МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ   
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (МАИ)

Кафедра №806 «Вычислительная математика и программирование»

**ЗАЧЁТНЫЙ ПРОЕКТ**

по дисциплине

«Введение в авиационную и ракетно-космическую технику»

на тему:

**«Симуляция вывода на орбиту «Спутник-1»»**

Студент \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ Белянский К.А.

Студент \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ Литвак А.Б.

Студент \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ Сальманов Э.Р.

Студент \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ Седов М.А.

Группа М8О-116БВ-24

Оценка \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ Дата защиты «\_\_» \_\_\_\_\_\_\_\_ 2024 г.

Москва, 2024

# ***СОДЕРЖАНИЕ***

[***СОДЕРЖАНИЕ*** 2](#_Toc185447615)

[ГЛАВА 1. ВВЕДЕНИЕ 3](#_Toc185447616)

[ГЛАВА 2. ОПИСАНИЕ МИССИИ 4](#_Toc185447617)

[*2.1 Историческая справка* 4](#_Toc185447618)

[*2.2 Вывод Спутника-1 на орбиту* 5](#_Toc185447619)

[*2.3 Ракета и ее характеристики* 6](#_Toc185447620)

[7](#_Toc185447621)

[7](#_Toc185447622)

[*2.4 Описание Спутника-1* 7](#_Toc185447623)

[ГЛАВА 3. ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ 10](#_Toc185447624)

[ГЛАВА 4. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ 12](#_Toc185447625)

[*4.1. Описание математической модели* 12](#_Toc185447626)

[ГЛАВА 5. ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ 16](#_Toc185447627)

[*5.1 План работы* 16](#_Toc185447628)

[*5.2 Модуль «Автопилот»* 17](#_Toc185447629)

[*5.3 Модуль «Полёт»* 17](#_Toc185447630)

[*5.4 Модуль «Модель»* 18](#_Toc185447631)

[*5.5 Модуль «Анализ»* 19](#_Toc185447632)

[*5.6 Модуль «Данные»* 20](#_Toc185447633)

[*5.7 Вспомогательные модули* 21](#_Toc185447634)

[ГЛАВА 6. ПОЛЁТ В KSP 22](#_Toc185447635)

[ГЛАВА 7. АНАЛИЗ ДАННЫХ 25](#_Toc185447636)

[ГЛАВА 8. ВЫВОДЫ 26](#_Toc185447637)

[ИСТОЧНИКИ 27](#_Toc185447638)

[СПИСОК ИЛЛЮСТРАЦИЙ 28](#_Toc185447639)

[ПРИЛОЖЕНИЕ 29](#_Toc185447640)

ГЛАВА 1. ВВЕДЕНИЕ

*Цель проекта*: смоделировать полет ракеты-носителя Спутник (8K71PS) и вывести на низкую околоземную орбиту (НОО) «Спутник-1».

*Задачи миссии*:

1. Изучить доступную информацию о совершенном полете.
2. Создать физико-математическую модель, которая опишет вывод ракеты со Спутником-1 на орбиту Земли.
3. Создать программу на языке *Python*, которая будет в режиме реального времени собирать информацию о полёте в *KSP* и визуализировать эти данные в виде графиков.
4. Проанализировать полученные данные.
5. Составить отчет по проделанной работе.

*Состав команды* «**Первая ступень»**:

1. *Белянский К.А.* – *физик-математик*, составляет физико-математическую модель полета.
2. *Литвак А.Б.* – *спонсор*, занимается презентацией и отчётом (*нет*), *готов профинансировать повышение оценки за проект*.
3. *Сальманов Э.Р.* – *программист*, создаёт программы для моделирования полёта ракеты и анализирует данные.
4. *Седов М.А.* – *лидер команды*, координирует деятельность команды, занимается созданием ракеты в *KSP* и тестирует программы.

ГЛАВА 2. ОПИСАНИЕ МИССИИ

## *2.1 Историческая справка*

История создания первого искусственного спутника Земли началась с инициативы Сергея Королёва, который 17 декабря 1954 года предложил план разработки спутника министру оборонной промышленности Дмитрию Устинову. В основу идеи легли расчёты Михаила Тихонравова, который подчёркивал неизбежность запуска спутника как логического этапа в развитии ракетной техники.

Решение о создании спутника было ускорено после заявления президента США Дуайта Эйзенхауэра 29 июля 1955 года о планах запуска американского спутника в рамках Международного геофизического года. Спустя четыре дня советский учёный Леонид Седов подтвердил аналогичные намерения СССР. В августе 1955 года Политбюро утвердило разработку спутника, а к 30 января 1956 года Совет министров СССР одобрил практическую реализацию проекта, получившего название «Объект D».

Первоначальный проект предусматривал запуск сложного спутника с массой от 1000 до 1400 кг, оснащённого большим количеством научных приборов. Однако трудности с созданием оборудования и ограниченные характеристики ракеты Р-7 привели к задержкам, и в конце 1956 года было решено перенести запуск «Объекта D» на 1958 год. Чтобы не уступить США в освоении космоса, ОКБ-1 предложило создать упрощённый спутник — «Объект ПС» («простейший спутник»), оснащённый лишь радиопередатчиком.

15 февраля 1957 года Совет министров утвердил проект «Объект ПС». Благодаря этой инициативе СССР смог ускорить реализацию своей космической программы. Запуск первого спутника был одобрен при условии успешных испытательных полётов ракеты-носителя Р-7. Упрощённая конструкция спутника позволила сосредоточиться на достижении основной цели — вывода на орбиту первого искусственного объекта, что стало важным этапом в истории космических исследований и укрепило позиции Советского Союза в международной научной гонке.

## *2.2 Вывод Спутника-1 на орбиту*

4 октября 1957 года в 22:28:34 по московскому времени (19:28:34 по Гринвичу) состоялся успешный запуск первого в мире искусственного спутника Земли — «Спутника-1». Он был выведен на орбиту ракетой-носителем, центральный блок которой и сам спутник через 295 секунд после старта достигли эллиптической орбиты с апогеем 947 км и перигеем 288 км. Апогей орбиты располагался в южном небесном полушарии, а перигей — в северном. Через 314,5 секунды после старта произошли отделение спутника от второй ступени ракеты-носителя и сброс защитного конуса. Сразу после этого спутник подал свои первые радиосигналы — знаменитое «Бип! Бип!».

На космодроме запуск встретили бурными эмоциями: люди выбежали на улицу, кричали «Ура!», и конструкторов торжественно поздравляли. Уже на первом витке сообщение ТАСС облетело мир: «Создан первый в мире искусственный спутник Земли». Этот момент стал важнейшей вехой в истории освоения космоса.

Успех миссии был на грани провала из-за ряда технических проблем. Перед стартом двигатель в блоке «Г» запаздывал с выходом на режим, и автоматическая система контроля времени могла отменить запуск. Однако блок достиг рабочего режима менее чем за секунду до истечения контрольного времени. Во время полёта на 16-й секунде отказала система опорожнения баков (СОБ), что вызвало повышенный расход топлива. В результате центральный двигатель отключился на секунду раньше расчётного времени. Как вспоминал инженер Б. Е. Черток, «ещё немного — и первая космическая скорость могла быть не достигнута. Но победителей не судят! Великое свершилось!»

Орбита «Спутника-1» имела наклонение около 65 градусов, что позволило аппарату пролетать над областями между Северным и Южным полярными кругами. Вследствие вращения Земли спутник за каждый виток смещался на 24 градуса по долготе. Период обращения первоначально составлял 96,2 минуты, но постепенно сокращался из-за снижения высоты орбиты. Например, через 22 дня период обращения уменьшился на 53 секунды.

## *2.3 Ракета и ее характеристики*

Ракета Р-7 (8K71PS) - двухступенчатая ракета-носитель первых искусственных спутников Земли, базой для которой служила межконтинентальная баллистическая ракета 8К71 (Р-7). Первая ракета в истории, достигшая первой космической скорости.

Произведено два (оба успешные) пуска. На орбиту были выведены спутники ПС-1 и ПС-2. Наименование «Спутник» (вместе с обозначением 8К71ПС) было присвоено ракете-носителю после подтверждения факта выведения полезной нагрузки на орбиту. Первая ступень ракеты состоит из четырёх идентичных по конструкции блоков, напоминающих конусы, размещённых по параллельной схеме вокруг блока второй ступени. Зажигание двигателей первой и второй ступени происходит одновременно, на Земле. Со штатной боевой ракеты, послужившей основой для ракеты «Спутник», были сняты головная часть, вся аппаратура системы управления полётом вместе с отсеком, в котором она размещалась и на котором крепилась головная часть большей массы. Отсек был заменён лёгким коническим переходным отсеком, в котором размещалась минимально необходимая для обеспечения полёта аппаратура системы управления.

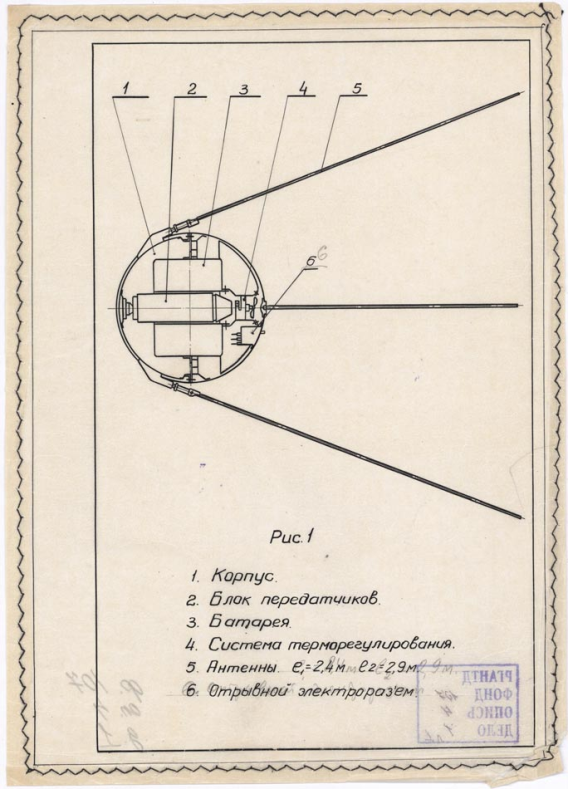
## 

## 

*Рисунок 1. Схема ракеты Р-7*

## *2.4 Описание Спутника-1*

«Спутник-1» стал первым искусственным спутником Земли. Его корпус был выполнен из алюминиево-магниевого сплава толщиной 2 мм, имел форму шара диаметром 58 см и весил всего 83 кг. Конструкция состояла из двух полусфер, которые соединялись по окружности 36 шпильками. Внутреннее пространство аппарата заполнялось сухим газообразным азотом под давлением около 1,5 атмосферы, что защищало внутреннюю аппаратуру от воздействия внешней среды.



*Рисунок 2. Схема устройства Спутника-1*

Аппарат был оснащён двумя радиопередатчиками (радиостанции Д-200), которые работали поочерёдно на частотах 20 и 40 МГц. Это позволяло радиолюбителям принимать сигналы без модернизации своей аппаратуры. После отделения спутника от ракеты-носителя антенны с длиной плеч 2,4 и 2,9 метров разворачивались на угол 70˚ за счёт встроенного пружинного механизма. Электропитание обеспечивал блок из 86 серебряно-цинковых аккумуляторов, заряда которых хватало на три недели работы.

Для поддержания температурного режима внутри спутника была установлена простейшая система термостатирования с вентилятором, предотвращающая перегрев электроники. Вся схемотехника спутника была построена на электронных лампах, так как транзисторы того времени не обеспечивали достаточную надёжность при температурных колебаниях и были маломощными. Из-за этого энергопотребление аппарата составляло около 7 Вт.

В сентябре 1957 года, после того как испытания ракеты-носителя Р-7 были признаны успешными, начались проверки «Спутника-1» на температурных и вибрационных стендах. После успешного прохождения этих испытаний было принято решение подготовить запуск ракеты Р-7 с облегчённой конструкцией головной части, адаптированной для спутника, а также с упрощённой системой радиоуправления, телеметрии и автоматики.

ГЛАВА 3. ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

*Таблица 1. Основные характеристики ракеты и её полёта*

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| физ. обозначение | | | значение | | Величина | Единицы измерения в СИ |
|  | | | 267000 | | масса до запуска ракеты | Кг |
|  | | | 500 | | масса полезной нагрузки |
|  |  | | 172000 | | масса 1-й заправленной ступени |
|  | | 94000 | | масса 2-й заправленной ступени |
|  |  | | 13600 | | масса 1-й ступени без топлива |
|  | | 7495 | | масса 2-й ступени без топлива |
|  |  | | на Земле | 252 | удельный импульс двигателя 1-й ступени |  |
| вакуум | 308 |
|  | | на Земле | 243 | удельный импульс двигателя 2-й ступени |
| вакуум | 309 |
|  |  | | на Земле | 3216 | тяга двигателя 1-й ступени | кН |
| вакуум | 3924 |
|  | | на Земле | 735,5 | тяга двигателя 2-й ступени |
| вакуум | 921 |
|  | | | 315 | | время от начала полета до конца полета | с |
|  | | | 16 | | время начала поворота |
|  | | | 113 | | время окончания поворота |
|  | |  | 120 | | время работы 1-й ступени ракеты |
|  | 280 | | время работы 2-й ступени ракеты |
|  | | | 280 | | общее время работы ступеней |
|  | |  | 1300 | | скорость расхода топлива 1-й ступени |  |
|  | 308.5 | | скорость расхода топлива 2-й ступени |
|  | | |  | | Итоговый угол наклона ракеты к горизонту | рад. |
| G | | |  | | Гравитационная постоянная земли |  |
|  | | |  | | Масса Земли | кг |
|  | | |  | | Расстояние от поверхности Земли до центра Земли | м |
|  | | | 0.3 | | Коэффициент сопротивления воздуха |  |
|  | | | 1.23 | | Плотность воздуха над уровнем моря |  |
| A | | | 26.5 | | Площадь поперечного сечения ракеты |  |
|  | | |  | | угол между осью абсцисс и радиус вектором положения ракеты в пространстве | рад |
|  | | | 0 | | Начальная скорость корабля по оси x |  |
|  | | | 0 | | Начальная скорость корабля по оси y |
|  | | | 0 | | начальное положение ракеты по оси x | м |
|  | | |  | | начальное положение ракеты по оси y |

*Конец таблицы 1*

ГЛАВА 4. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

## *4.1. Описание математической модели*

Для построения модели выведения спутника «Спутник-1» Земля рассматривается как идеальный шар, так как её отклонения от сферической формы оказывают незначительное влияние на движение ракеты. Ракета и спутник моделируются как одна материальная точка. Центр системы координат xOy находится в центре Земли. Ось x направлена вдоль радиус-вектора от центра Земли к начальному положению ракеты. Ось y перпендикулярна оси x в плоскости полета.

Влияние сил ограничивается тремя основными: силой тяги двигателей и силой притяжения Земли и силой сопротивления атмосферы, поскольку они являются преобладающими в процессе выведения.

Эти упрощения и учёт преобладающих факторов позволяют создать точную и компактную модель, достаточную для анализа движения ракеты и её выхода на орбиту.

1. Сила тяготения рассчитывается по формуле:

где:

– масса корабля

– гравитационная постоянная

– масса Земли

– расстояние до центра массы Земли

1. Сила сопротивления воздуха рассчитывается по формуле:

где:

– плотность воздуха на высоте h

– коэффициент сопротивления воздуха

– площадь поперечного сечения ракеты

– скорость ракеты

1. По второму закону Ньютона ускорение ракеты связанно с действующими на нее силами:

– угол наклона между осью x и вектором силы тяги ракеты

– равнодействующая тяга всех двигателей

– сила, с которой ракета притягивается к Земле

- угол между осью абсцисс и радиус вектором положения ракеты в пространстве

– сила сопротивления воздуха

– масса корабля

1. Скорость корабля в момент времени t:

где:

– начальная скорость по оси x

– начальная скорость по оси y

1. Радиус-вектор положения корабля в момент времени t:

где:

– начальное положение ракеты по оси x

– начальное положение ракеты по оси y

1. Изменение массы топлива:
   1. Скорость расхода топлива

1.       Первая ступень:

2.       Вторая ступень:

* 1. Изменение массы ракеты в момент времени t:

1. Расчет вращения ракеты
   1. Выбор численного метода

ГЛАВА 5. ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

## 

## *5.1 План работы*

Опишем основные задачи, под которые нам предстоит создать программы:

* управление полётом ракеты в *KSP* (*автопилот*)
* сбор данных с полёта ракеты в *KSP*
* моделирование полёта математически
* вычислить погрешность между данными *KSP* и модели
* вывод полученных данных в виде графиков и файлов

Из описанных выше задач составим программные модули, которые нам предстоит создать:

* «*Автопилот*» - программа управления полётом ракеты в *KSP,*
* «*Полёт*» - программа сбора данных с *KSP,*
* «*Модель*» - программа, моделирующая полёт ракеты,
* «*Анализ*» - программа вычисления погрешности между данными *KSP* и модели,
* «*Данные*» - программы вывода всех полученных данных в виде файлов и графиков.

Все программы мы будем писать, используя язык программирования *Python* и его различные библиотеки, которые будут описаны позже*.*

## *5.2 Модуль «Автопилот»*

*Описание*

Модуль занимается управлением полёта ракеты в программе *KSP*, используя библиотеку *kRPC.*

Более подробное описание этого модуля можно найти в следующей главе (*Глава 6. Полёт в KSP*).

*Файлы*

* *flight.py* –программа управления полётом,
* *flight\_config.json –* файл конфигурации программы управления.

*Использование*

* установить *KSP* и плагин *kRPC,*
* установить ракету на стартовую площадку,
* запустить сервер,
* запустить программу *flight.*py, передав её путь к файлу конфигурации,
* принять подключение в *KSP*,
* ждать завершения полёта.

## *5.3 Модуль «Полёт»*

*Описание*

Модуль занимается сбором и последующей обработкой данных во время полёта ракеты в *KSP*. Для получения параметров ракеты используется библиотека *kRPC*, для их последующей отрисовки в виде графика используется библиотека *Matplotlib*.

*Файлы*

* *flight\_plotter.py –* программа для сборки данных с полёта, отрисовки их в виде графика, последующего его сохранения в виде фото и сохранения самих данных в файле,
* *flight\_plotter\_config.json –* файл конфигурации программы сбора данных,
* *vessel.py –* файл с классом, описывающим ракету, для инкапсуляции получения данных из программы.

*Использование*

* проделать все шаги (кроме последнего) для запуска модуля «Полёт»,
* запустить программу *flight\_plotter.py,* передав ей путь к файлу конфигурации,
* ожидать завершения программы.

*Выходные данные*

* *flight.json* – файл с данными полёта в каждый момент времени,
* *flight.png* – фото итогового графика полёта.

## *5.4 Модуль «Модель»*

*Описание*

Модуль занимается моделированием миссии, т. е. вычислением параметров ракеты в конкретный момент времени и последующим выводом данных в виде файла и графика. Для вычислений параметров ракеты используется библиотека *NumPy*, для их последующей отрисовки в виде графиков используется библиотека *Matplotlib*.

*Файлы*

* *model\_plotter.py –* программа для сборки данных с модели полёта, отрисовки их в виде графика, последующего его сохранения в виде фото и сохранения самих данных в файле,
* *model\_plotter\_config.json –* файл конфигурации программы сбора данных,
* *model.py –* файл с классом, описывающим модель полёта, для инкапсуляции вычислений данных модели.

*Использование*

* запустить программу *model\_plotter.py*, передав ей путь к файлу конфигурации,
* ожидать завершения программы.

*Выходные данные*

* *model.json* – данные модели полёта в каждый момент времени,
* *model.png* – фото итогового графика модели.

## *5.5 Модуль «Анализ»*

*Описание*

Модуль занимается анализом полученных данных с модели и *KSP*, а именно, совмещает графики модели и полёта в *KSP* и вычисляет погрешность между ними в каждый момент времени.

*Файлы*

* *analysis\_plotter.py* – программа для получения погрешности и разницы между данными модели и *KSP*, отрисовки их в виде графика, последующего его сохранения в виде фото и сохранения самих данных в файле,
* *analysis\_plotter\_config.json* - файл конфигурации программы анализа данных,
* *inaccuracy.py* - файл с классом, непосредственно осуществляющим вычисление погрешности, для инкапсуляции всех вычислений,
* *difference.py –* файл с классом, объединяющим графики модели и полёта в *KSP* в один.

*Входные данные*

* *flight.json – файл с данными полёта из KSP,*
* *model.json – файл с данными полёта из модели.*

*Использование*

* предварительно получить файлы с данными полёта в *KSP* и модели,
* запустить программу *analysis\_plotter.py*, передав ей путь к файлу конфигурации,
* ожидать завершение программы.

*Выходные данные*

* *inaccuracy.json* – данные погрешности по каждому моменту времени,
* *inaccuracy.png* – фото итогового графика,
* *difference.png* – фото объединённого графика модели и полёта.

## *5.6 Модуль «Данные»*

*Описание*

Модуль занимается непосредственно отрисовкой графиков и задаёт интерфейсы для сбора информации из разных источников.

*Файлы*

* *collector.py* – содержит класс управления сбором данных из источника данных; собирает данные через определённые интервалы,
* *data\_source.py* – содержит класс источника данных, т.е. программы, инкапсулирующей непосредственно получение данных по времени,
* *plotting.py* – содержит классы для удобной поддержки отрисовки данных на графике.

## *5.7 Вспомогательные модули*

*Описание*

Программы ниже являются либо вспомогательными классами, либо выполняют какую-то автоматизацию получения всех данных.

*Файлы*

* *config.py* – содержит класс для удобного хранения файла конфигурации,
* *run.py* – программа для получения всех данных для проекта одновременно, т.е. автоматизирует процесс последовательного запуска всех нужных скриптов,
* *run\_config.json* – файл конфигурации программы общего сбора данных,
* *timer.py* – содержит класс таймера с определённым интервалом обновления.

ГЛАВА 6. ПОЛЁТ В KSP

В данной главе подробно описана работа модуля «*Автопилот*», реализующего автоматизированный вывод ракеты на орбиту в симуляторе *Kerbal Space Program (KSP)*. Управление осуществляется с использованием библиотеки *kRPC*, обеспечивающей программный интерфейс для взаимодействия с игрой.

*Основные этапы полёта***:**

1. ***Подготовка к запуску***  
   Программа подключается к серверу *kRPC*, используя переменную *conn*, которая создаёт соединение:

*conn = krpc.connect(name=config.data['host'])*

*vessel = conn.space\_center.active\_vessel*

В переменной *vessel* сохраняется ссылка на активный объект — управляемую ракету. Для отслеживания полётных параметров создаются потоки телеметрии:

* *ut* — текущее время симуляции;
* *altitude* — высота над уровнем моря;
* *apoapsis* — текущая высота апогея орбиты;
* *srb*\_fuel — количество оставшегося топлива в ускорителях.

Настройка потоков:

*ut = conn.add\_stream(getattr, conn.space\_center, 'ut')*

*altitude = conn.add\_stream(getattr, vessel.flight(), 'mean\_altitude')*

*apoapsis = conn.add\_stream(getattr, vessel.orbit, 'apoapsis\_altitude')*

*stage\_2\_resources = vessel.resources\_in\_decouple\_stage(stage=2, cumulative=False)*

*srb\_fuel = conn.add\_stream(stage\_2\_resources.amount, 'LiquidFuel')*

Ракета готовится к запуску с помощью следующих команд:

*vessel.control.sas = False*

*vessel.control.rcs = False*

*vessel.control.throttle = 1.0*

Это отключает системы стабилизации (SAS) и ориентации (RCS) и устанавливает полный газ (тяга равна 1.0). После обратного отсчёта:

*print('3...')*

*time.sleep(1)*

*print('2...')*

*time.sleep(1)*

*print('1...')*

*time.sleep(1)*

*print('Launch!')*

*vessel.control.activate\_next\_stage()*

Активируется первая ступень, и ракета стартует. Изначально ракета летит вертикально с курсом, заданным командой:

*vessel.auto\_pilot.engage()*

*vessel.auto\_pilot.target\_pitch\_and\_heading(90, 90)*

1. ***Гравитационный поворот***  
   Гравитационный поворот начинается на высоте, заданной переменной *turn\_start\_altitude*:

*turn\_start\_altitude = 250*

*turn\_end\_altitude = 60000*

В процессе полёта угол поворота (*turn*\_angle) корректируется на основе текущей высоты (*altitude()*):

*if turn\_start\_altitude < altitude() < turn\_end\_altitude:*

*frac = ((altitude() - turn\_start\_altitude) /*

*(turn\_end\_altitude - turn\_start\_altitude))*

*new\_turn\_angle = frac \* 90*

*if abs(new\_turn\_angle - turn\_angle) > 0.5:*

*turn\_angle = new\_turn\_angle*

*vessel.auto\_pilot.target\_pitch\_and\_heading(90 - turn\_angle, 90)*

Эта формула вычисляет прогресс гравитационного поворота в зависимости от высоты. На начальных этапах ракета летит почти вертикально, но по мере увеличения высоты угол наклона уменьшается, приближаясь к горизонтальному.

1. ***Сепарация ступеней***  
   Когда остаток топлива в ускорителях (*srb\_fuel*) становится меньше порогового значения, ракета автоматически отделяет первую ступень:

*if not srbs\_separated and srb\_fuel() < 0.1:*

*vessel.control.activate\_next\_stage()*

*srbs\_separated = True*

*print('SRBs separated')*

Это уменьшает массу ракеты, позволяя продолжить подъём с использованием второй ступени.

1. ***Достижение целевого апогея***  
   Целевая высота апогея задаётся переменной *target\_altitude*:

*target\_altitude = 215000*

Во время подъёма, если значение апогея (*apoapsis*) достигает 90% от целевого, тяга двигателей уменьшается для предотвращения перерасхода топлива:

*if apoapsis() > target\_altitude \* 0.9:*

*print('Approaching target apoapsis')*

*break*

После достижения апогея двигатели полностью отключаются.

1. ***Выход из атмосферы***  
   Полёт продолжается до достижения высоты в 70,5 км, которая обозначает границу атмосферы. В этот момент ракета больше не испытывает сопротивления воздуха:

*while altitude() < 70500:*

*pass*

1. ***Планирование циркуляционного манёвра***  
   Для выхода на круговую орбиту программа рассчитывает величину дельта-v, используя гравитационный параметр планеты (*mu*) и уравнение Вис-Виви:

*mu = vessel.orbit.body.gravitational\_parameter*

*r = vessel.orbit.apoapsis*

*a1 = vessel.orbit.semi\_major\_axis*

*a2 = r*

*v1 = math.sqrt(mu \* ((2. / r) - (1. / a1)))*

*v2 = math.sqrt(mu \* ((2. / r) - (1. / a2)))*

*delta\_v = v2 - v1*

*node = vessel.control.add\_node(*

*ut() + vessel.orbit.time\_to\_apoapsis, prograde=delta\_v)*

Создаётся узел манёвра (*node*), описывающий параметры необходимого импульса.

1. ***Ориентация и выполнение манёвра***  
   Автопилот ориентирует ракету в направлении узла:

*vessel.auto\_pilot.reference\_frame = node.reference\_frame*

*vessel.auto\_pilot.target\_direction = (0, 1, 0)*

Включение двигателей синхронизируется с расчётным временем, а длительность сгорания определяется из уравнения Циолковского:

*F = vessel.available\_thrust*

*Isp = vessel.specific\_impulse \* 9.82*

*m0 = vessel.mass*

*m1 = m0 / math.exp(delta\_v / Isp)*

*flow\_rate = F / Isp*

*burn\_time = (m0 - m1) / flow\_rate*

1. ***Завершение миссии***  
   После завершения манёвра и удаления узла:

*node.remove()*

*print('Launch complete')*

Ракета достигает целевой круговой орбиты.

ГЛАВА 7. АНАЛИЗ ДАННЫХ

ГЛАВА 8. ВЫВОДЫ

ИСТОЧНИКИ

1. [Спутник-1 - Википедия](https://ru.wikipedia.org/wiki/Спутник-1) Дата обращения: 14.12.24
2. [Спутник-1 – цели и задачи, дата запуска, характеристики](https://ru.ruwiki.ru/wiki/Спутник-1) Дата обращения: 14.12.24
3. [Спутник (ракета-носитель) – Википедия](https://ru.wikipedia.org/wiki/Спутник_(ракета-носитель)) Дата обращения: 14.12.24
4. [Спутник (ракета-носитель) – Рувики](https://ru.ruwiki.ru/wiki/Спутник_(ракета-носитель)) Дата обращения: 14.12.24
5. [Классическая теория тяготения Ньютона – Википедия](https://ru.wikipedia.org/wiki/Классическая_теория_тяготения_Ньютона) Дата обращения: 14.12.24
6. [Сила сопротивления воздуха | Noskovtools](https://noskovtools.com/ru/simulation_library/mechanics/drag_force) Дата обращения: 14.12.24
7. Исаак Ньютон. Математические начала натуральной философии. Перевод с латинского и примечания А. Н. Крылова / под ред. Полака Л. С.. — М.: Наука, 1989. — С. 40—41. — 690 с.
8. Павлюк Ю.С., 1996 - Баллистическое проектирование ракет
9. <https://krpc.github.io/krpc/index.html> - kRPC documentation
10. <https://numpy.org/> - NumPy documentation
11. <https://matplotlib.org/> - Matplotlib documentation

СПИСОК ИЛЛЮСТРАЦИЙ

[*Рисунок 1. Схема ракеты Р-7* 7](#_Toc185345315)

[*Рисунок 2. Схема устройства Спутника-1* 8](#_Toc185345316)

[*Таблица 1. Основные характеристики ракеты и её полёта* 10](#_Toc185345309)

ПРИЛОЖЕНИЕ