

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
ГЛАВА 1. ВВЕДЕНИЕ	3
ГЛАВА 2. ОПИСАНИЕ МИССИИ.....	4
2.1 Историческая справка	4
2.2 Вывод Спутника-1 на орбиту	5
2.3 Ракета и ее характеристики	6
2.4 Описание Спутника-1	8
ГЛАВА 3. ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ.....	10
ГЛАВА 4. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ	12
4.1. Описание математической модели	12
ГЛАВА 5. ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ	16
5.1 План работы	16
5.2 Модуль «Автопилот»	17
5.3 Модуль «Полёт»	17
5.4 Модуль «Модель»	18
5.5 Модуль «Анализ»	19
5.6 Модуль «Данные»	21
5.7 Вспомогательные модули.....	21
ГЛАВА 6. ПОЛЁТ В KSP.....	23
ГЛАВА 7. АНАЛИЗ ДАННЫХ	27
ГЛАВА 8. ВЫВОДЫ	29
ИСТОЧНИКИ	30
СПИСОК ИЛЛЮСТРАЦИЙ	31
ПРИЛОЖЕНИЕ.....	32

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.* – занимается презентацией и отчётом.
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 8K71 (Р-7). Первая ракета в истории, достигшая первой космической скорости.

Вклад Б <http://scalemodels.ru>



2.4 Описание Спутника-1

«Спутник-1» стал первым искусственным спутником Земли. Его корпус был выполнен из алюминий-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.

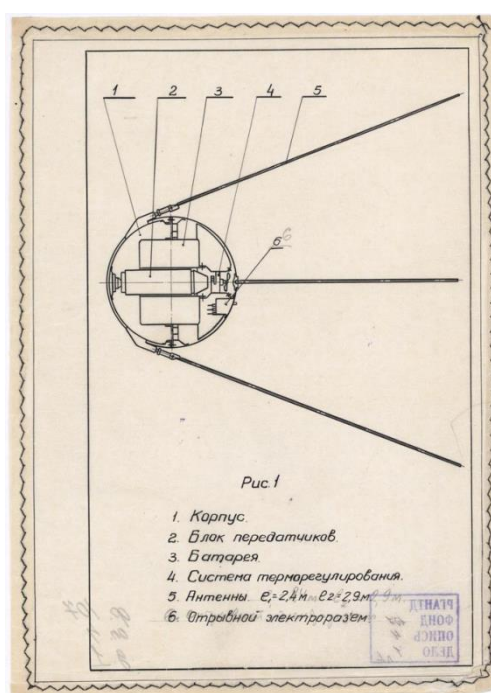


Рисунок 2. Схема устройства Спутника-1

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
m_0		267000		масса до запуска ракеты	Кг
m_{Π}		500		масса полезной нагрузки	
m_{0i}	m_{01}	172000		масса 1-й заправленной ступени	
	m_{02}	94000		масса 2-й заправленной ступени	
m_{1i}	m_{11}	13600		масса 1-й ступени без топлива	
	m_{12}	7495		масса 2-й ступени без топлива	
I_i	I_1	на Земле	252	удельный импульс двигателя 1-й ступени	с
		вакуум	308		
	I_2	на Земле	243	удельный импульс двигателя 2-й ступени	
		вакуум	309		
F_{Ti}	F_{T_1}	на Земле	3216	тяга двигателя 1-й ступени	кН
		вакуум	3924		
	F_{T_2}	на Земле	735,5	тяга двигателя 2-й ступени	
		вакуум	921		
t_0		315		время от начала полета до конца полета	с
t_{Π_1}		16		время начала поворота	
t_{Π_2}		113		время окончания поворота	
t_i	t_1	120		время работы 1-й ступени ракеты	
	t_2	280		время работы 2-й ступени ракеты	
$t_{\text{общ}}$		280		общее время работы ступеней	

\dot{m}_t	\dot{m}_1	1300	скорость расхода топлива 1-й ступени	$\frac{\text{кг}}{\text{с}}$
	\dot{m}_2	308.5	скорость расхода топлива 2-й ступени	
φ		$\frac{\pi}{180}$	Итоговый угол наклона ракеты к горизонту	рад.
G		$6.67 \cdot 10^{-11}$	Гравитационная постоянная земли	$\frac{\text{Н} \cdot \text{м}^2}{\text{кг}^2}$
$V_{\text{Земли}}$		$5.97 \cdot 10^{24}$	Масса Земли	кг
$h_{\text{ц}}$		$6371 \cdot 10^3$	Расстояние от поверхности Земли до центра Земли	м
C_d		0.3	Коэффициент сопротивления воздуха	
ρ_0		1.23	Плотность воздуха над уровнем моря	$\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$
A		26.5	Площадь поперечного сечения ракеты	м^2
ϕ			угол между осью абсцисс и радиус вектором положения ракеты в пространстве	рад
V_{0x}		0	Начальная скорость корабля по оси x	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$
V_{0y}		0	Начальная скорость корабля по оси y	
r_{0x}		0	начальное положение ракеты по оси x	м
r_{0y}		$6371 \cdot 10^3$	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:

$$F_{grav}(t) = G \cdot \frac{m(t) \cdot M_{\text{Земля}}}{r(t)^2}$$

где:

m – масса корабля

G – гравитационная постоянная

$M_{\text{Земля}}$ – масса Земли

$r(t) = \sqrt{r_x(t)^2 + r_y(t)^2} + h_{\text{ц}}$ – расстояние до центра массы Земли

2. Сила сопротивления воздуха рассчитывается по формуле:

$$F_{drag}(t) = \frac{1}{2} \cdot \rho(h) \cdot C_d \cdot A \cdot v(t)^2$$

где:

$\rho(h) = \rho_0 \cdot e^{-\frac{h(t)}{H}}$ – плотность воздуха на высоте h

C_d – коэффициент сопротивления воздуха

A – площадь поперечного сечения ракеты

$v(t) = \sqrt{V_x(t)^2 + V_y(t)^2}$ – скорость ракеты

3. По второму закону Ньютона ускорение ракеты связано с действующими на нее силами:

$$m(t) \cdot \frac{d^2}{dt^2} r_x(t) = \sum_{i=1}^n F_{xi}(t)$$

$$m(t) \cdot \frac{d^2}{dt^2} r_y(t) = \sum_{i=1}^n F_{yi}(t)$$

$$\sum_{i=1}^n F_{xi}(t) = \cos(\alpha) \cdot F_{engine}(t) - \cos(\phi) \cdot (F_{grav}(t) + F_{drag}(t))$$

$$\sum_{i=1}^n F_{yi}(t) = \sin(\alpha) \cdot F_{engine}(t) - \sin(\phi) \cdot (F_{grav}(t) + F_{drag}(t))$$

где:

α – угол наклона между осью x и вектором силы тяги ракеты

F_{engine} – равнодействующая тяга всех двигателей

F_{grav} – сила, с которой ракета притягивается к Земле

ϕ – угол между осью абсцисс и радиус вектором положения ракеты в пространстве

F_{drag} – сила сопротивления воздуха

$m(t)$ – масса корабля

4. Скорость корабля в момент времени t :

$$V_x(t) = \frac{d}{dt}r_x(t) = V_{0x} + \frac{d^2}{dt^2}r_x(t) \cdot t$$

$$V_y(t) = \frac{d}{dt}r_y(t) = V_{0y} + \frac{d^2}{dt^2}r_y(t) \cdot t$$

где:

V_{0x} – начальная скорость по оси x

V_{0y} – начальная скорость по оси y

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

$$r_x(t) = r_{0x} + \frac{d}{dt}r_x(t) \cdot t + \frac{d^2}{2dt^2}r_x(t) \cdot t^2$$

$$r_y(t) = r_{0y} + \frac{d}{dt}r_y(t) \cdot t + \frac{d^2}{2dt^2}r_y(t) \cdot t^2$$

где:

r_{0x} – начальное положение ракеты по оси x

r_{0y} – начальное положение ракеты по оси y

6. Изменение массы топлива:

6.1. Скорость расхода топлива

$$\dot{m}_i = \frac{F_{Ti}}{I_i \cdot g}$$

1. Первая ступень:

$$\dot{m}_1 = \frac{3216 \cdot 10^3}{252 \cdot 9.81} \approx 1300 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

2. Вторая ступень:

$$\dot{m}_2 = \frac{735.5 \cdot 10^3}{243 \cdot 9.81} \approx 308.5 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

6.2. Изменение массы ракеты в момент времени t:

$$m(t) = m_0 - f(t < t_1) \cdot \dot{m}_1 \cdot t - f(t_1 \leq t < t_2) \cdot \dot{m}_2 \cdot t - f(t \geq t_1) \cdot m_{01} - f(t \geq t_2) \cdot (m_{02} - m_{12})$$

7. Расчет вращения ракеты

$$\alpha(t) = f(t < t_{п1}) \cdot \frac{\pi}{2} + f(t_{п1} \leq t \leq t_{п2}) \cdot \left(\frac{\pi}{2} - \frac{\pi}{2} \cdot \frac{t - t_{п1}}{t_{п2} - t_{п1}} \right) + f(t > t_{п2}) \cdot 0$$

$$\varphi(t) = \arctan\left(\frac{r_y(t)}{r_x(t)}\right)$$

4.2. Выбор численного метода

Решение полученных дифференциальных уравнений аналитически является весьма нетривиальной задачей, поэтому было принято решение об использовании для этого численных методов. После анализа доступных численных методов был выбран метод Эйлера.

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)
```

2. 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.

3. 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.

4. **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.

5. **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

```

6. **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.

7. 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
```

8. Завершение миссии

После завершения манёвра и удаления узла:

```
node.remove()  
print('Launch complete')
```

Ракета достигает целевой круговой орбиты.

ГЛАВА 7. АНАЛИЗ ДАННЫХ

Получив все нужные данные, можно провести анализ полученных данных. Проведём краткий анализ каждого графика и отметим его преимущества и недостатки:

1. *Высота:*

- Высота растёт плавно и закономерно, что подтверждает правильный расчёт уравнений движения.
- Начинаются некоторые различия в момент, когда у ракеты долго не работают двигатели.

2. *Скорость:*

- Наша модель хорошо учитывает влияние тяги и ускорения.
- Различия также начинаются в момент, когда у ракеты долго не работают двигатели

3. *Масса:*

- Масса в модели снижается плавно, что соответствует сгоранию топлива.
- В KSP также виден расход массы, но с небольшими скачками из-за особенностей симуляции (двигатели неравномерно расходуют топливо).

Выводы

Математическая модель хорошо описывает полёт ракеты и даёт результаты, похожие на те, что получаются в KSP. Особенно точно модель работает на начальных этапах — рост высоты, скорости и уменьшение массы совпадают с ожиданиями.

Некоторая погрешность обусловлена неточностью модели относительно симулятора (не учитывается сопротивление воздуха, непостоянность тяги двигателей и в целом человеческий фактор в KSP)

Таким образом, разработанная модель является достаточно точной и может использоваться для анализа полёта ракеты Р-7 на базовом уровне.

ГЛАВА 8. ВЫВОДЫ

Подводя итоги, можно сказать, что все члены команды успешно справились со своей задачей. Благодаря этому получилось провести исследование миссии вывода на орбиту Спутника-1: была составлена физическая и математическая модель, создана программа для симуляции миссии, осуществлён запуск ракеты в симуляторе и проведён анализ полученных данных. По итогу, все поставленные задачи и цель были выполнены.

ИСТОЧНИКИ

1. [Спутник-1 - Википедия](#) Дата обращения: 14.12.24
2. [Спутник-1 – цели и задачи, дата запуска, характеристики](#) Дата обращения: 14.12.24
3. [Спутник \(ракета-носитель\) – Википедия](#) Дата обращения: 14.12.24
4. [Спутник \(ракета-носитель\) – Рувики](#) Дата обращения: 14.12.24
5. [Классическая теория тяготения Ньютона – Википедия](#) Дата обращения: 14.12.24
6. [Сила сопротивления воздуха | Noskovtools](#) 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..... **Ошибка! Закладка не определена.**

Рисунок 2. Схема устройства Спутника-1 **Ошибка! Закладка не определена.**

Таблица 1. Основные характеристики ракеты и её полёта 10

ПРИЛОЖЕНИЕ

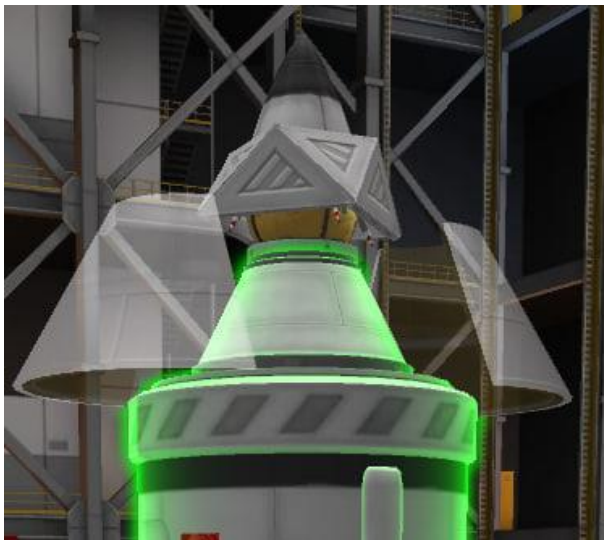


Рисунок 3. Спутник в носовой части ракеты



Рисунок 4. Ракета



Рисунок 5. Взлет



Рисунок 6. Отсоединение ступеней

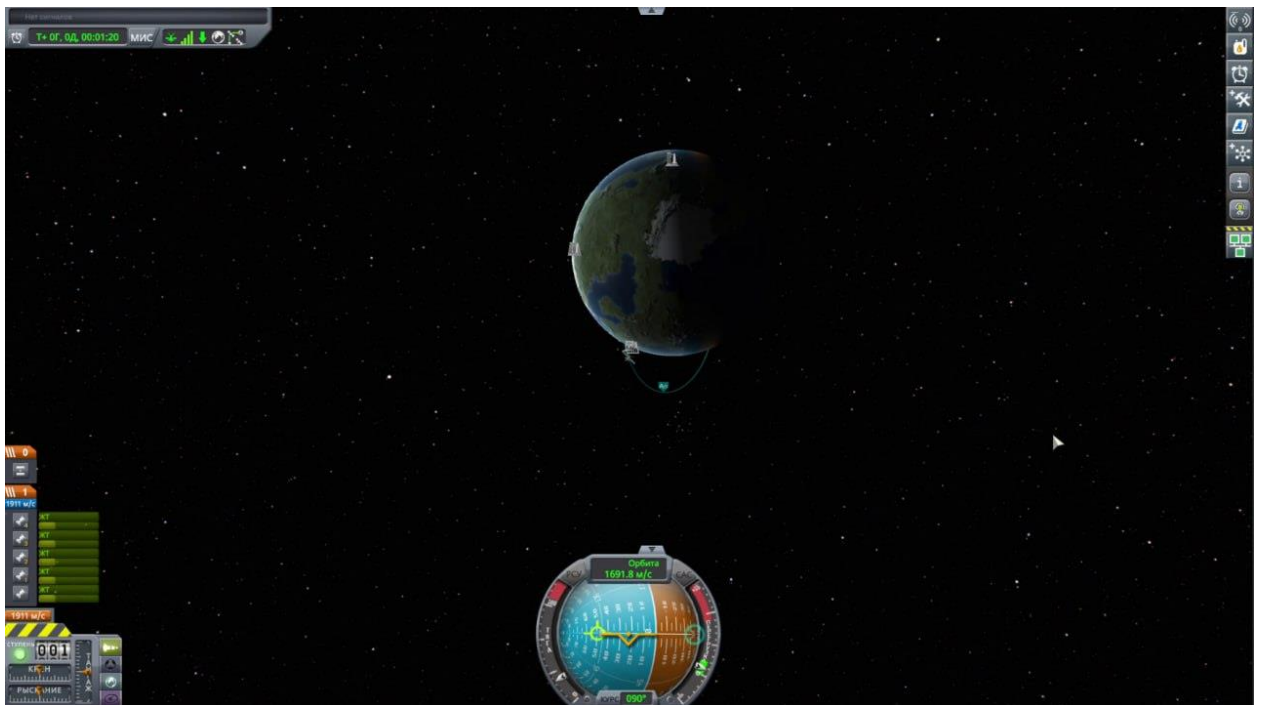


Рисунок 7. Выход из атмосферы

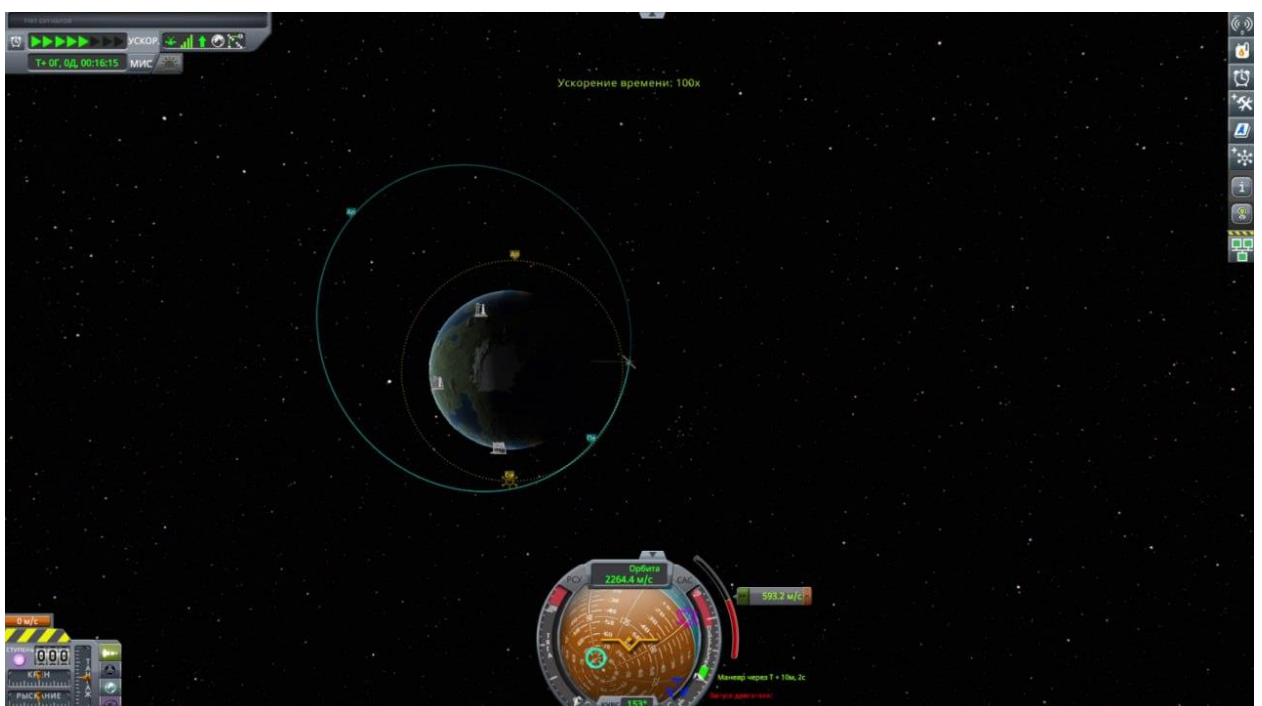


Рисунок 8. Вывод спутника на орбиту

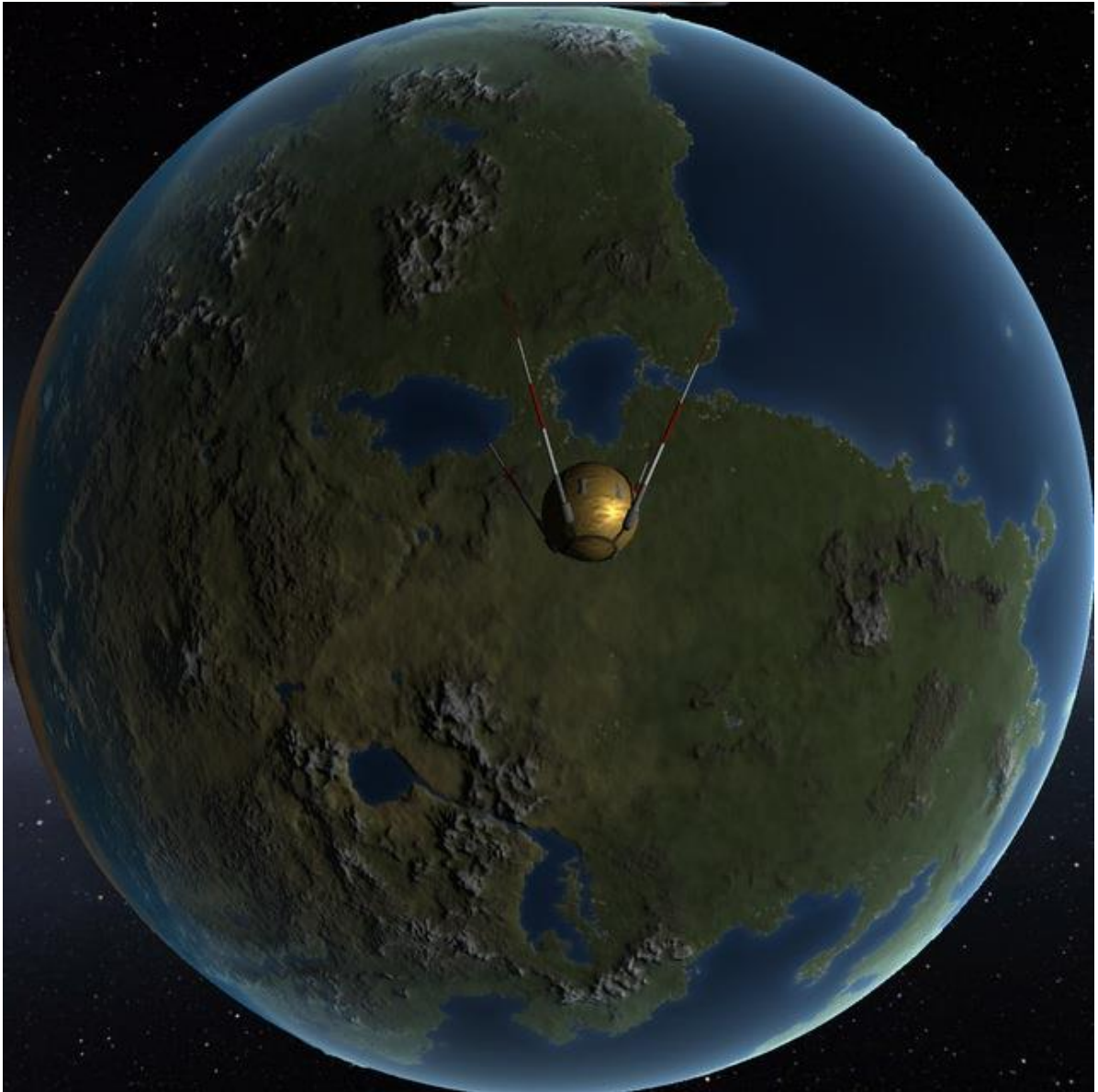


Рисунок 9. Спутник на фоне земли