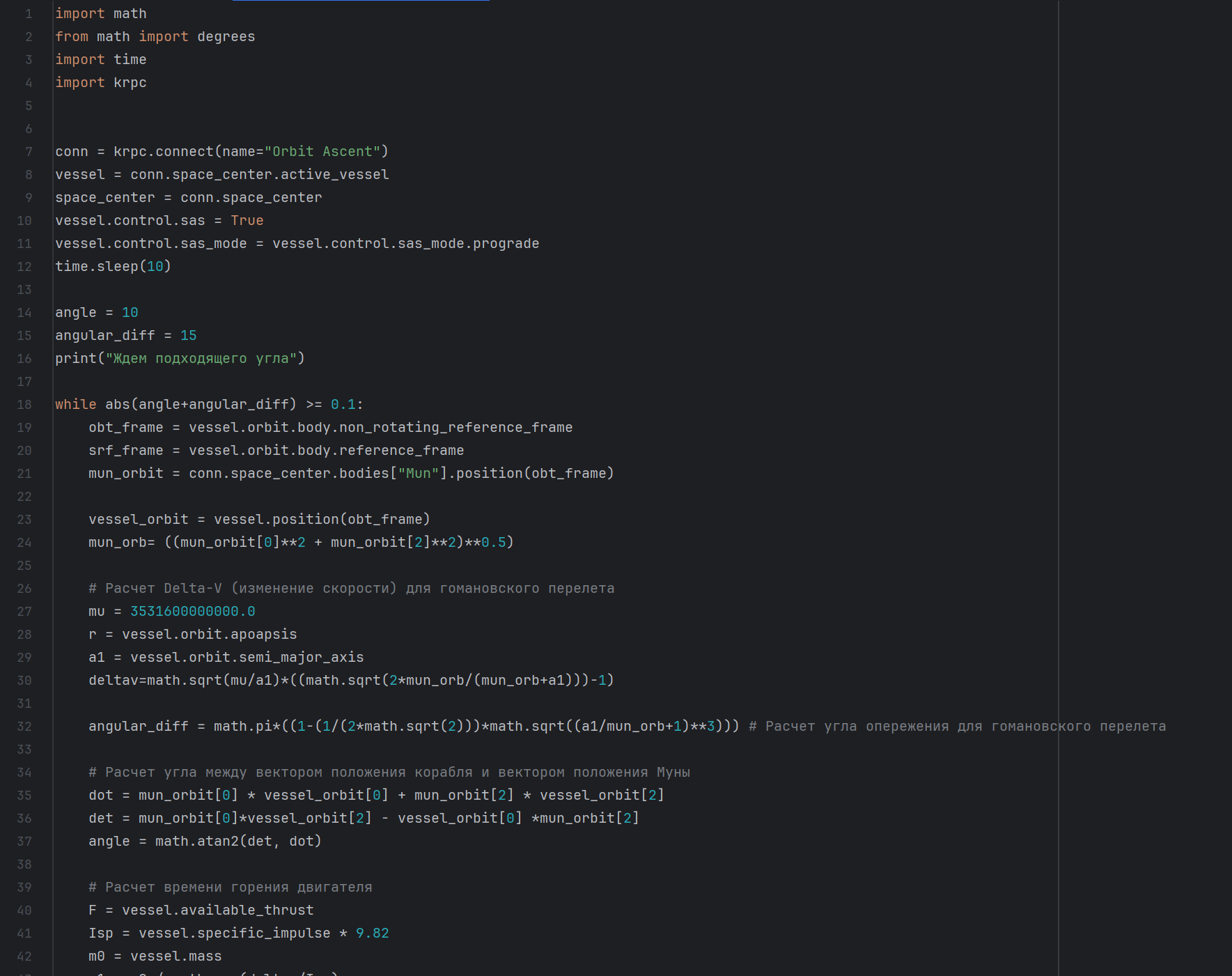
Основной принцип работы программы заключается в том, чтобы смоделировать полёт аппарата и собрать данные для последующего наглядного сравнения смоделированного полета и мат. модели при помощи графиков.

**Вылет на орбиту**

****

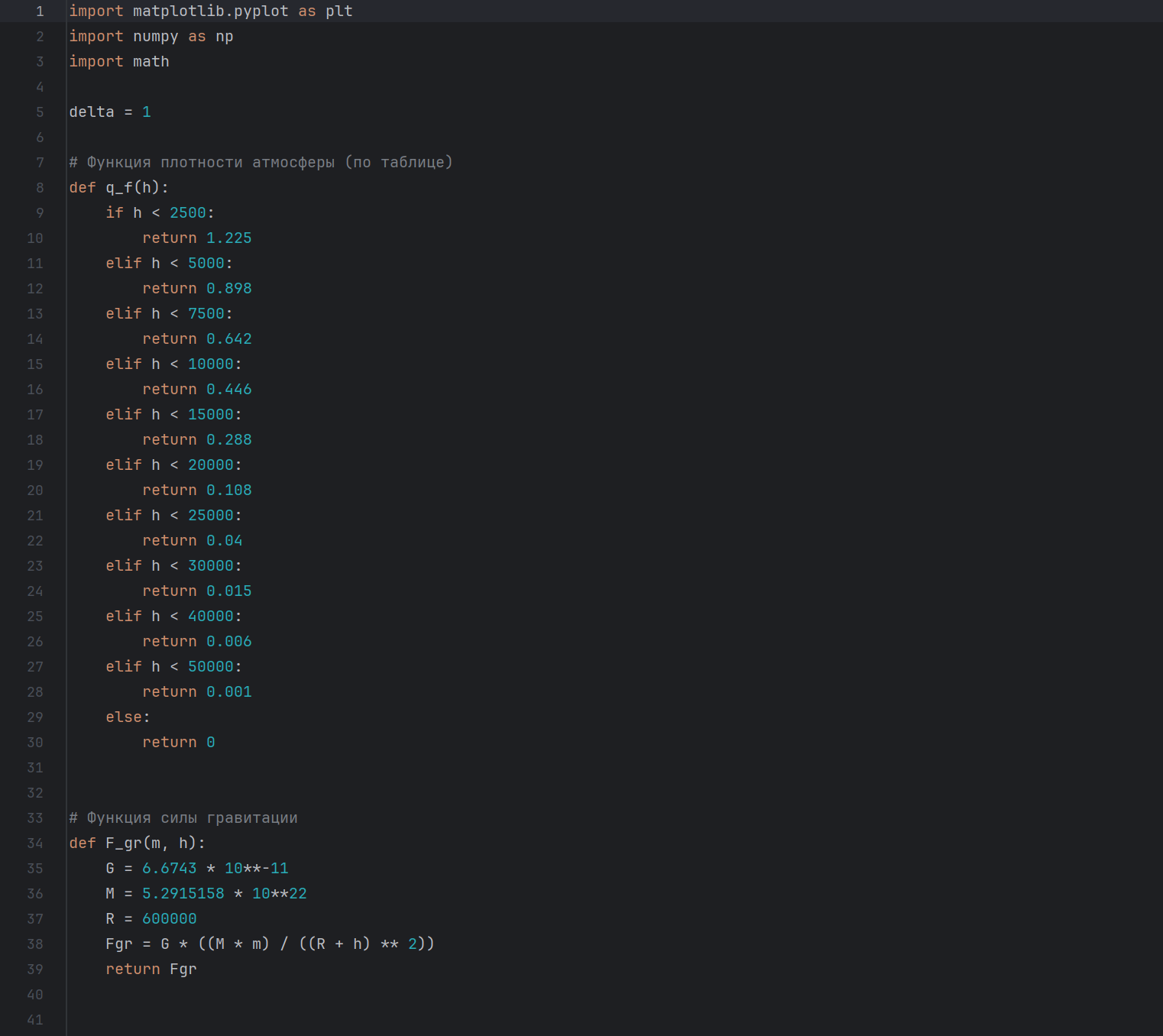
****

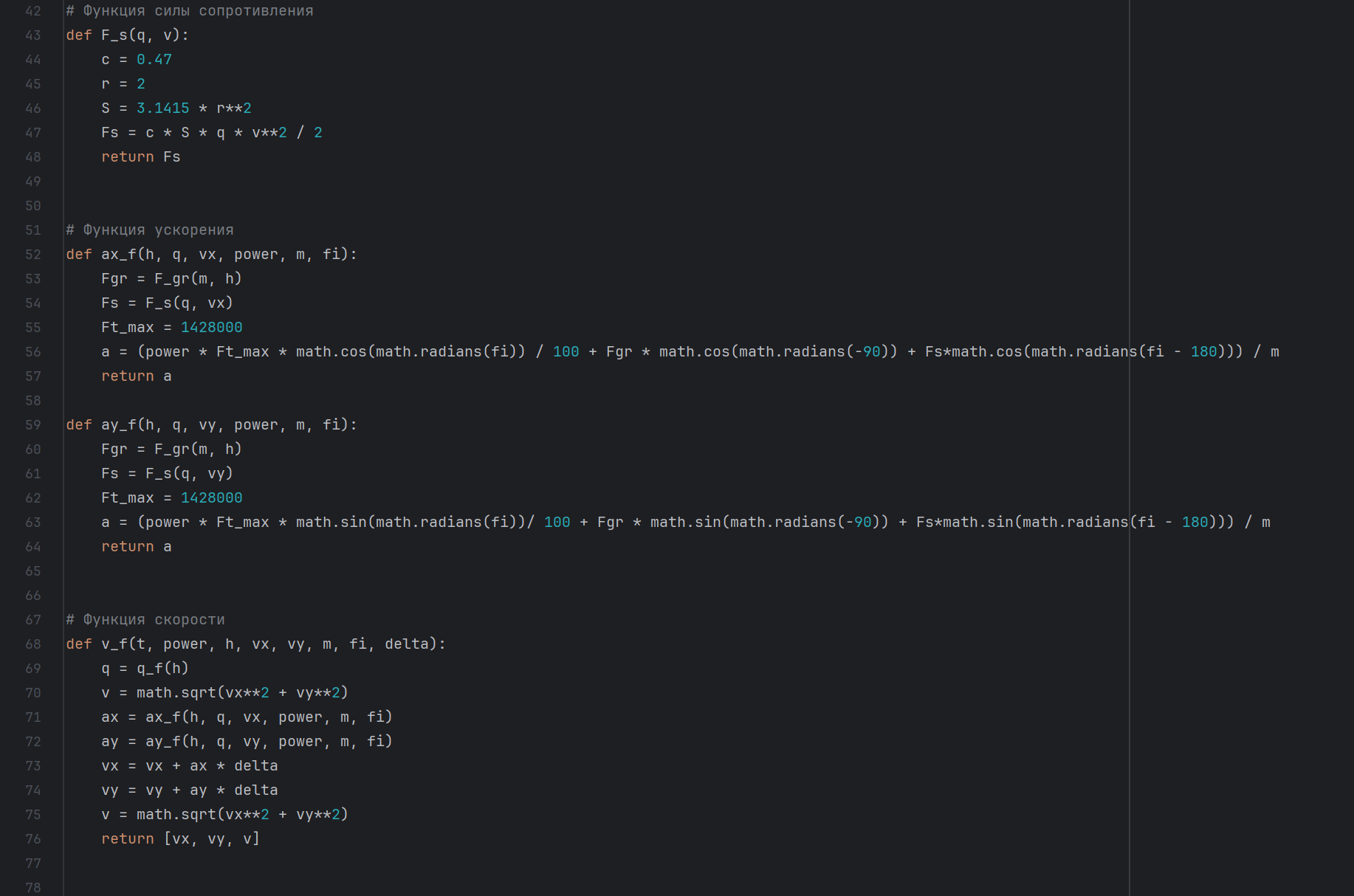
**Полёт до Луны**

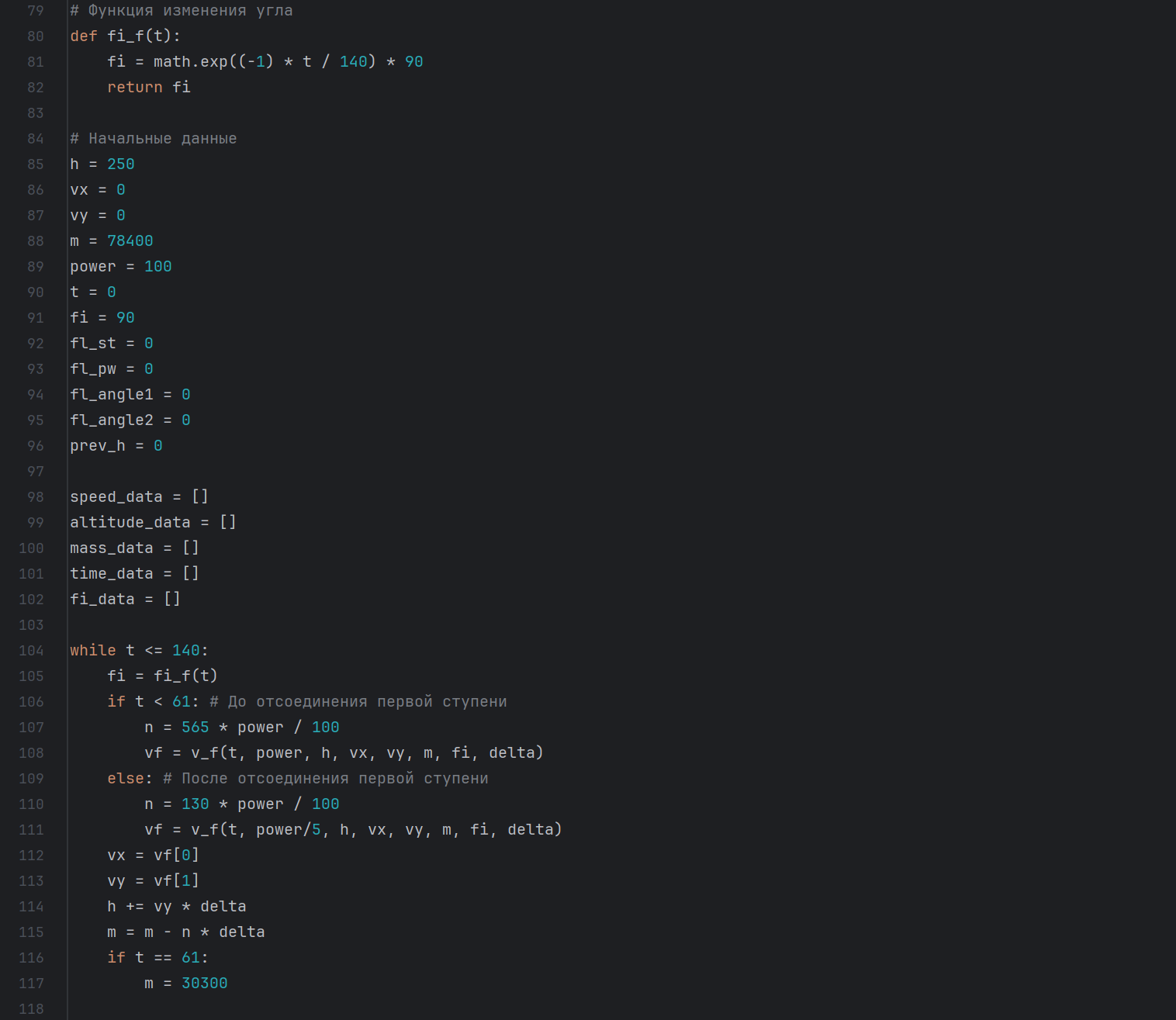
****

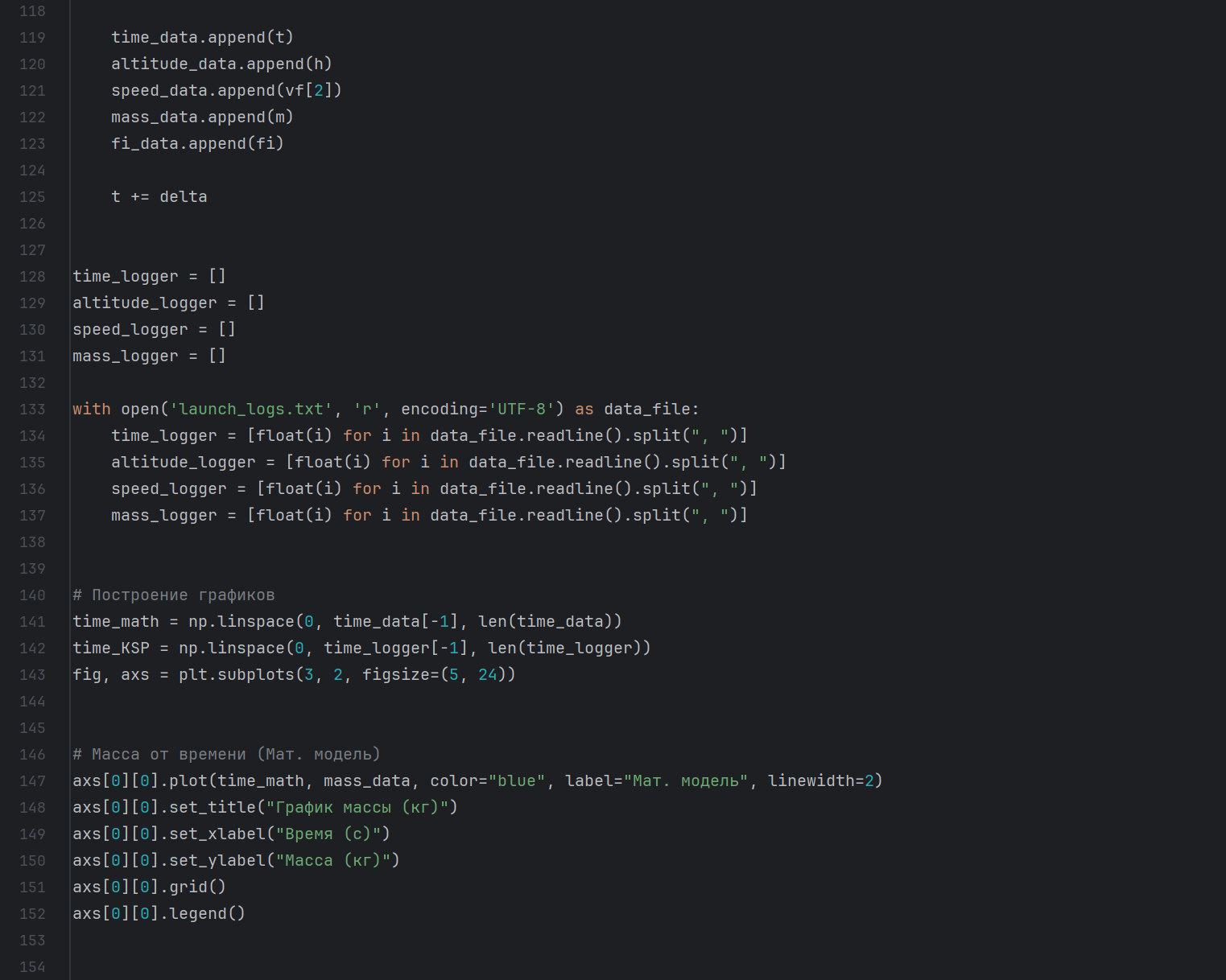
****

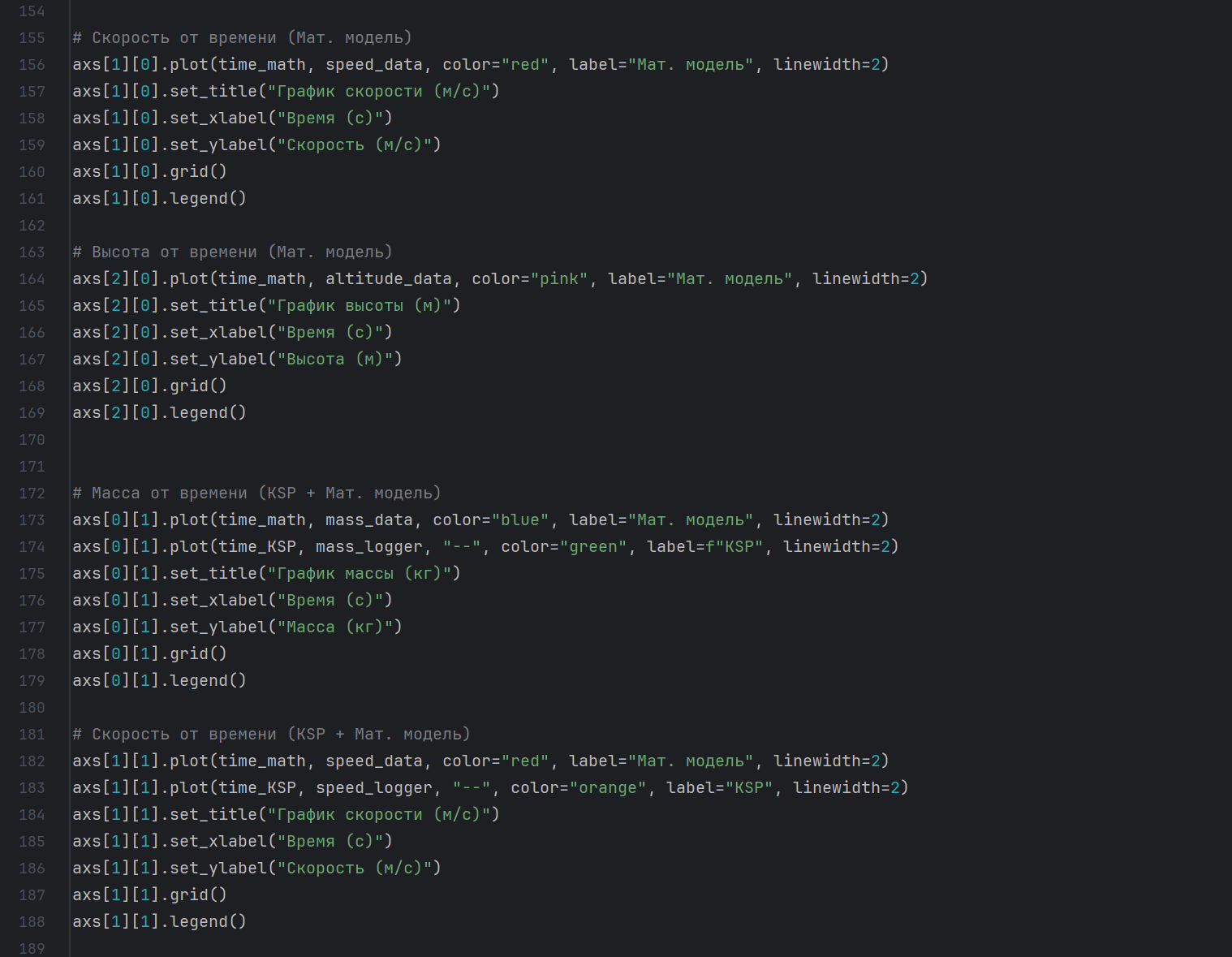
**Построение графиков**

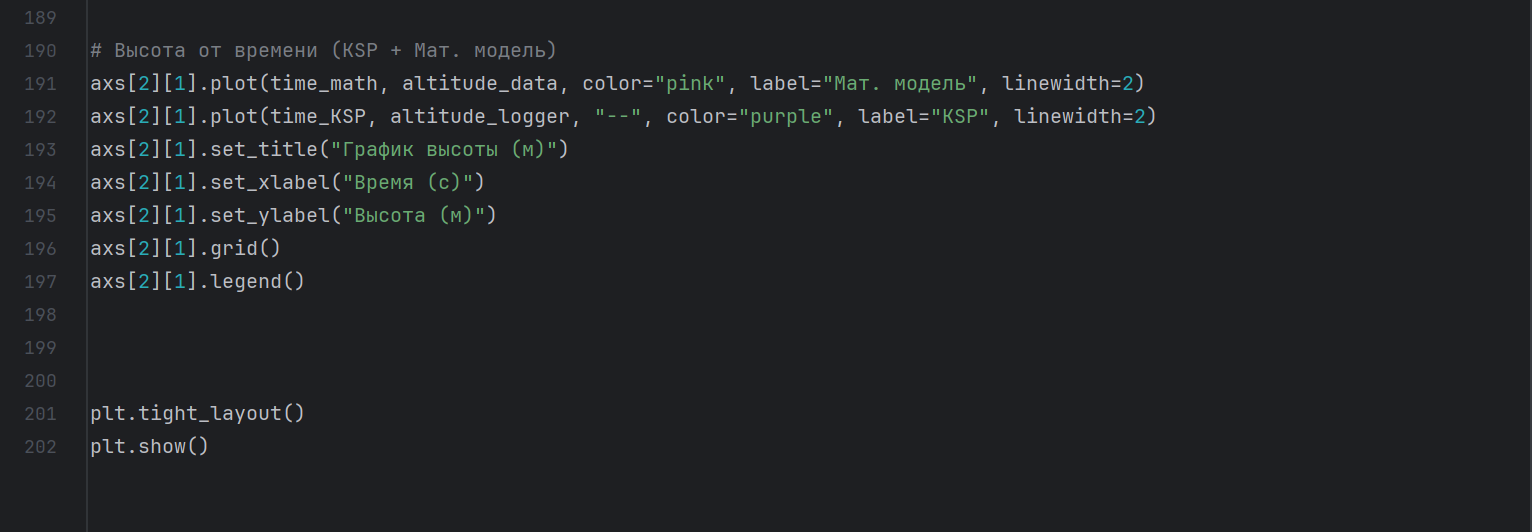
****

****

****

****

****

****

**Глава 5. Симуляция в KSP**

После изучения строения летательного аппарата наша команда приступила к её воспроизведению в KSP.

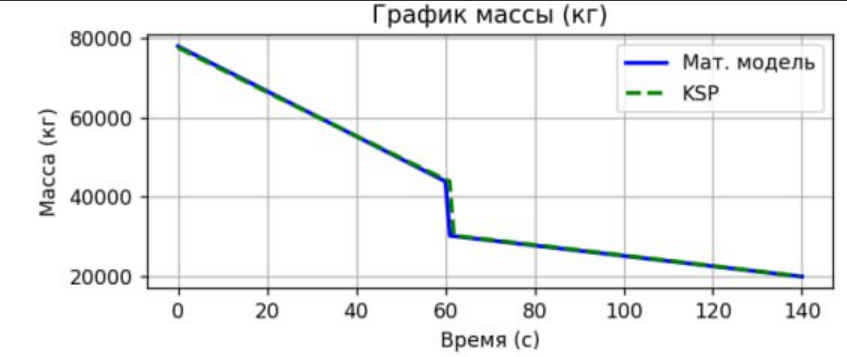
Конечная модель ракеты оказалась максимально приближена к реальному образцу 1959 года с учетом возможностей KSP.

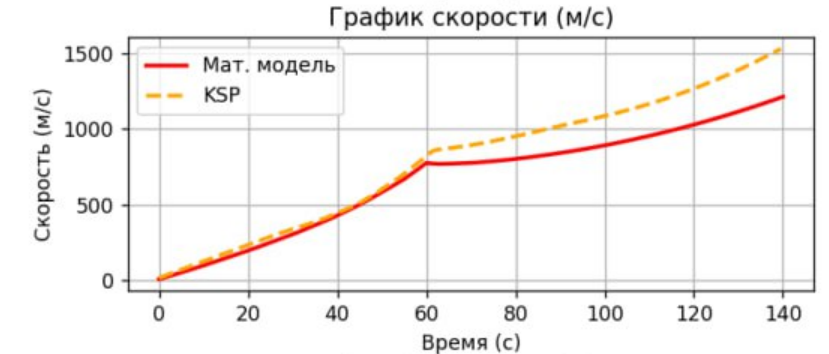


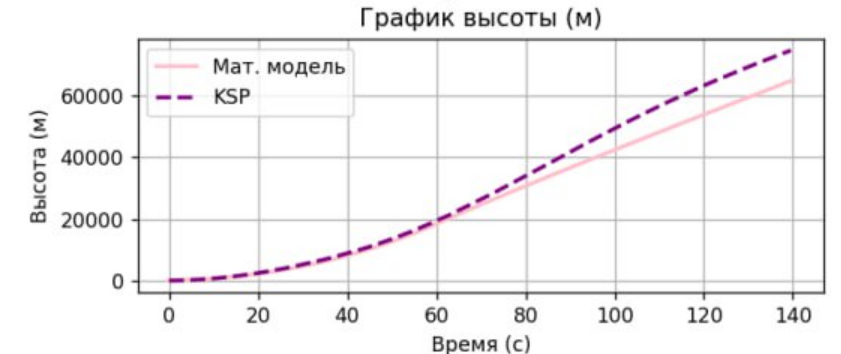
Рисунок 10 – итоговый аппарат

При работе с KSP мы также учитывали различия между Землёй и Кербином, Луной и Муной.

**Глава 6. Анализ результатов**







Анализируя графики, полученные из KSP и построенные по нашим формулам, мы заметили некоторые расхождения в зависимости скорости от времени и высоты от времени.

По нашим предположениям это связано с несколькими факторами:

1. «Топорный» расчёт зависимости плотности атмосферы от высоты
2. Особенности случайных факторов движка KSP
3. Кербин – неидеальная копия Земли, а потому они имеют различные физические показатели.

**Заключение**

В ходе выполнения работы по теме «Луна-1» в рамках курса «Введение в авиационную и ракетно-космическую технику» наша команда применила знания по физике, математике и программированию: мы создали физическую и математическую модели, успешно реализовали симуляцию полёта в KSP и проанализировали результаты.

**Источники**

1. Википедия. Р-7 - двухступенчатая межконтинентальная баллистическая ракета. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Р-7#Конструкция>
2. Википедия. Восток (ракета-носитель) - трёхступенчатая ракета-носитель. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Восток_(ракета-носитель)>
3. Статья. «Луна1». URL: <https://epizodsspace.airbase.ru/01/2u/solnthe/ams/l-1/l1.html>
4. Википедия. «Луна-1» — советская автоматическая межпланетная станция. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Луна-1>
5. Хабр. Путь «Луны-1». URL: <https://habr.com/ru/articles/228763/>
6. Википедия. Второй закон Ньютона. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Второй_закон_Ньютона>
7. Википедия. Классическая теория тяготения Ньютона. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Классическая_теория_тяготения_Ньютона>
8. Википедия. Гомановская траектория. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Гомановская_траектория>
9. Википедия. Формула Циолковского. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Формула_Циолковского>
10. Документация библиотеки kRPC**.** URL: [https://krpc.github.io/krpc/](https://krpc.github.io/krpc/%20)
11. Документация библиотеки NumPy. URL: <https://numpy.org/doc/>
12. Документация библиотеки math. URL: [https://docs.python.org/3/library/math.html](https://docs.python.org/3/library/math.html%20)
13. Белоконов В. М. Траектории полётов к Луне и межпланетные траектории. Издание Куйбышевского авиационного института, 1989
14. Иродов И. Е. Основные законы механики. Издательство БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011.

**Приложение**



Рисунок 1 – итоговый аппарат (вид снизу)



Рисунок 2 – итоговый аппарат (вид сверху)



Рисунок 3 – «Луна-1»

Ссылка на google диск со всеми исходниками: <https://drive.google.com/drive/folders/1YapeN4j2YqU9UfCFD_8dzx9-hoQhsTyY>

Ссылка github: <https://github.com/Deltawaver/Luna_1>