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: «Запуск АМС "Венера - 1"»

Оценка:
Подпись преподавателя:

Выполнили:
Группа М8О-112Б-24
Демьянов В. С.
Завьялова А. Д
Сунагатова З. Р.
Сысоева К. Д.

Москва, 2024

Содержание

1. ВВЕДЕНИЕ

Цель: моделирование и реконструкция первого полета к Венере

Задачи:

1) Изучить доступную техническую и историческую информацию о миссии "Венера-1".

2) Разработать физическую и математическую модели полета космического аппарата.

3) Создать компьютерную модель на основе проведенных физико-математических расчётов.

4) Провести симуляцию смоделированного полета на движке Kerbal Space Program и собрать физические данные о ходе одного из его этапов.

5) Проанализировать и сравнить данные, полученные из симуляции и математической модели, и сделать на этой основе соответствующие выводы.

Распределение ролей в команде проекта:

1. Демьянов Вячеслав Станиславович — Тимлид, KSP-программист
2. Сунагатова Зарина Рустамовна — Физик, математик
3. Завьялова Арина Дмитриевна — Python-программист, математик
4. Сысоева Кира Дмитриевна — Python-программист, математик

2. ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

2.1. Описание миссии

2.1.1. Историческая справка

Космический аппарат, получивший название "Венера-1", был запущен на околоземную орбиту с помощью четырехступенчатой ракеты-носителя "Молния", и, после включения разгонного блока четвертой ступени, выведен на межпланетную траекторию.

Корпус "Венеры-1" представлял собой цилиндр диаметром 1,05 м с закругленной вершиной. Полная длина аппарата составляла 2,035 м. Энергия для оборудования поступала от серебряно-цинковых аккумуляторов, которые заряжались от двух батарей установленных по бортам. На поверхности корпуса корабля была закреплена параболическая антенна диаметром два метра, предназначенная для передачи данных на Землю на частоте 922,8 МГц.

Так же АМС "Венера-1" оснащалась корректирующей двигательной установкой, предназначенной для коррекции траектории в случае отклонения.

На пути к цели "Венера-1" провела несколько важных исследований космического пространства. Было подтверждено наличие плазмы солнечного ветра, а также получены данные о его параметрах в окрестностях Земли и на расстоянии 1,9 млн км от нее.

Финальная часть маршрута оказалась не столь успешной. "Венера-1" в последний раз вышла на связь 19 февраля 1961 г. 19 и 20 мая 1961 года АМС «Венера-1» прошла на расстоянии приблизительно 100 000 км от планеты Венера и перешла на гелиоцентрическую орбиту [приложение 1]. Последний слабый сигнал от АМС, о котором стало известно, был пойман американским радиолюбителем Джорделом Бэнком в июне 1961 г., после чего установить контакт больше не удавалось.

2.1.2. Технические характеристики

На рисунке [приложение 2] представлен общий вид АМС «Венера-1» в двух проекциях с указанием бортовых систем, устройств и агрегатов. Станция была оснащена корректирующей двигательной установкой (КДУ), солнечными батареями, антеннами, датчиками ориентации, а также научной аппаратурой.

Ракета-носитель: “Молния 8К78”

Оператор: Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва

Стартовая площадка: Байконур, №1

Время запуска: 12 февраля 1961 02:09:00 UTC

Масса аппарата: 643,5 кг

Размеры аппарата: высота 2,035 м, диаметр 1,05 м

Источники питания: 2 СБ, АБ AgZn

Ориентация: трехосная по Солнцу и звезде Канопус

КД: КДУ-414

Приборы:

1. Магнитометр
2. Ионные ловушки
3. Детектор микрометеоритов
4. Счётчик Гейгера
5. Сцинтилляционный детектор.

Характеристики ракеты-носителя:

1. Длина: 43 440 мм
2. Диаметр: 2 950 мм
3. Стартовая масса: 305 000 кг [источник 1]

2.2. Разработка физико-математической модели

2.2.1 Данные ракеты

Физические параметры ракеты-носителя, учитываемые нами при работе, были взяты у модели ракеты, построенной в Kerbal Space Program, приближенной к реальному прототипу, для точности дальнейшего сравнения, ввиду существования трудностей в постройке ракеты, идентичной реальной, в Kerbal Space Program без дополнительных модификаций, значительно изменяющих процесс симуляции.[1]

● Стартовая масса: 144 055 кг (с учетом полезной нагрузки и массы расходного топлива)

● Расход топлива первой ступени ~ 479,86 кг/с (для упрощения расчётов мы не учитываем изменение расхода топлива с ростом высоты, считая общий расход каждого из двигателей на высоте уровня моря, умноженный на их количество)

[1] “Real Solar System / Realism Overhaul” и т. п.

- Время работы первой ступени - 103 секунды
- Средний диаметр ракеты: 2,95 м.
- Тяга ускорителей ~ 1 479 300 (для упрощения расчётов мы также не учитываем изменение тяги двигателей с ростом высоты, используем тягу на уровне моря)
- Высота головного обтекателя ~ 2,035 м

В ходе выполнения проекта мы рассматриваем следующую задачу:

Построение графика зависимости высоты от времени, на этапе взлёта ракеты (до отсоединения первой ступени)

Для начала запишем второй закон Ньютона в проекции на продольную ось ракеты [источник 4]:

$$m\frac{dv}{dt} = P - X - mg$$

(уравнение 1.1)

Здесь P - текущая тяга двигателя, X - сила лобового сопротивления

Найдем силу лобового сопротивления из уравнения (1.1) по следующей формуле [источник 6]:

$$X = C_x \cdot \frac{pV^2}{2} \cdot S_m$$

(уравнение 1.2) , где:

C_x - коэффициент лобового сопротивления, выбирается в зависимости от числа маха; ρ - плотность воздуха на текущей высоте; V - текущая скорость; S_m - площадь миделевого сечения.

Следующим шагом рассчитаем изменения скорости:

$$dv = \frac{F - F_r - mg}{m \cdot dt}$$

(уравнение 1.3) , где:

F - сила тяги [Н], F_r - сила лобового сопротивления, m - масса ракеты, g - ускорение свободного падения, dt - время полёта.

Аналитически решить уравнение (1.3), ввиду переменного характера действия всех сил, а также переменной массы, невозможно, поэтому в программе реализован итерационный метод расчета. Для каждого момента времени можно записать:

$$dv = \frac{P-X-mg}{m}dt,$$ (уравнение 1.4)

$$V_i = V_{i-1} + dv$$

$$S_i = S_{i-1} \cdot dt$$

Таким образом, программа начинает расчет с моменты времени при котором $V_0 = 0$, $S_0 = 0$ и формирует массивы данных V_i и S_i до некоторого момента T_k — время работы двигателя. После этого программа ведет расчет по следующим зависимостям:

$$dv = \frac{-X-mg}{m}dt$$ (уравнение 1.5)

$$V_i = V_{i-1} + dv$$

$$S_i = S_{i-1} \cdot dt.$$

Значение гравитационного ускорения на поверхности планеты
можно приблизительно подсчитать, представив планету точечной массой M,
и вычислив гравитационное ускорение на расстоянии её радиуса R [источник 7]:

$$g = G\frac{M}{(R+h)^2}$$ (уравнение 1.6) , где:

G - гравитационная постоянная, h - высота над уровнем моря

Исходя из закона Менделеева-Клапейрона, запишем формулу плотности воздуха [источник 8]:

$$\rho = p \cdot \frac{M}{(R \cdot T)}$$ (уравнение 1.7) , где:

p - давление воздуха (меняется с высотой), M - молярная масса воздуха(всегда принимаем 29 [г/моль], или, если точнее, 28,98 [г/моль]), R - универсальная газовая постоянная (всегда принимаем 8,314 [Дж/(моль-К)]), T — температура воздуха в Кельвинах.

В формуле плотности воздуха есть давление. Давление меняется в зависимости от высоты над уровнем моря. Эта зависимость носит экспоненциальный характер [источник 8]:

$$p = p_0 \cdot \exp\left(\frac{-M \cdot g \cdot h}{R \cdot T}\right)$$ (уравнение 1.8) , где:

p_0 - давление на уровне моря; M - молярная масса воздуха (29 [г/моль] или [28,98 г/моль]); g - ускорение свободного падения, всегда 9,81 м/с; h - высота над уровнем моря, м; R - универсальная газовая постоянная, она всегда равна 8,314 Дж/(моль-К), T - температура воздуха в Кельвинах.

2.2.2 Расчёт траектории (решение задачи Ламберта)

Задача Ламберта формулируется следующим образом: определить орбиту космического аппарата между точками пространства с радиус-векторами r_0 и r_1 в моменты времени t_0 и t_1, соответственно, для заданных времени перелета $T = t_1 - t_0$ (для двух различных моментов времени и двух заданных векторов найти решение, которое удовлетворяет дифференциальному уравнению и краевым условиям.), направлении перелета и числа полных витков вокруг притягивающего центра.

В настоящее время существует множество различных методов ее решения, однако попытки создать универсальный метод, свободный от всех недостатков, привели к широкому разнообразию этих методов. Задача Ламберта важна в механике космического полёта, так как она часто используется на предварительном этапе проектирования миссий.

Сформулируем так называемую теорему Ламберта (1761 год): время перелета T между заданными точками r_0 и r_1 есть функция большой полуоси a, суммы расстояний $r_0 + r_1$ от притягивающего центра до этих точек и длины хорды c, их соединяющей:

$$T = T(a, r_0 + r_1, c)$$ (уравнение 1.9)

Это уравнение можно использовать для определения орбиты, например, задавая время полета и точки r_0 и r_1, можно попытаться решить данное уравнение относительно большой полуоси и восстановить оставшиеся орбитальные элементы. Вместо большой полуоси могут использоваться другие переменные, позволяющие однозначно определить орбиту. Уравнения вида $T = T(x)$, где x - неизвестная переменная, называются уравнениями времени перелета. За исключением тривиальных случаев, такие уравнения решаются итерационными методами [источник 9].

2.2.3 Метод Иццо.

Метод Иццо — это метод решения задачи Ламберта, который позволяет рассчитывать траектории движения космических аппаратов в модели двух тел. Этот метод опирается на уравнения Ламберта, которые для эллиптического движения выглядят следующим образом:

$$\begin{cases} (T \sin^3 \dfrac{\alpha}{2} = 2\pi m + \alpha - \beta - \sin\alpha + \sin\beta, 0 \le \alpha \le 2\pi \\ \sin\dfrac{\beta}{2} = q \sin\dfrac{\alpha}{2}, -\pi \le \beta \le \pi \end{cases}$$

Особенность метода Иццо состоит в процедуре решения уравнения времени перелета

$$F(x) = T - \frac{2}{U(x)}(x - qz(x) - d(x)) = 0,$$

в котором *U, z* и *d* — известные функции x. Уравнение вида $F(x) = 0$ решим, используя метод ложного положения (сущность метода «ложного положения» в том, что неизвестной величине дают произвольное значение, пользуясь которым вычисляют значение одной из данных величин, устанавливают ошибку). Пусть x_1 и x_2 — произвольные точки в окрестности решения уравнения $F(x) = 0$ — точки x_0, причем для определенности $x_1 < x_0 < x_2$. Тогда выполняется

$$F'(x_0) \approx \frac{0 - F(x_1)}{x_0 - x_1} \approx \frac{F(x_2) - 0}{x_2 - x_0}$$

Выражаем:

$$x_0 \approx \frac{x_1 F(x_2) - x_2 F(x_1)}{F(x_2) - F(x_1)}$$

Получаем вид итерационной схемы:

$$x_2^{(n+1)} = \frac{x_1^{(n)} F\left(x_2^{(n)}\right) - x_2^{(n)} F\left(x_1^{(n)}\right)}{F\left(x_2^{(n)}\right) - F\left(x_1^{(n)}\right)}, x_1^{(n+1)} = x_2^{(n)}, n = 0, 1, \ldots$$

$x_1^{(0)} = x_1,\ x_2^{(0)} = x_2$

В качестве начального приближения переменной x Иццо рекомендует брать конкретные значения.

Для безвиткового перелета: $x_1 = -0{,}5233$ и $x_2 = 0{,}5233$.

Если перелет многовитковый, то $x_1 = -0{,}5234$, $x_2 = -0{,}2234$ в случае выбора левой ветви решения, и $x_1 = 0{,}7234$, $x_2 = 0{,}5234$ в случае выбора правой [источник 9].

2.3. Численное моделирование

2.3.1. Математическая модель

Для построения графика зависимости высоты от времени мы воспользовались библиотеками *numpy, math* и *matplotlib*, а также библиотекой *json* для записи данных изменения температуры из KSP.

Для начала запишем необходимые для реализации модели константы и реализуем функции для расчета гравитационного ускорения, изменения плотности воздуха и силы сопротивления. Далее создадим массив времени и рассчитаем высоты, силы лобового сопротивления и скорости полета ракеты в течение определенного времени, а также плотность и давление атмосферы. Затем пробежимся по массиву и посчитаем данные. С помощью библиотеки *matplotlib* мы построим график, используя полученные массивы данных:

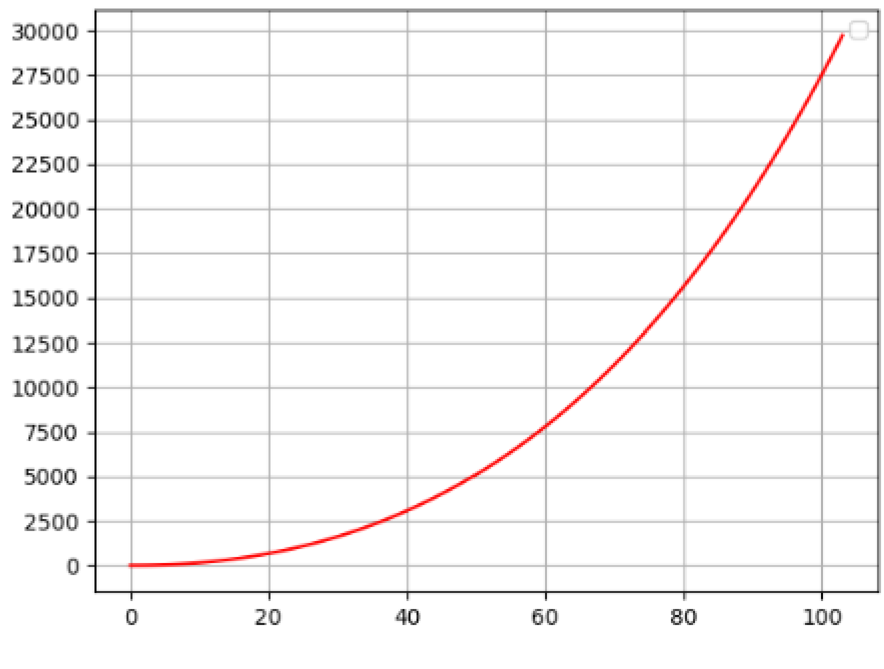


Рис. 1

2.3.2. Решение задачи Ламберта

Теперь реализуем решение задачи Ламберта. Для этого воспользуемся библиотеками *astropy, poliastro, matplotlib* и *itertools.*

Для решения задачи Ламберта мы решили использовать метод Иццо. Для него есть готовые утилиты в библиотеке *poliastro* (название функции: *poliastro.Maneuver.lambert*).

Сначала задаем параметры отправления и прибытия ракеты с помощью функции *Time* (*astropy.time*) и генерируем массив с промежутками времени от даты отправления до даты прибытия. Для каждого заданного момента времени рассчитаем координаты орбит Венеры и Земли с помощью функции *Ephem* (*poliastro.ephem*). Среди них выбираем орбиты для моментов отправления с Земли и прибытия на Венеру.

Далее напишем функцию, вычисляющую все возможные орбиты решения задачи Ламберта для заданных времен. Затем отобразим орбиту решения задачи Ламберта и орбиту Земли и Венеры (синяя орбита – орбита Венеры, желтая орбита – орбита Земли, красная орбита – решение задачи Ламберта).

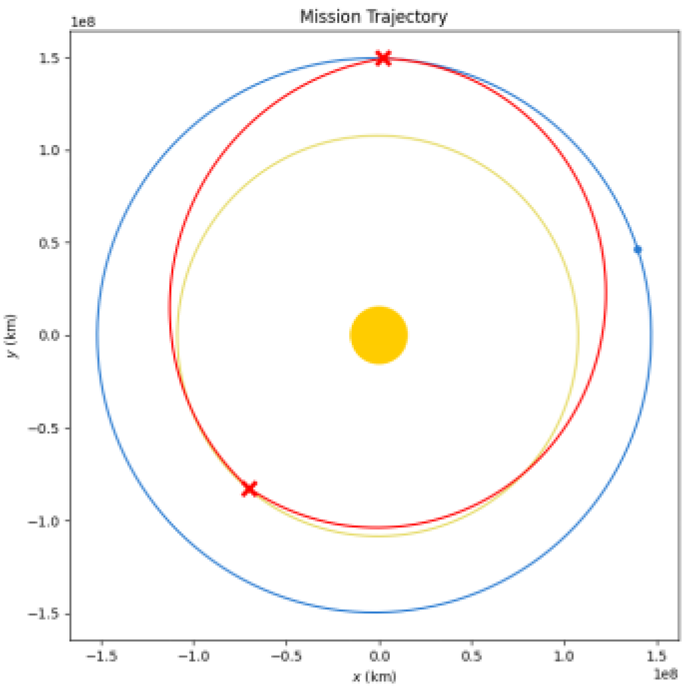


Рис. 2

2.3.3. Построение графика на основе симуляции в KSP.

Из файла с логами из Kerbal Space Program, где были указаны высота, скорость, а также момент времени, в который были взяты данные. Для записи данных в такой файл была использована библиотека *json.* Для построения графика были использованы библиотеки *matplotlib, numpy*.

В программе по спискам были распределены высота и момент времени относительно начала запуска. Чтобы рассчитать время от начала запуска, из времени определённого момента было вычтено время в момент запуска.

Таким образом, получено время от начала запуска в секундах. Далее используется функция *plot()*, и в качестве аргументов указывается два списка, в которых указаны высота и время.

Функция *grid()* отображает сетку графика. Благодаря функции *arrange()* модуля *numpy* указывается диапазон, который хотим определить на нашем графике по оси Ox и оси Oy. Далее используется функция *show()*, и программа выводит готовый график.

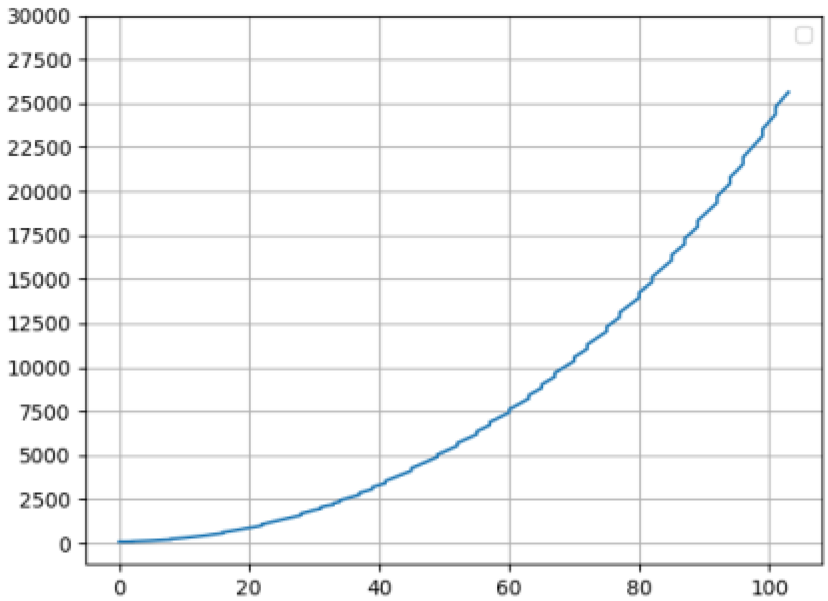


Рис. 3

2.4. Симуляция в Kerbal Space Program (KSP)

2.4.1. Технические аспекты работы в KSP

Для управления полетом в программе Kerbal Space Program были использованы модификации “kRPC” и MechJeb. Первая через локальный сервер, работающий прямо в игре, позволяет удаленно управлять запускаемым аппаратом посредством написания программ на различных языках программирования, в том числе и на Python, который и был выбран для работы над данным проектом. Вторая модификация позволяет быстро совершать межпланетные перелёты через графический интерфейс KSP.

Модель ракеты, построенная в KSP и используемая для запуска, приближенно соответствует реальной ракете-носителю “Молния 8К78”. Модель АМС, используемая в KSP, не является точной копией АМС “Венера-1”, но условно соответствует ей [приложение 3].

Также при работе с симуляцией и при проведении дальнейших расчётов следует учитывать, что звездная система в KSP не идентична реальной Солнечной системе, хотя и приближена к ней. Так, вместо Солнца, Земли и Венеры здесь – Кербол, Кербин и Ева соответственно. Их физические данные схожи с соответствующими им данными их реальных аналогов, но не равны им, поэтому в расчётах стоит учитывать данные именно тех небесных тел, которые представлены в KSP. По этой причине в дальнейшем описании работы с KSP будут использоваться такие названия планет: Ева, Кербин.

2.4.2. Полёт ракеты в KSP

Полёт к Еве можно разделить на 2 этапа.

1) **Выход на орбиту Кербина**

Первый этап реализуем с помощью модификации “kRPC”. Для этого следует написать программу на языке Python. Главные задачи такой программы – вывод ракеты-носителя на круговую орбиту Кербина высотой около 250 000 метров и ежесекундный сбор данных о высоте, на которой находится эта ракета, начиная с момента запуска и заканчивая моментом отделения её первой ступени.

Основной принцип работы программы заключается в постепенном переводе ракеты в горизонтальное положение во время набора ею высоты и скорости для выхода на необходимую орбиту. Полный текст программы можно найти в соответствующем Git-репозитории проекта[2].

2) Перелёт на орбиту Евы

Второй этап можно разделить ещё на 2 подэтапа: выход из сферы влияния Кербина и сам перелёт к Еве. Оба подэтапа с целью оптимизации работы над межпланетным трансфером космического аппарата выполним с помощью модификации MechJeb, позволяющей в автоматическом режиме совершать различные космические манёвры. Она же контролирует работу двигателей и рассчитывает стартовое окно.

Выход из сферы влияния Кербина следует начинать с создания метки манёвра в точке апогея орбиты нашей ракеты. Далее следует выбрать нужную орбиту, при том так, чтобы при выходе на неё было затрачено минимальное количества топлива ракеты. После этого остается включить выполнение маневра в окне модификации MechJeb.

Переход на орбиту Евы происходит исключительно с помощью MechJeb. По достижении ракетой орбиты вне сферы влияния Кербина в KSP следует выбрать Еву в качестве цели, а затем всё так же включить автоматическое выполнение маневра.

[2] Tolchok-VARKT-24-25- // GitHub URL: https://github.com/SpaghettiRebel/Tolchok-VARKT-24-25-s

2.5. Сравнение показателей числовой модели и компьютерной симуляции

2.5.1. Сравнение математической модели взлёта с симуляцией

Рассмотрим графики зависимости высоты ракеты от времени, полученные из математической модели и из симуляции на одной координатной плоскости:

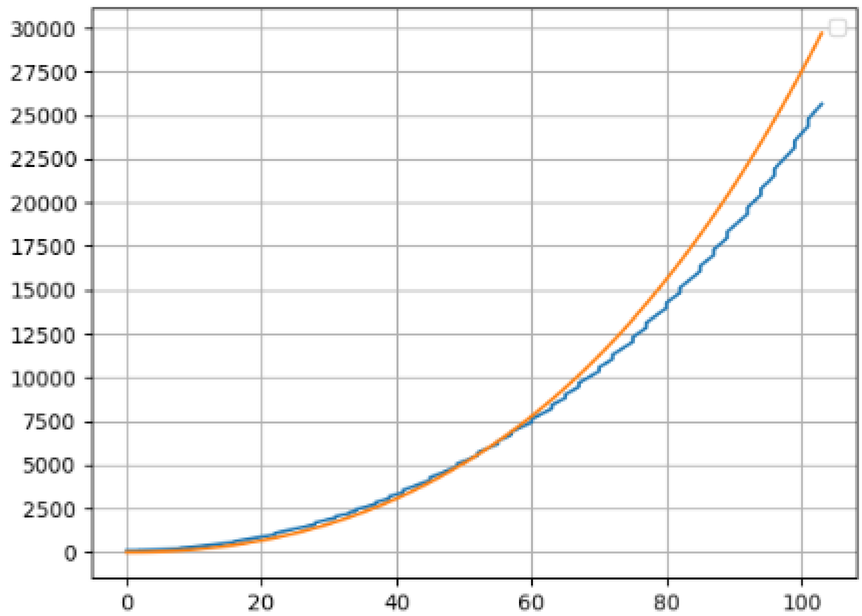


Рис. 4

В первую половину взлета графики математической модели и KSP практически не отличаются. Дальнейшие отклонения связаны с тем, что тяга двигателей, как и расход топлива, в математической модели принимаются постоянными на протяжении всего взлёта в целях упрощения расчётов. Это приводит к расхождениям в массе ракеты, а как следствие, к расхождениям в ускорении и скорости и в конечном итоге набранной высоте. Также в Kerbal Space Program присутствует симуляция случайного шума, что может приводить к отклонениям. Кроме того, в KSP ракета летела не под прямым углом для того, чтобы выйти на орбиту Земли. Код же рассчитывает взлёт под прямым углом. По этой причине в конечном итоге космический аппарат в симуляции набирает меньшую высоту.

2.5.2. Сравнение траекторий полета

Траектория, полученная в математической модели:

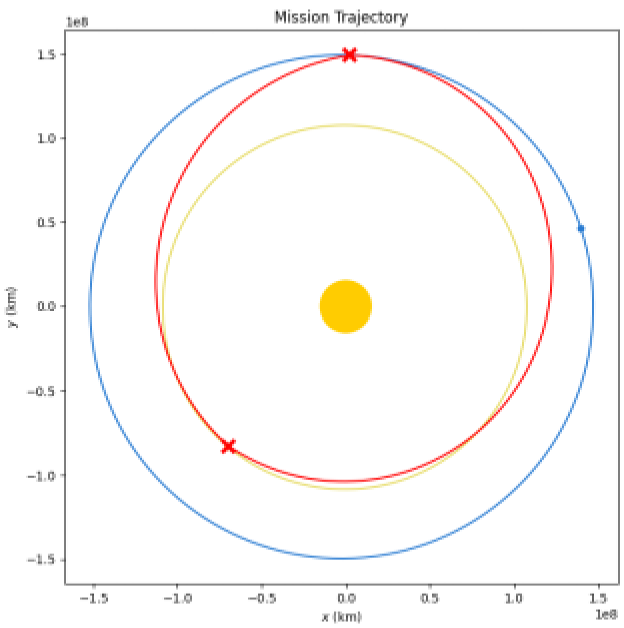


Рис. 5

Траектория полёта из KSP:

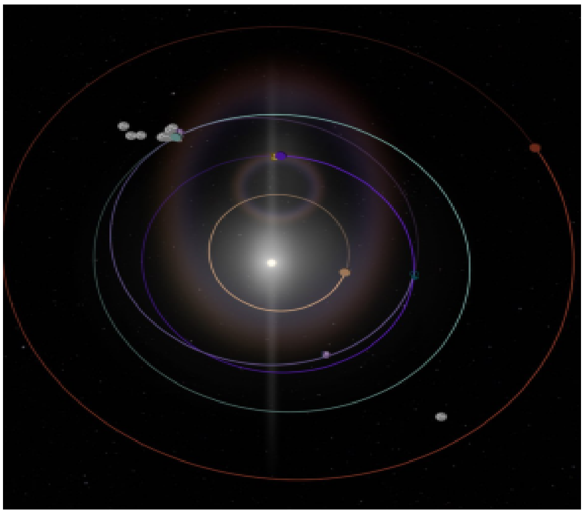


Рис. 6

Траектория полёта из симуляции очень напоминает траекторию, полученную путём решения задачи Ламберта. Небольшие отличия связаны со сложностью вычисления дат начала и конца полёта в KSP по причине того, что здесь периоды обращения небесных тел вокруг Кербола и вокруг своей оси отличаются от значений в реальном мире.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в процессе выполнения работы было проведено моделирование запуска АМС "Венера - 1" в симуляторе Kerbal Space Program. Освоив особенности и функционал этой программы, мы построили в ней ракету “Молния 8К78”, запустили ее, получили данные на этапе взлета, запустили на околоземную орбиту, вывели ракету на межпланетную траекторию. Помимо этого, мы реализовали задуманные физические и математические модели.

Сравнение графиков зависимости высоты от времени на этапе взлёта ракеты, полученные из математической модели и из симуляции полёта, а также сравнение траекторий позволяют убедиться в корректности выбранных нами моделей и успешности их реализации. Полученные расхождения объясняются особенностями работы в симуляторе и пренебрежениями в физической модели. Тем не менее графики, полученные из расчетов достаточно точны, чтобы получить примерное представление о том, как будет вести себя ракета в случае попытки реализации подобной миссии.

В процессе создания проекта мы на практике узнали, как составлять физические и математические модели, познакомились с компьютерным моделированием, а также получили навыки работы с Kerbal Space Program и написания программ для этого движка.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. R-7 // Encyclopedia Astronautica URL: http://www.astronautix.com/r/r-7.html (дата обращения: 03.10.2024).

2. Venera 1. NASA. // NASA Space Science Data Coordinated Archive URL: https://clck.ru/3F7S9C (дата обращения: 05.10.2024).

3. Венера раскрывает тайны 02 // Эпизоды космонавтики URL: https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/venera/v-put.html (дата обращения: 06.10.2024).

4. «ВЕНЕРА -1»: ПЕРВАЯ МЕЖПЛАНЕТНАЯ СТАНЦИЯ // РГАНТД URL: https://clck.ru/3F7SSD (дата обращения: 16.10.2024).

5. Кикоин А.К., Кикоин И.К. Биомеханика. - 2-е изд. - Москва: Наука, 1976. - 480 с.

6. Дубровский В.И., Федорова В.Н Биомеханика. - Москва: ВЛАДОС-ПРЕСС, 2003. - 672 с.

7. Курс общей физики, том I. Механика, колебания и волны, молекулярная физика, Издательство «Наука», Главная редакция физико-математической литературы, М., 1970 г.

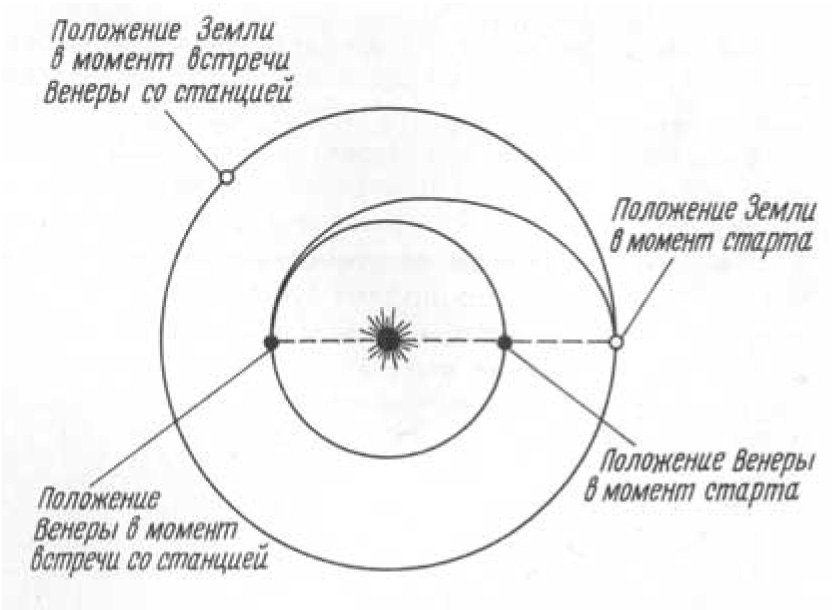
8. Пособие по физике, метеорология 1 курс, 2012

9. Беликова М. С. Методы решения задачи Ламберта и их сравнительный анализ: дис. 03.03.01. - Москва, 2017. - 21 с.

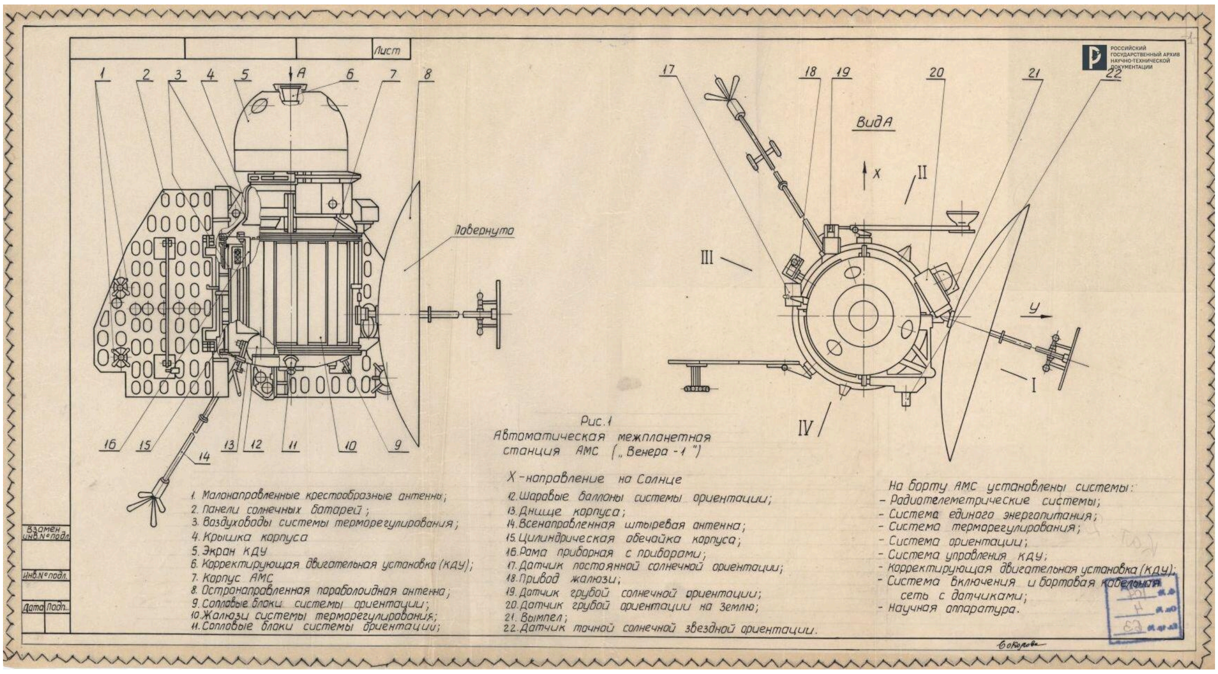
10. kRPC Documentation // URL: https://krpc.github.io/krpc/ (дата обращения: 08.11.2024).

ПРИЛОЖЕНИЕ

1.



2.


Лист
Вид А
Завернута
Рис. 1
Автоматическая межпланетная станция АМС („Венера - 1")
X - направление на Солнце
1. Малонаправленные крестообразные антенны;
2. Панели солнечных батарей;
3. Воздуховоды системы терморегулирования;
4. Крышка корпуса
5. Экран КДУ
6. Корректирующая двигательная установка (КДУ);
7. Корпус АМС
8. Остронаправленная параболоидная антенна;
9. Сопловые блоки системы ориентации;
10. Жалюзи системы терморегулирования;
11. Сопловые блоки системы ориентации;
12. Шаровые баллоны системы ориентации;
13. Днище корпуса;
14. Всенаправленная штыревая антенна;
15. Цилиндрическая обечайка корпуса;
16. Рама приборная с приборами;
17. Датчик постоянной солнечной ориентации;
18. Привод жалюзи;
19. Датчик грубой солнечной ориентации;
20. Датчик грубой ориентации на Землю;
21. Вымпел;
22. Датчик точной солнечной звездной ориентации.
На борту АМС установлены системы:
- Радиотелеметрические системы;
- Система единого энергопитания;
- Система терморегулирования;
- Система ориентации;
- Система управления КДУ;
- Корректирующая двигательная установка (КДУ);
- Система включения и бортовая кабельная сеть с датчиками;
- Научная аппаратура.
Взамен инв. № подл.
Инв. № подл.
Дата
Подп.
РОССИЙСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АРХИВ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ

3.