



Венера - 7 Ракетка

***Московский авиационный институт
Проект по дисциплине
Введение в авиационную и ракетно-
космическую деятельность
Группа: М80-112БВ-24***

Состав команды



Стальной Иван

Нахождение источников описывающих миссию «Венера-7», помощь в работе с python кодом, реализация миссии в KSP



Добров Артём

Написание python кодов, работа с KSP, построение графиков зависимостей.



Горбачёв Фёдор

Построение физической модели миссии, решение вопросов, связанных со скоростью, массой ракеты, скоростью выброса топлива, траектории ракеты.



Сысуев Павел

Составление отчёта и презентации, разработка математической модели, построение физической модели зависимости давления и плотности воздуха от высоты.

Цель проекта

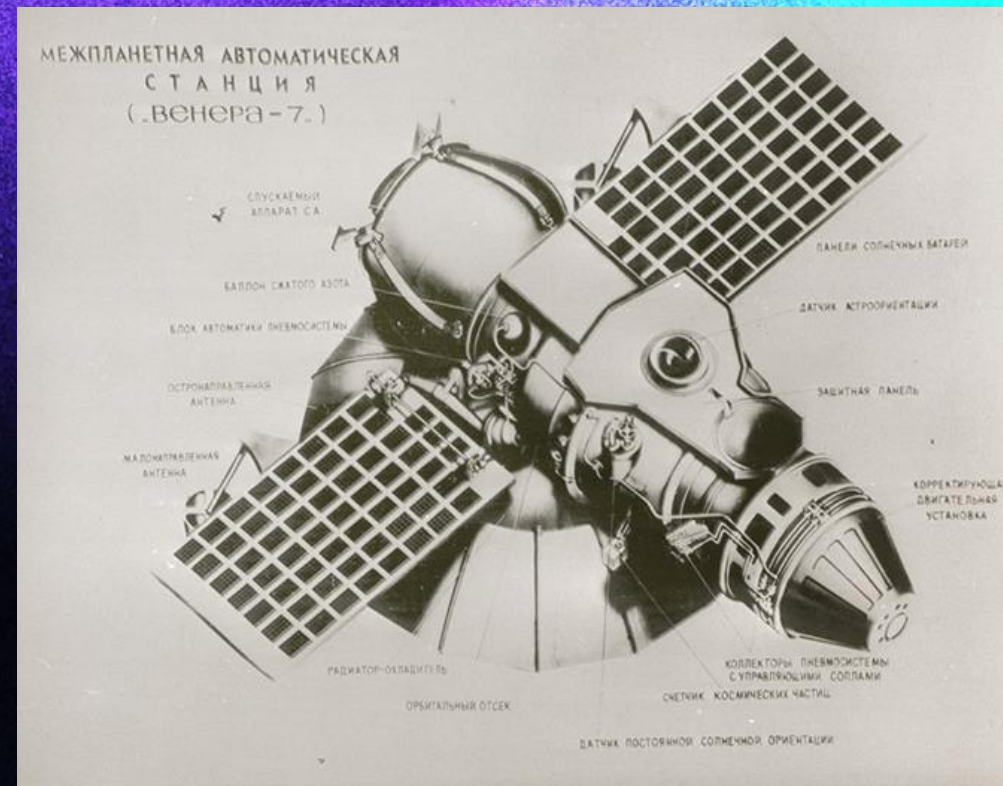
Разработка математической и физической моделей и проведение симуляции исторической миссии «Венера - 7».

Задачи миссии

- 1. Сбор информации о миссии «Венера - 7»;
- 2. Составление плана полета;
- 3. Создание математической и физической моделей;
- 4. Моделирование графиков выведенных моделей
- 5. Постройка аппарата и реализация миссии в KSP
- 6. Анализ данных миссии в KSP и сравнение их с рассчитанными моделями;
- 7. Составить отчёт о миссии.

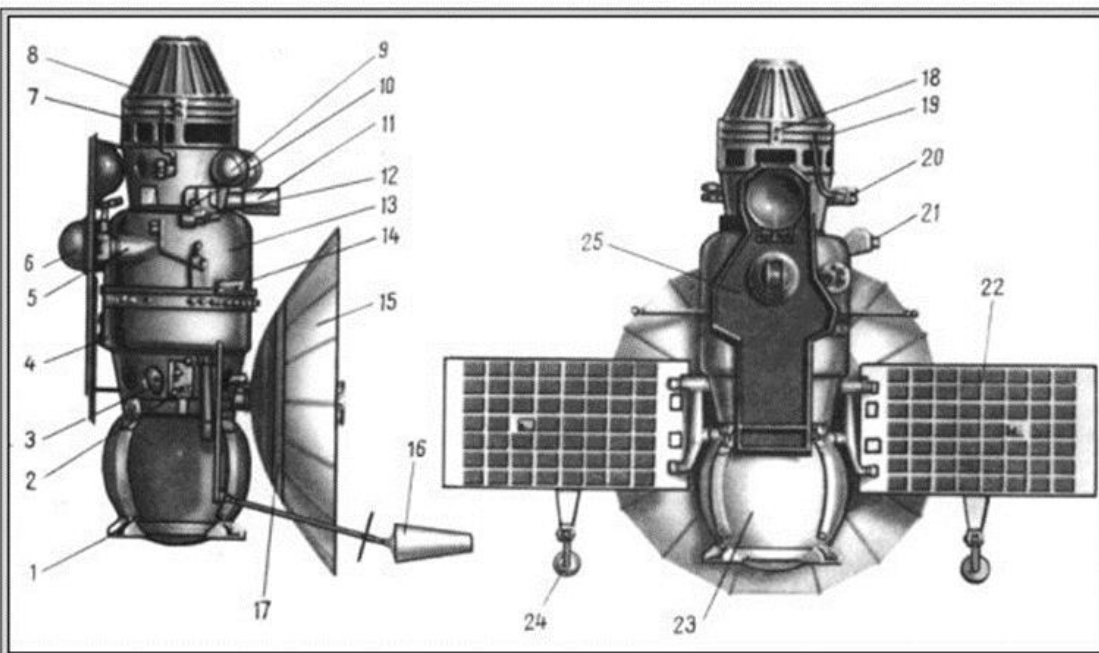
Параметр	Характеристика
Назначение	Планетные исследования
Статус	Выведен из эксплуатации
Объект исследований	Венера
Дата запуска	17 августа 1970
Космодром	Байконур
Средства выведения	“Молния-М” с разгонным блоком “НВЛ”
Масса аппарата	1180 кг; масса спускаемого аппарата: 5 0 0 кг
Рабочая орбита	Траектория перелета к Венере
Срок активного существования	120 суток

Параметры АМС «Венера-7»

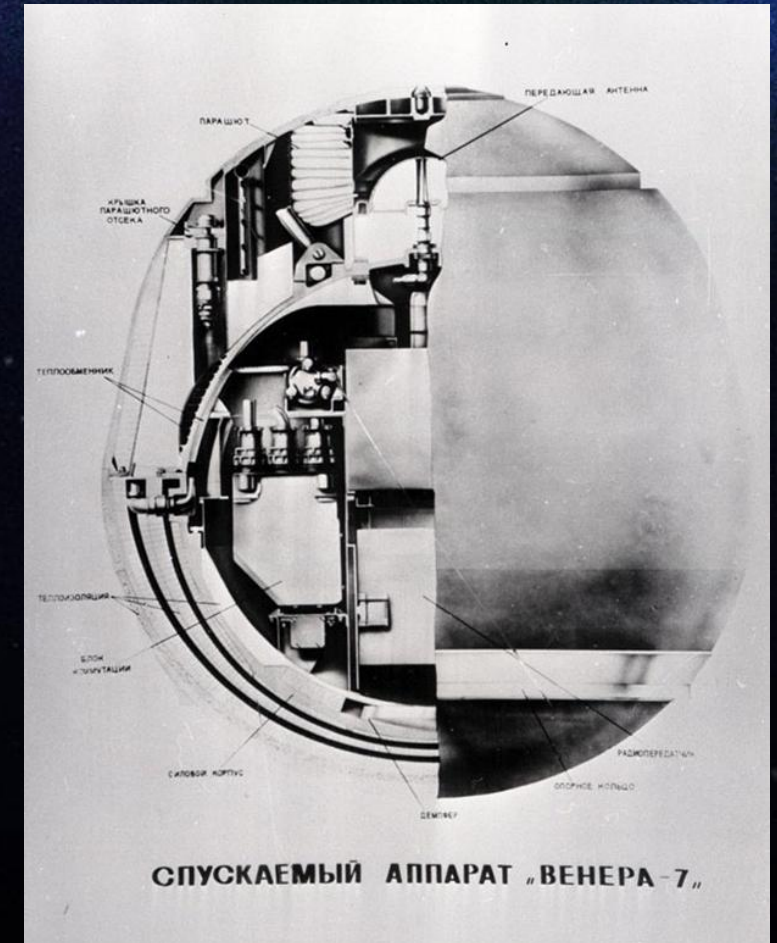


АМС типа В-69 («Венера-7»)

Компоновка автоматической межпланетной станции "Венера-7"



- 1 — кольцо крепления станции к разгонному блоку;
- 2 — блок автоматики управления микродвигателями системы ориентации;
- 3 — баллоны высокого давления системы ориентации;
- 4 — осушители орбитального отсека;
- 5, 6, 10, 12 — датчики системы астроориентации;
- 7 — коллекторы газовой системы ориентации;
- 8 — корректирующая двигательная установка (КДУ);
- 9 — баллоны КДУ;
- 11 — бленда датчика ориентации;
- 13 — орбитальный отсек;
- 14 — ультрафиолетовый фотомер;
- 15 — остронаправленная параболическая антенна;
- 16, 24 — малонаправленные антенны;
- 17 — радиатор системы терморегулирования;
- 18, 19, 20 — микродвигатели системы ориентации;
- 21 — счетчик космических частиц;
- 22 — панели солнечных батарей;
- 23 — спускаемый аппарат;
- 25 — бликозащитный экран датчиков системы астроориентации



Спускаемый аппарат — форма, приближенная к сфере с диаметром ~ 1 м

Будем создавать физико-математическую модель, опираясь в первую очередь на данные из KSP, поскольку, несмотря на общую схожесть Солнечной системы из реального мира и Кербольской системы из игры, характеристики планет достаточно разительно отличаются.

Брать характеристики планет будем со страниц KSP wiki.

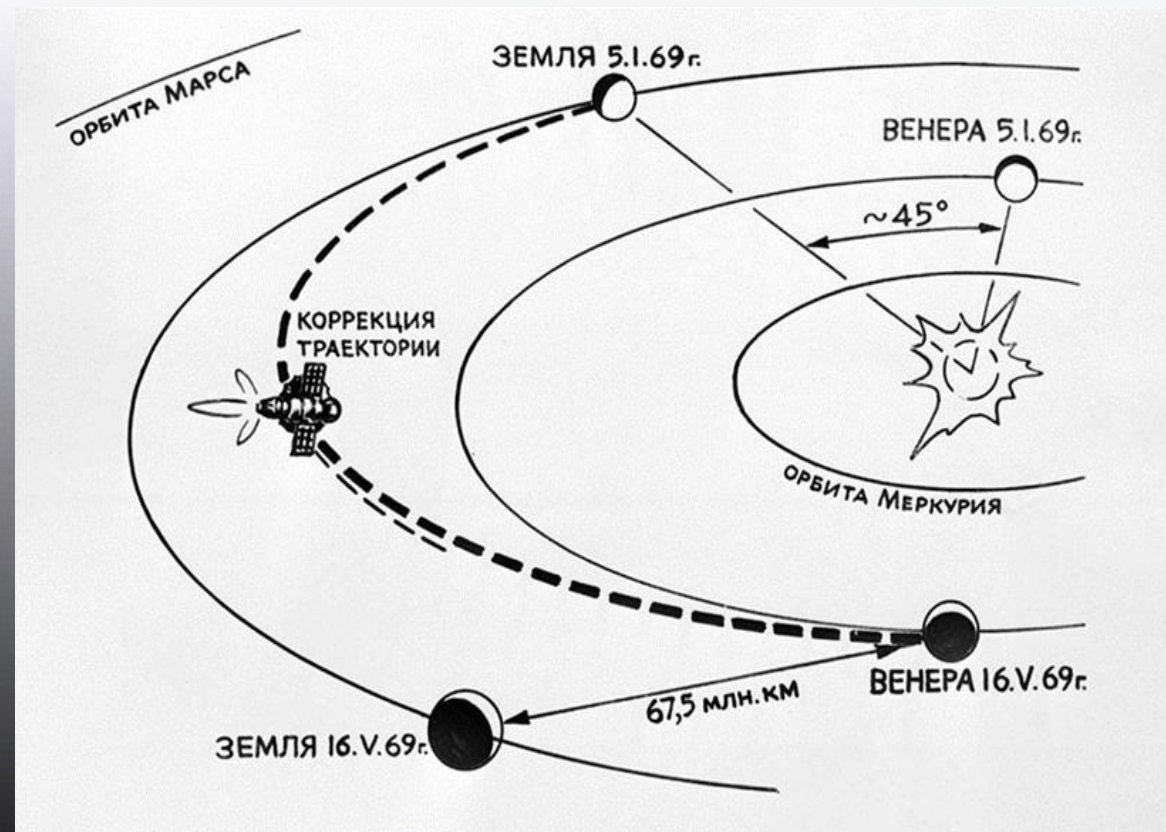


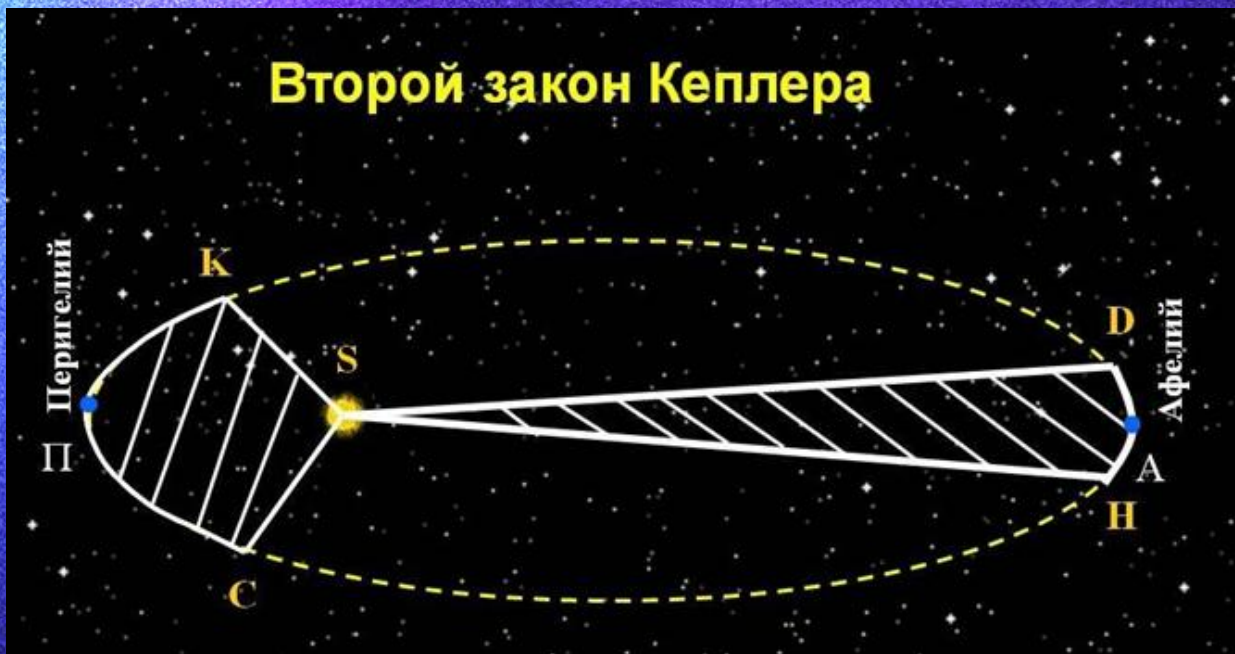
Схема полёта

Ресурс Δv ракеты можно достаточно просто рассчитать через формулу Циолковского, зная массу ракеты и количество топлива в ступени:

$$\Delta v = v_e \ln \left(\frac{M_0}{M_p} \right) = v_e \ln \left(1 + \frac{M_m}{M_p} \right)$$

где v_e – скорость истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя,
 M_0 – масса ракеты с топливом, M_p – масса ракеты без топлива, M_m – масса топлива

Второй закон Кеплера



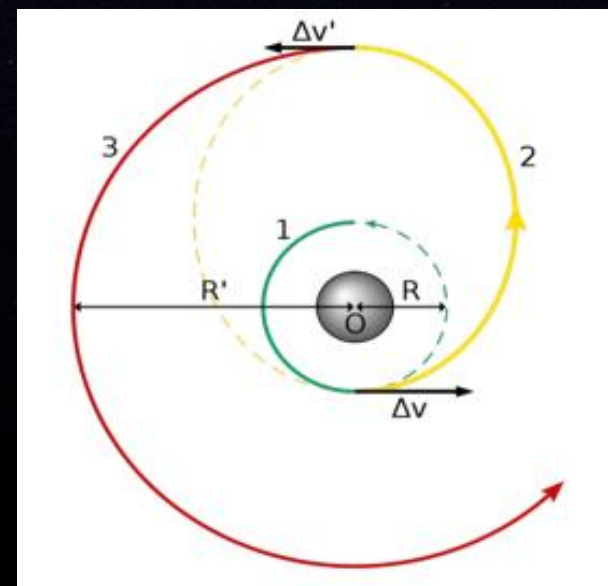
Для дальнейшего вывода формулы воспользуемся вторым законом Кеплера. Так, по чертежу сверх видим следующее:

$$\frac{1}{2} r_1 v_1 \Delta t = \frac{1}{2} r_2 v_2 \Delta t$$

Траектория перехода космического аппарата с одной круговой орбиты на другую посредством двух запусков двигателя называется Гомановской.

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right)$$

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} - 1 \right)$$



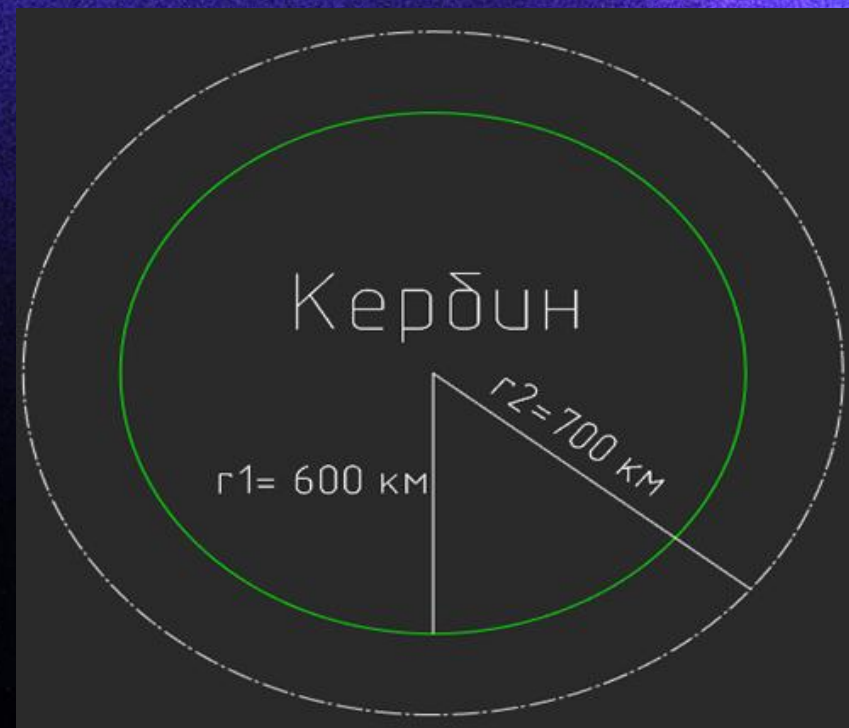
Переход на орбиту Кербина

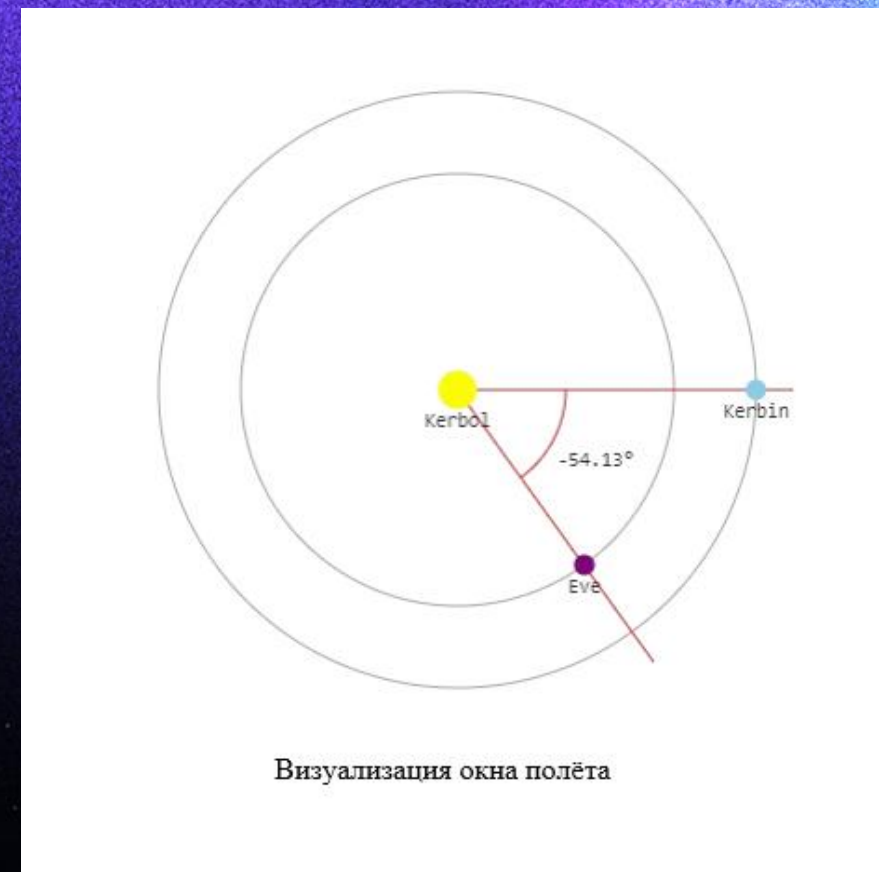
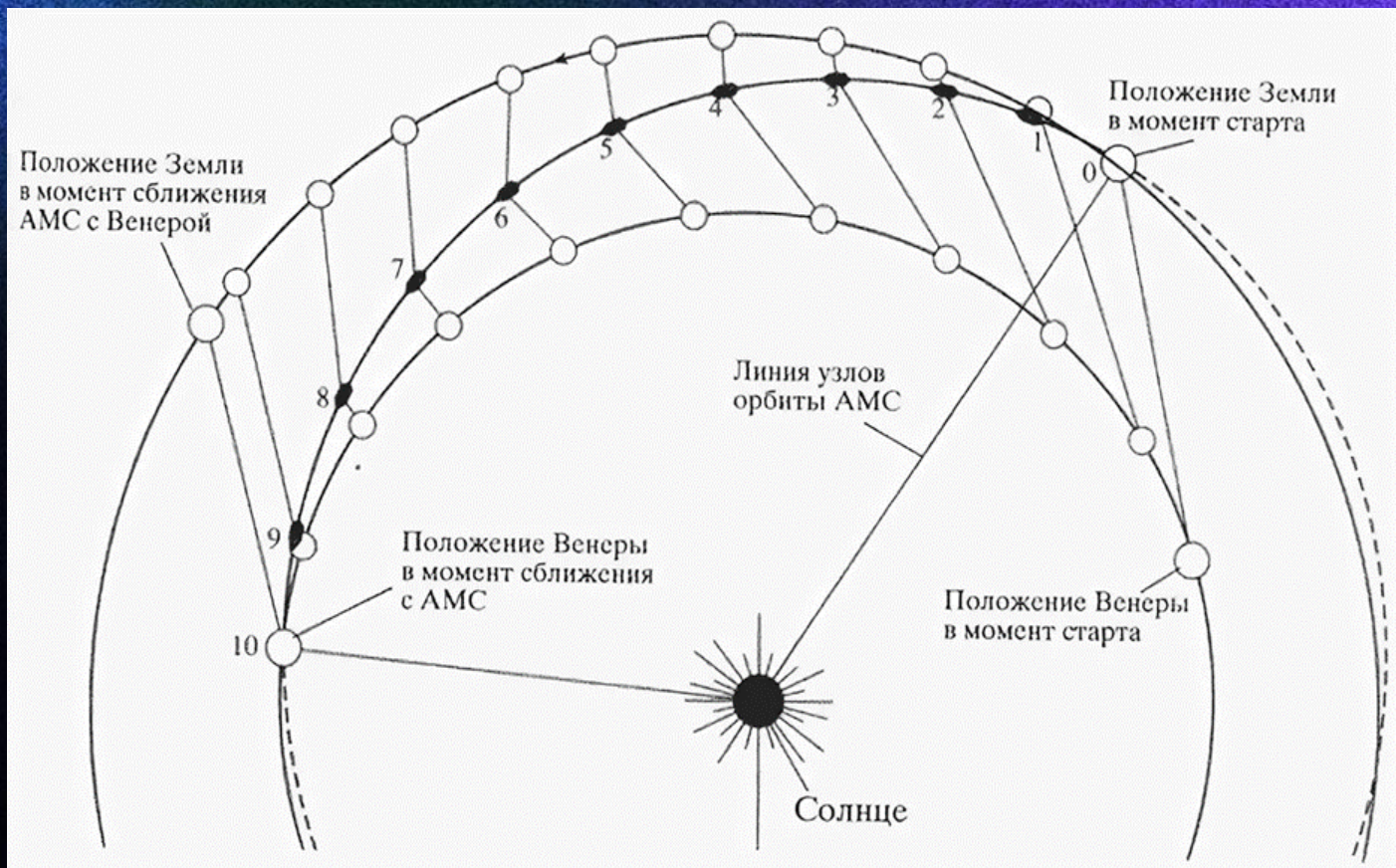
При помощи уравнения vis-viva рассчитаем объём Δv , необходимый для выхода на орбиту 100 км около Кербина.

Имеем $r_1=600\,000$ м, $r_2=700\,000$ м.

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{3,5316 \cdot 10^{12}}{600\,000}} \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 700}{600 + 700}} - 1 \right) \approx 91,6 \text{ м/с}$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{3,5316 \cdot 10^{12}}{700\,000}} \left(1 - \sqrt{\frac{2 \cdot 600}{600 + 700}} \right) \approx 88,1 \text{ м/с}$$

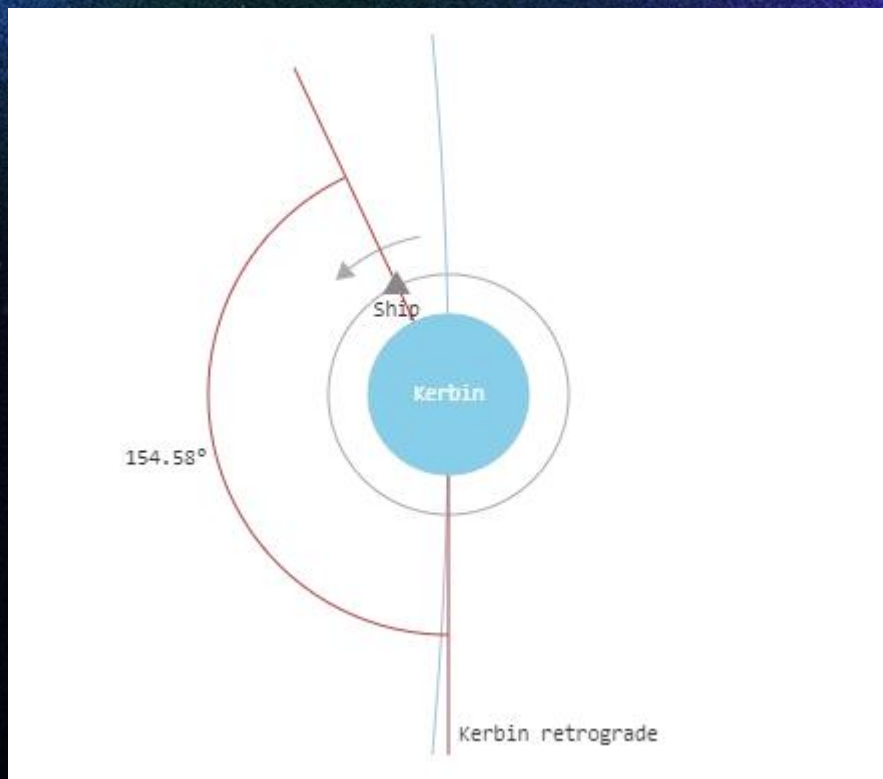




Орбитальный переход

Фазовый угол считается следующим образом

$$\varphi = 180^\circ * \left(1 - \frac{T_n}{T_d}\right)$$



Оптимальный угол для выхода из SOI Кербина

Эксцентриситет орбиты

$$e = \frac{r_{pK} v_{pK}^2}{\mu} - 1$$

Оптимальный угол для выхода из SOI Кербина

$$\theta = 180^\circ - \arccos\left(\frac{1}{e}\right)$$

Расчёт зависимостей

Учитывая специфику нашей миссии и ознакомившись со всеми процессами во время полёта ракеты, можем составить математическую модель и сделать выводы о зависимостях:

$$\begin{cases} \rho(h) = \rho_0 * e^{-h/H} \\ P(h) = P_0 * e^{-h/H} \\ H = (h_2 - h_1) / \ln(P_1/P_2) \end{cases}$$

Идеальный газовый закон утверждает

$$P = \frac{n * R * T}{V}$$

Статическое барометрическое уравнение

$$dP/dh = -\rho * g$$

$$dP/dh = -\rho * g$$

$$dP/dh = -\rho_0 * e^{-h/H} * g$$

$$dP = -\rho_0 * e^{-h/H} * g * dh$$

$$\int dP = \int -\rho_0 * e^{-h/H} * g * dh$$

Используя формулу для $P(h)$, получим два уравнения

Мы можем разделить эти два уравнения и избавиться от P_0 и g :

Переставив формулу, найдем H :

Окончательная математическая модель для нахождения зависимости давления от высоты на Венере будет иметь вид:

$$P(h) = P_0 - \rho_0 * H * g * e^{-h/H}$$

$$P_1 = P_0 - \rho_0 * H * g * e^{-h_1/H}$$

$$P_2 = P_0 - \rho_0 * H * g * e^{-h_2/H}$$

$$\ln(P_1/P_2) = (h_2 - h_1)/H$$

$$H = (h_2 - h_1) / \ln(P_1/P_2)$$

Таким образом, математическая модель для нахождения давления на Венере от высоты при падении можно представить с помощью уравнения идеального газа в следующей форме:

$$P = P_0 * e^{-h/ht}$$

где:

P – давление на высоте h

P_0 – давление на поверхности Венеры,

h – высота над поверхностью Венеры,

ht – характерная высота, связанная с изменением давления (зависит от состава атмосферы).

Зависимость плотности воздуха от высоты:

Формула для зависимости плотности воздуха от высоты h на Венере имеет вид:

$$\rho(h) = \rho_0 * e^{-h/H}$$

где:

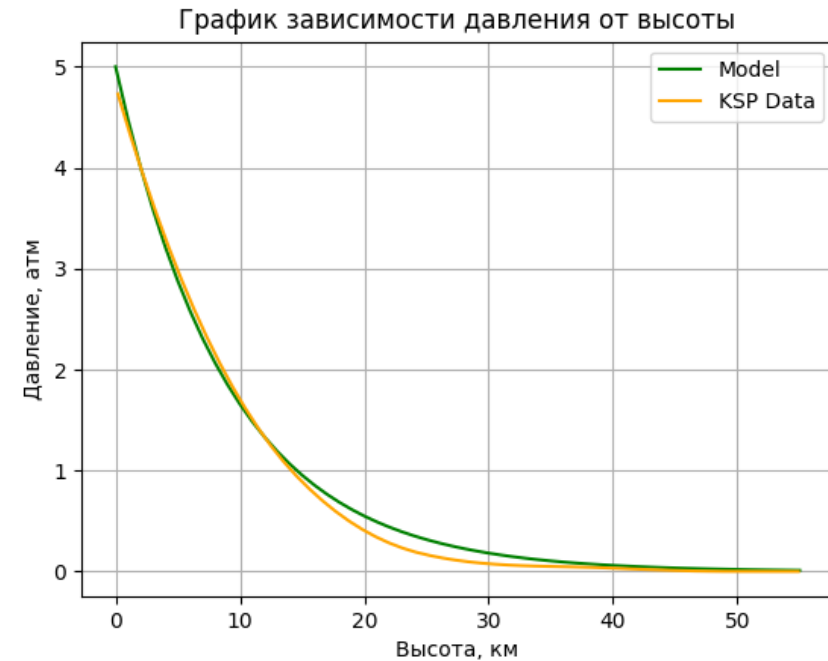
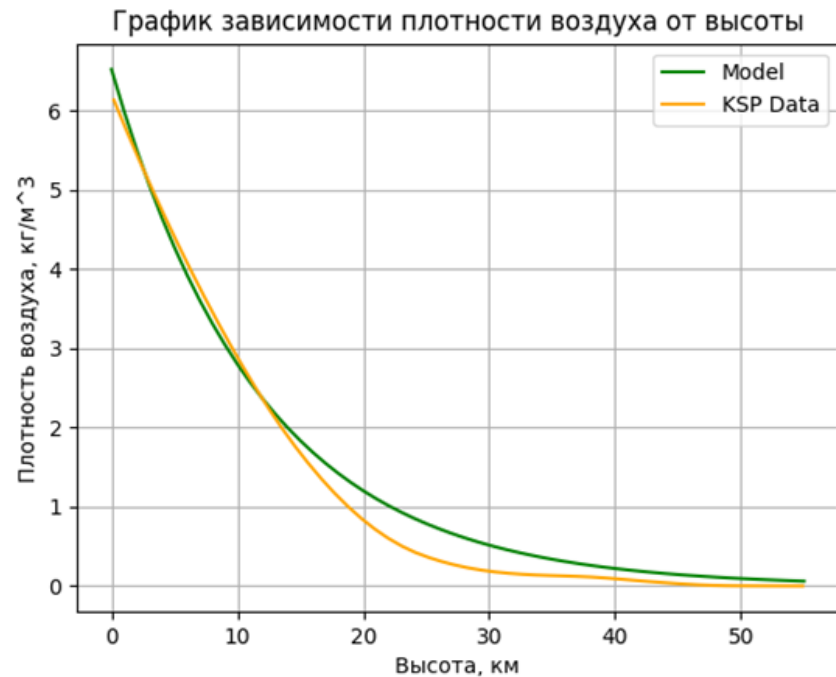
$\rho(h)$ - плотность воздуха на высоте h ,

ρ_0 - плотность воздуха на уровне моря (начальная плотность),

H - масштабная высота атмосферы Венеры.

Программная реализация

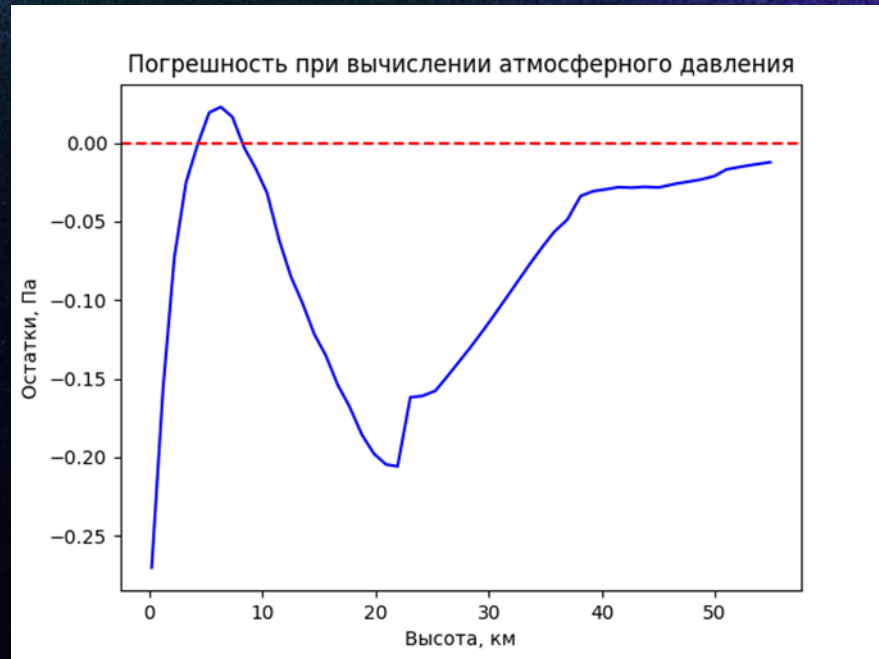
Учитывая специфику нашей миссии, а соответственно и зависимостей, было принято решение о том, чтобы рассматривать их во время этапа падения на Венеру, а именно последние 55 км падения, а за период вычислений брать 1 км.



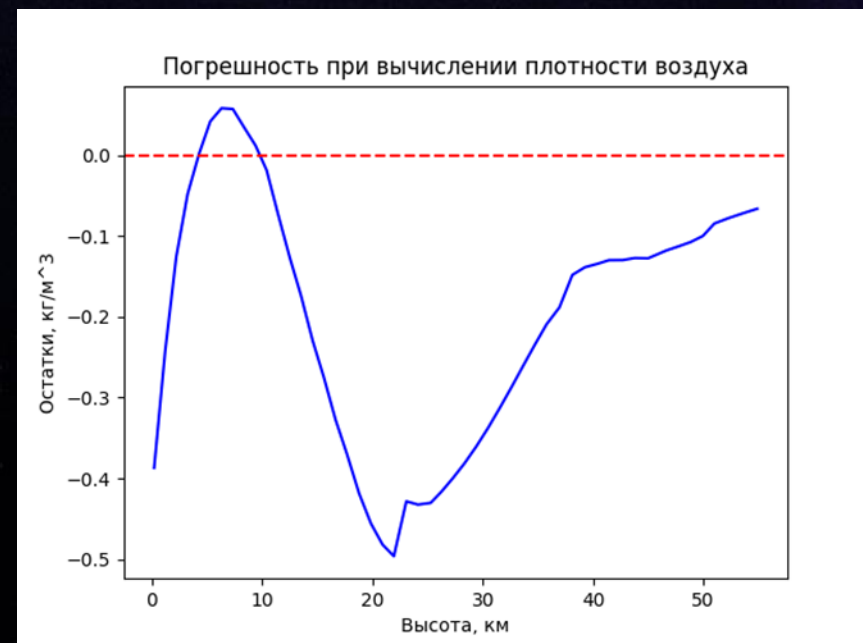
Программа должна рассчитать значения характеристик, фигурирующих в выбранных для изучения зависимостях.

Оценка погрешности

Погрешность измерений была оценена с помощью анализа остатков, то есть разницы между фактическими и предсказанными значениями. Чем меньше разброс остатков, тем меньше погрешность измерений



Для этого была написана программа, вычисляющая эти остатки и строящая графики их зависимости от высоты.



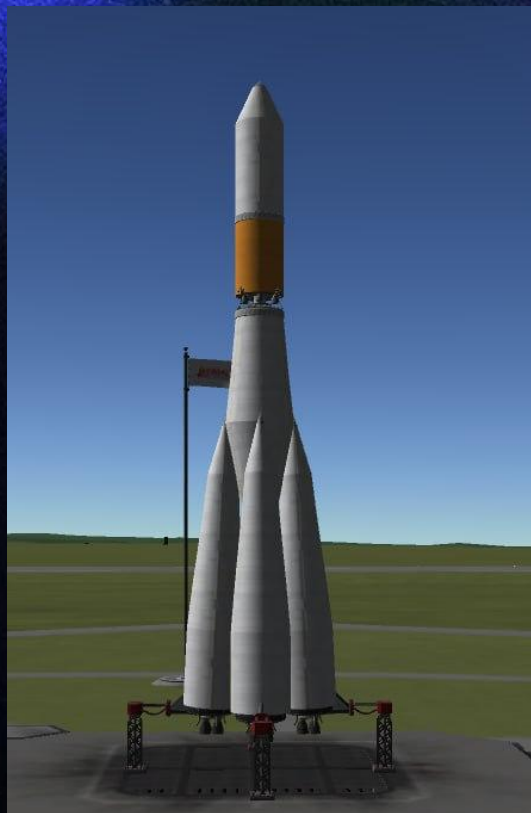
Моделирование полёта

Начало
полёта

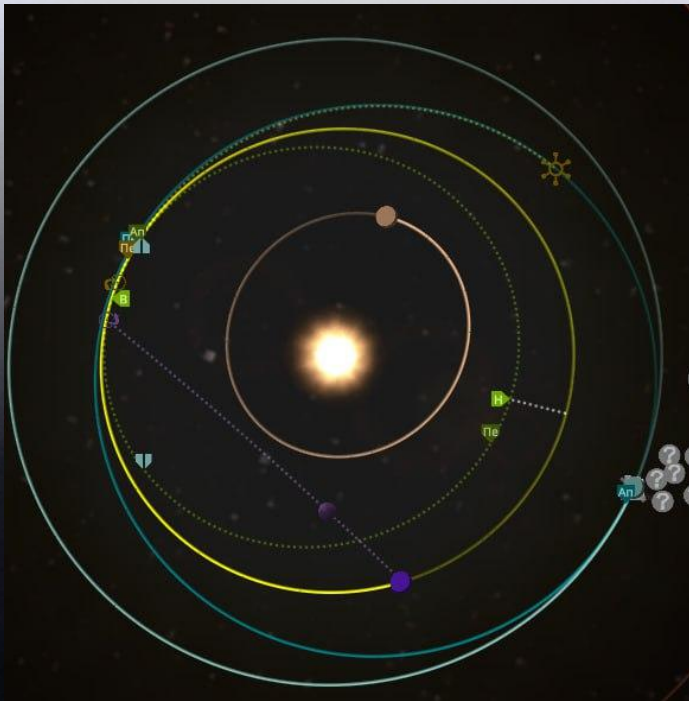
Отделение
разгонных блоков

Межпланетный
переход

Ракета носитель
Молния-М



Гомановский переход



Переход к венере



Гомановский переход



Заключение

В рамках проекта мы успешно доставили в атмосферу планеты Ева (симулятор KSP) спускаемый аппарат, аналогичный «Венере-7». Используя разработанные физическую и математическую модели, и мод kRPC, мы смоделировали полет и, с помощью библиотек Python (matplotlib, math), построили графики зависимости давления и плотности атмосферы от высоты, а также оценили погрешности модели. Сравнение результатов моделирования с данными KSP позволило оценить точность модели. Все этапы работы задокументированы и представлены в презентации и видеоролике.



Спасибо
за внимание!