



Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Институт № 8 “Компьютерные науки и прикладная математика”

Кафедра 806 “Информатика и компьютерные науки”

Зачётная работа по курсу ВАРКТ
на тему «Венера-7»

Проект подготовили: Стальной И. Е, Сысуев П. С,

Горбачев Ф. М, Добров А. А

(Команда «Ракетка» / Группа М8О-112БВ-24)

Руководители: Тимохин Максим Юрьевич, Кондратцев Вадим Леонидович

Оценка: _____

Дата: 11.11.2024

Подпись преподавателя: _____

Москва, 2024

Содержание

Введение

Описание миссии

Физико-математическая модель

Программная реализация

Графики зависимостей

О работе каждого участника

Заключение

Источники

Приложения

Введение

Описание команды:

Стальной Иван Евгеньевич – тимлид, конструктор KSP, оформление;

Сысуев Павел Сергеевич - физик, составлял математическую/физическую модель, оформление;

Горбачев Фёдор Матвеевич — математик, составлял математическую/физическую модель;

Добров Артем Александрович - Программирование на Python, оформление.

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.

Описание миссии

Миссия состоит в том, чтобы смоделировать полёт и доставить спускаемый аппарат на Венеру аналогично миссии «Венера - 7».

Реальная миссия:

Целью запуска автоматической станции «Венера-7» была доставка спускаемого аппарата на поверхность планеты Венеры. Это была первая посадка работоспособного космического аппарата на другой планете.

Дата старта: 17 августа 1970 года 8 часов 38 минут 21,745 секунд московского времени с космодрома Байконур.

2 октября и 17 ноября были проведены две успешные коррекции орбиты станции. Эти коррекции проводились с ориентацией по Солнцу. Две попытки коррекции (27 и 30 сентября) с ориентацией на звезду Сириус, были неудачными.

15 декабря 1970 года, через 120 суток после старта, станция «Венера-7» достигла окрестностей планеты Венера. Во время аэродинамического торможения скорость аппарата относительно планеты уменьшилась с 11,5 км/с до 200 м/с. При этом максимальные перегрузки достигали 350 g.

Тормозной парашют спускаемого аппарата был введен в действие на высоте 55 км над поверхностью планеты. Внешнее давление на этой высоте составляло 0,7 атмосфер. 15 декабря 1970 года в 8 часов 34 минуты 10 секунд спускаемый аппарат станции «Венера-7» впервые в истории совершил посадку на поверхность Венеры в 2000 км от утреннего терминатора на ночной стороне, в точке с координатами 5° ю. ш. 351° в. д.

Информация со спускаемого аппарата поступала в течение 53 минут, в том числе — 20 минут с поверхности. Во время спуска были проведены замеры температуры атмосферы, которые менялись от 25 до 475 °C на поверхности планеты.

При входе СА в атмосферу произошёл отказ телеметрического коммутатора, в результате чего на Землю передавалась только температура окружающей среды в течение всего спуска в атмосфере и нахождения аппарата на поверхности.

Одновременно проводились радиоизмерения доплеровского изменения сигнала, принимаемого на Земле от спускаемого аппарата. Именно эти измерения позволили вычислить пройденный путь, «привязать» значения температуры к определенной высоте и зафиксировать момент касания поверхности Венеры. Они же позволили зафиксировать скачок по скорости снижения в середине спуска с 14 до 26 м/с, а затем и скорость в момент касания поверхности (16 м/с), превышающую расчетную. Вероятной причиной этого могло быть самопроизвольное срабатывание пирочки, вызванное статическим электричеством, и отстрел парашютных стренг.

Постоянные измерения соотношения сигнал/шум, принимаемого на Земле сигнала, позволили зафиксировать уменьшение в момент посадки уровня сигнала почти в 30 раз. Это могло означать влияние ветра на спускаемый аппарат во время посадки, или же его опрокидывание.

Основная задача полёта, мягкая посадка на поверхность Венеры, была выполнена. Однако не все запланированные измерения были проведены.

По результатам измерений, проведённых на спускаемом аппарате станции «Венера-7», были рассчитаны значения давления и температуры на поверхности планеты Венера, они составили 90 ± 15 атмосфер и 475 ± 20 °C.

Космический аппарат:

Состав научной аппаратуры орбитального аппарата:

1. прибор КС-18-3М для изучения потоков космических частиц;
2. прибор ЛА-2У для определения распределения кислорода и водорода в атмосфере планеты.

Состав научной аппаратуры спускаемого аппарата:

1. датчики давления типа МДД-А для измерения давления атмосферы в диапазоне от 100 до 30000 мм рт. ст. (0,13-40 атм);
2. газоанализаторы Г-8 для определения химического состава атмосферы;
3. ФО-69 для измерения освещенности в атмосфере;
4. ВИП для определения плотности атмосферы по высоте;
5. ИС-164Д для определения температуры атмосферы по высоте.

Характеристики ракеты:

Параметр	Характеристика
Назначение	Планетные исследования
Статус	Выведен из эксплуатации
Объект исследований	Венера
Дата запуска	5 января 1969
Космодром	Байконур

Средства выведения	“Молния-М” с разгонным блоком “ВЛ”
Масса аппарата	1130 кг; масса спускаемого аппарата: 410 кг
Рабочая орбита	Траектория перелета к Венере
Срок активного существования	131 сутки

Таблица 1. Параметры АМС «Венера-5» [источник 1]

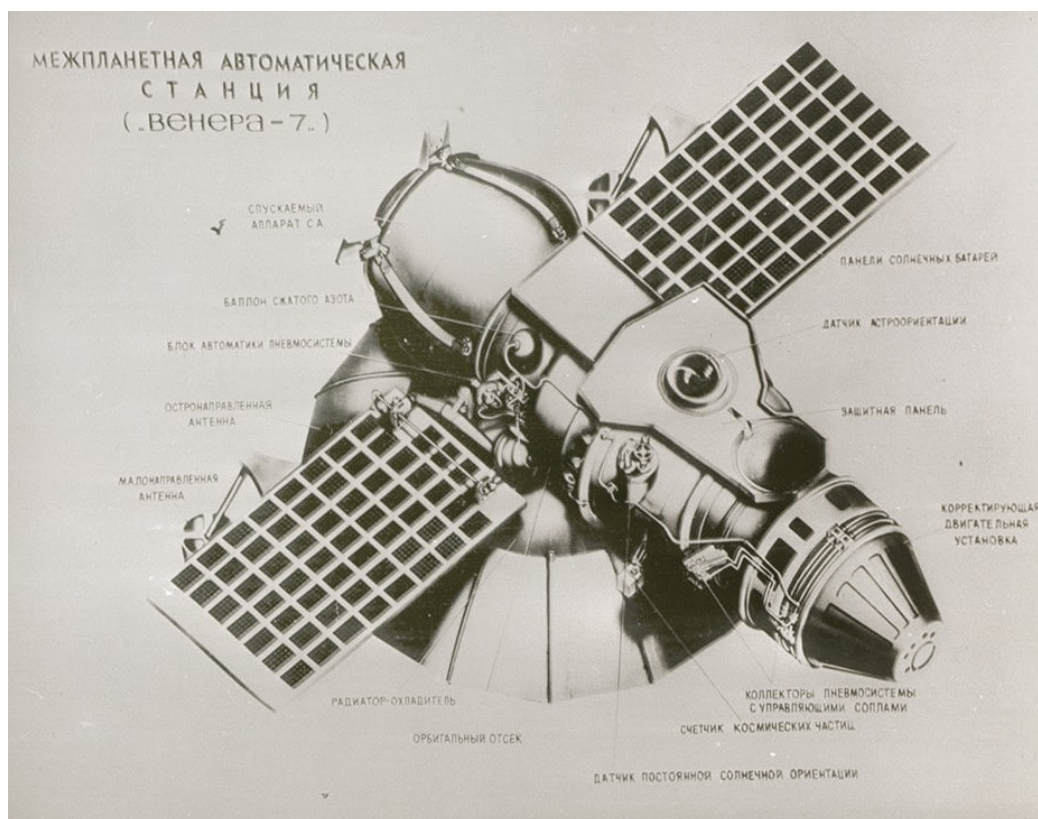
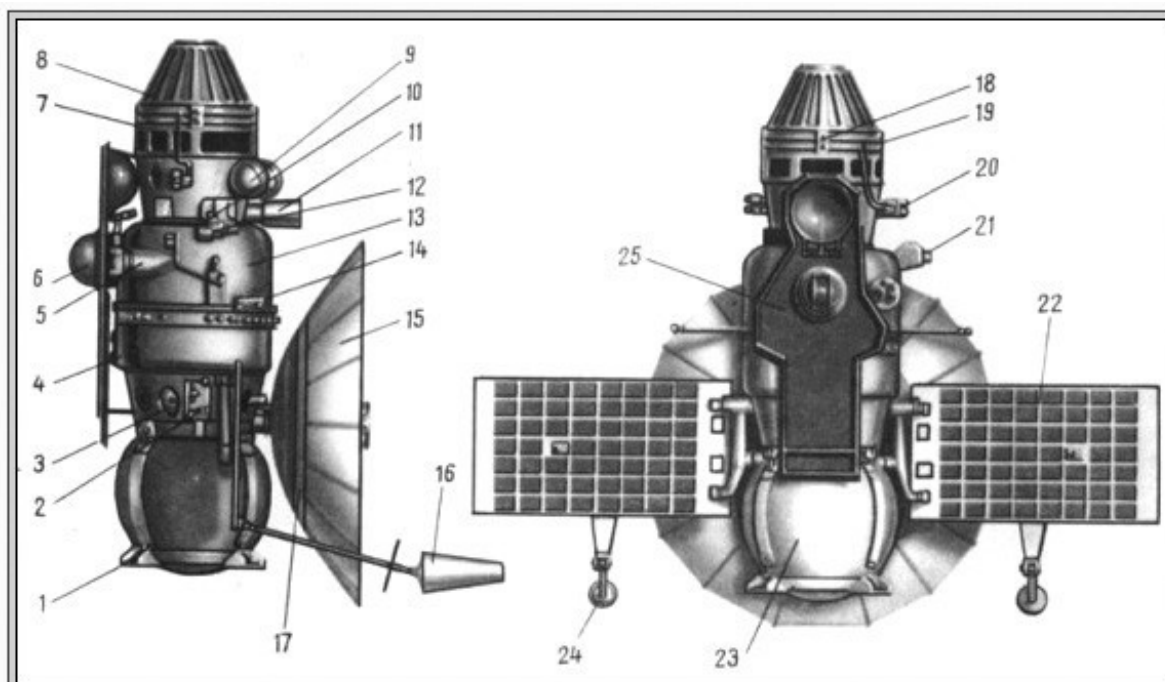


Рисунок 1. АМС типа В-69 («Венера-7») [источник 2]



- 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 — остроуправляемая 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

Компоновка автоматической межпланетной станции «Венера-5»

к 3]

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

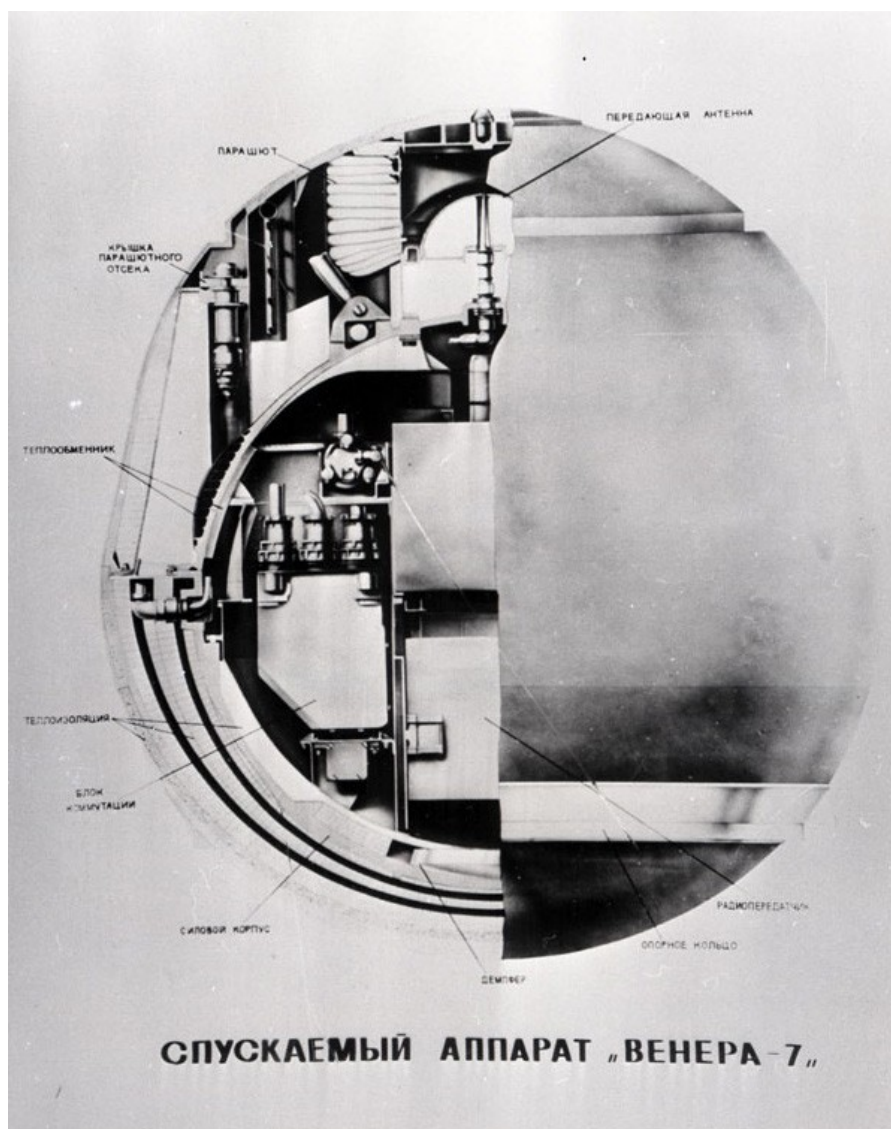


Рисунок 3. Схема спускаемого аппарата автоматической межпланетной станции (АМС) "Венера-7" [источник 2]

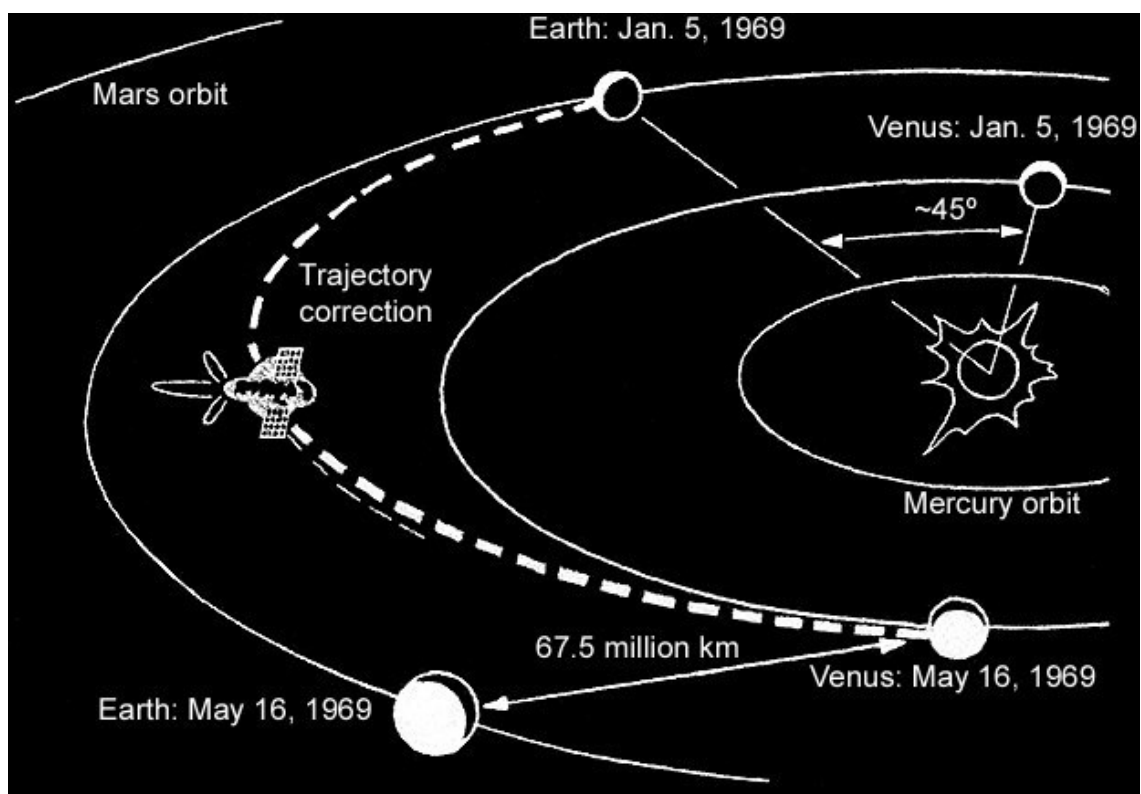


Рисунок 4. Траектория полёта [источник 2]

Физико-математическая модель

Будем создавать мат. 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.

Орбита, по которой Кербин вращается вокруг Кербола, является окружностью, однако орбита, по которой вращается Ева, является эллипсом и имеет наклонение 2.1° градусов. Будем считать орбиту Евы окружностью и примем длину большой полуоси её эллиптической орбиты за радиус, а наклонением пренебрежём, поскольку оно не является значительным.

1. “Ресурс полёта” и условие взлёта

Ресурсом для полёта ракеты будем считать, в первую очередь, Δv - характеристическую скорость орбитального манёвра - в астродинамике и ракетодинамике изменение скорости космического аппарата, которое необходимо для выполнения орбитального манёвра.

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

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

[источник 10]

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.

Однако, поскольку в KSP не указана скорость v_e , выразим её следующим образом из формулы удельного импульса тяги:

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} \Rightarrow v_e = I_{sp} g_0$$

[источник 10]

где $g_0 \approx 9,81 \text{ м/с}^2$ - постоянная.

Тогда получаем следующую формулу для расчёта ΔV ступени ракеты:

$$\Delta v = I_{sp} g_0 \ln \left(1 + \frac{M_m}{M_p} \right)$$

[источник 11]

Кроме того, для подъёма с поверхности Кербина необходим коэффициент $TWR = \frac{F}{m g_0} > 1$

2. Уравнения для орбитальных переходов Гомана

Поскольку при полёте до поверхности Венеры неоднократно происходит переход космического аппарата с одной орбиты на другую, необходима формула для расчёта Δv , тратящейся на такие переходы. Для этого очень удобен закон инвариантности орбитальной энергии, по-другому называющийся уравнением vis-viva (“живой силы”). Рассмотрим вывод данной формулы.

Запишем уравнение полной механической энергии для тела, находящегося на орбите около некоторой планеты:

$$E = \frac{1}{2} m v^2 - \frac{GMm}{r}$$

[источник 12]

где m - масса тела, v - скорость тела, G - гравитационная постоянная, M - масса планеты, r - радиус от центра планеты до тела.

Одним из свойств орбиты является то, что величина $\varepsilon = \frac{E}{m}$ является постоянной.

Тогда запишем следующую формулу для двух разных точек орбиты (далее 1- перицентр, 2- апоцентр):

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 \Leftrightarrow \frac{v_1^2}{2} - \frac{GM}{r_1} = \frac{v_2^2}{2} - \frac{GM}{r_2}$$

[источник 12]

Для удобства записи введём следующую величину: $\mu = GM$ - гравитационный параметр.

Тогда получаем:

$$\frac{v_1^2}{2} - \frac{v_2^2}{2} = \mu \left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2} \right)$$

[источник 12]

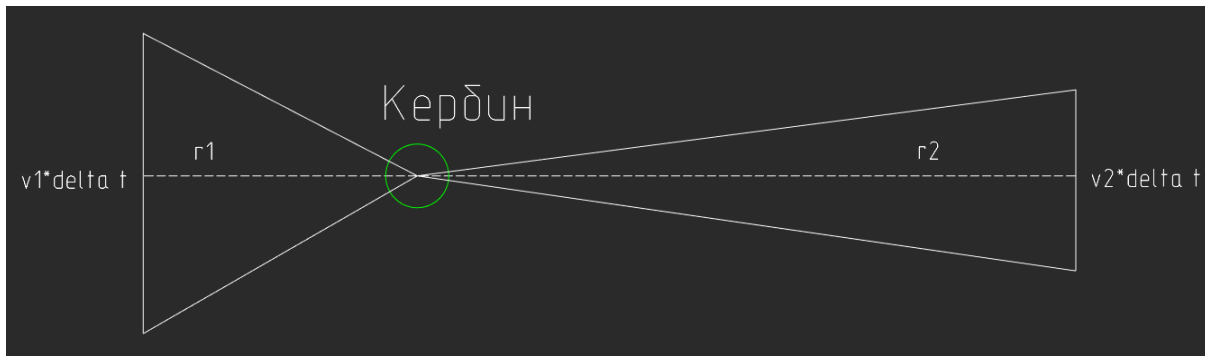


Рисунок 5. Реализация второго закона Кеплера [источник 4]

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

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

[источник 13]

Подставив значение v_2 в предыдущую формулу, получаем:

$$v_1 = \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1 + r_2)}}$$

[источник 13]

- формула скорости, которую тело должно иметь в перигеии r_1 для получения апогея r_2 .

Тогда величина Δv , на которую ракета должна ускориться в перигеии, равна разности v_1 и $v = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}$. Получим следующую формулу:

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

[источник 12]

- величина Δv в перигеии для поднятия апогея круговой орбиты радиуса r_1 до радиуса r_2 .

Аналогично, Δv в апогеии r_2 для “округления” орбиты до r_2 равна разности $v = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}$ и v_2 :

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

[источник 12]

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

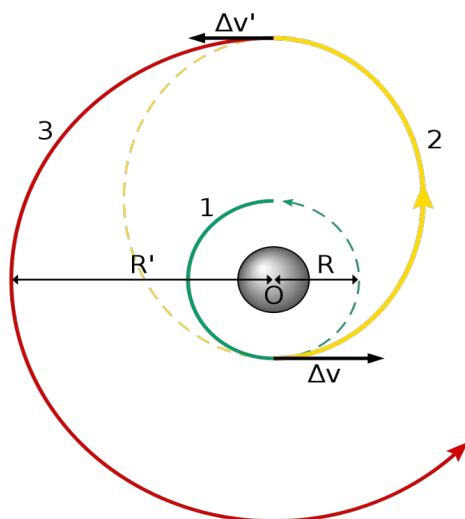


Рисунок 6. Орбита Гомана [источник 9]

3. 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.

Тогда:

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

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

[источник 12]

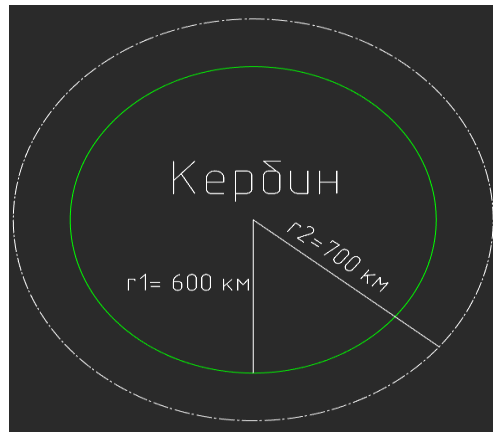


Рисунок 7. Орбита Кербина [источник 4]

Однако, данные величины предполагают, что на поверхности земли тело уже движется со скоростью

$$v_{\text{пов}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} = \sqrt{\frac{3,5316 \cdot 10^{12}}{600\,000}} \approx 2426,1 \text{ м/с}$$

[источник 8]

Тогда

$$\Delta v_o = v_{\text{пов}} + \Delta v_1 + \Delta v_2 = 2605,8$$

[источник 8]

Тем не менее, нужно учитывать ещё два фактора: скорость вращения тела, находящегося на поверхности планеты, и сопротивление атмосферы.

Скорость вращения тела на поверхности равна:

$$v_{\text{вр}} = \frac{2 \pi r_1}{T}$$

[источник 8]

где $T = 21\,549.425$ с - период вращения Кербина вокруг своей оси. Тогда

$$v_{\text{вр}} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 600\,000}{21\,549,425} \approx 174,85 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

[источник 8]

Взлёт ракеты можно описывать с помощью уравнения Мещерского:

$$m \frac{dv}{dt} = - \left(U \frac{dm}{dt} + \frac{\mu m}{r^2} + CS \frac{\rho v^2}{2} \right)$$

[источник 14]

где U - скорость вылетающего топлива относительно космического аппарата, ρ - плотность атмосферы (кг/м^3), C - безразмерный коэффициент сопротивления формы, S - площадь поперечного сечения (м^2), r - расстояние от центра планеты, μ - гравитационный параметр планеты.

Для точного расчёта Δv_a , потерянного из-за влияния атмосферы, нужно знать путь взлёта космического аппарата, но даже при этом Δv_a нельзя найти аналитически, только через проведение вычислений каждую единицу времени или значительное число допущений. Поэтому будем считать Δv_a , потерянную из-за трения об атмосферу, равной 1000 м/с как опытно полученную величину.

Тогда конечная величина при взлёте с точки, близкой к экватору, на восток

$$\Delta v_n = \Delta v_o + \Delta v_a - v_{\text{вп}} = 3430,95 \frac{\text{М}}{\text{с}}$$

[источник 8]

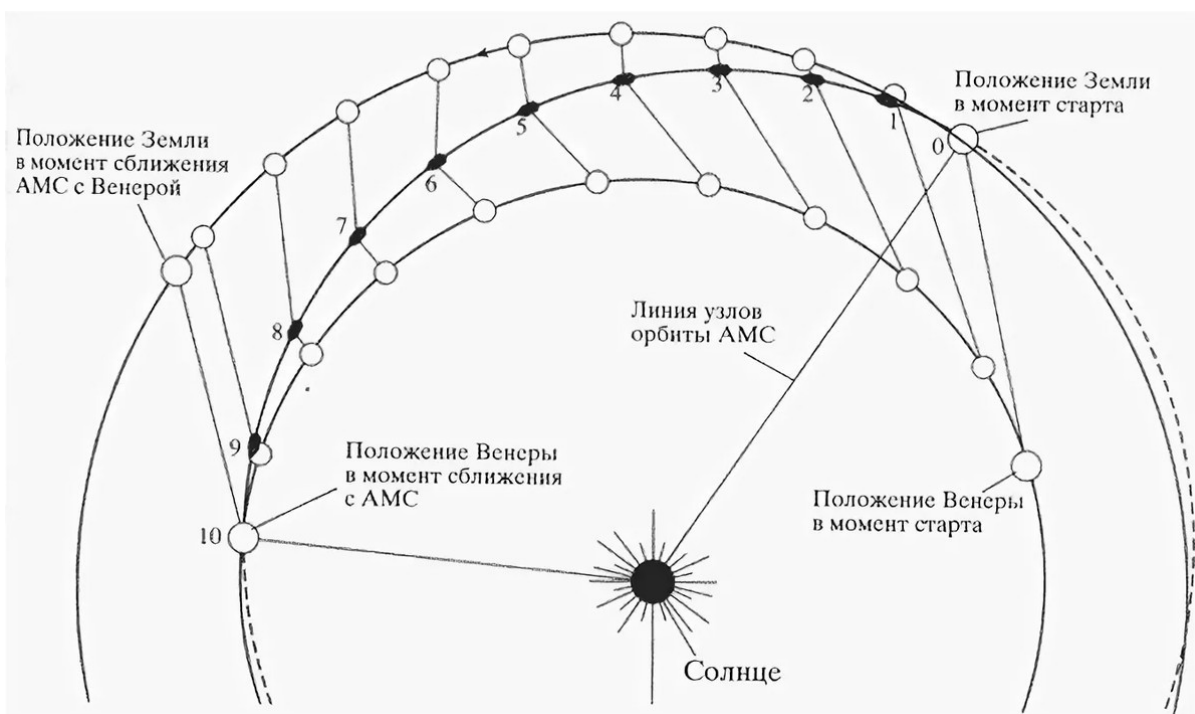


Рисунок 8. Орбитальный переход [источник 5]

4. Расчёт окна полёта

Теперь, когда была рассчитана Δv для выхода на орбиту, просчитаем окно полёта (фазовый угол между Кербином и Евой относительно Керболо).

Орбита Гоманского перехода от Кербина к Еве будет иметь апоцентр $r_1 = 1,36 \cdot 10^{10}$ м, перигей $r_2 = 0,9832 \cdot 10^{10}$. Тогда большая полуось орбиты будет равна:

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2}$$

[источник 15]

Время, за которое космический аппарат пролетит от Керболо до Евы, будет равно половине периода его движения по Гомановской орбите:

$$T_n = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

[источник 8]

где μ - гравитационный параметр Керболо.

Время, за которое Ева пройдёт половину своей орбиты $T_d = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$. Тогда фазовый угол считается следующим образом:

$$\varphi = 180^\circ \cdot \left(1 - \frac{T_n}{T_d}\right) \Leftrightarrow \varphi = 180^\circ \cdot \left(1 - \frac{r_1 + r_2}{2 r_2}\right) = 180^\circ \cdot \left(1 - \frac{1,36 + 0,9832}{2 \cdot 0,9832}\right) \approx -54.13^\circ$$

[источники 12, 17]

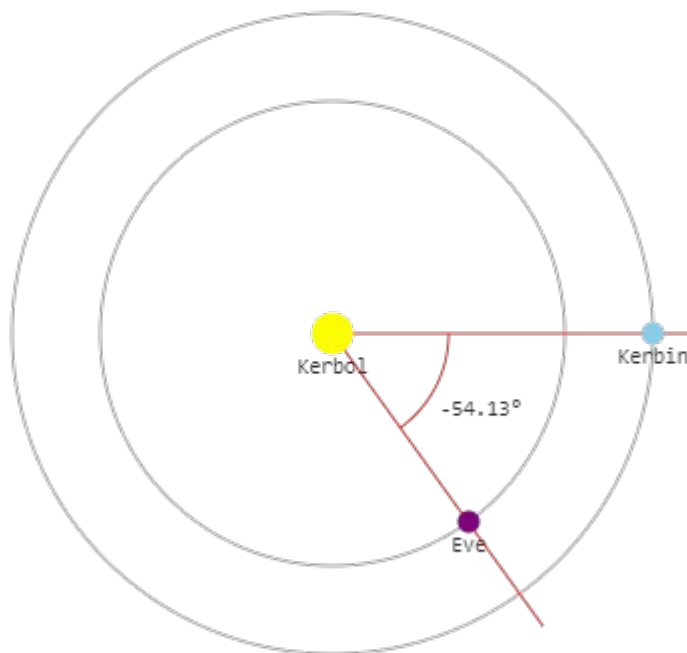


Рисунок 9. Визуализация окна полёта [источник-6]

5. Вспомогательные величины для расчёта перехода от Кербина к Еве

Теперь, рассчитаем Δv для орбитального перехода от Кербина к Еве. Возьмём $r_1 = 1,36 \cdot 10^{10}$ м, $r_2 = 0,9832 \cdot 10^{10}$ м. Тогда величины

$$v_{Sk} = \sqrt{\frac{1,172333 \cdot 10^{18}}{1,36 \cdot 10^{10}}} \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 0,9832}{0,9832 + 1,36}} - 1 \right) \approx 779,2 \text{ м/с}$$

$$v_{Se} = \sqrt{\frac{1,172333 \cdot 10^{18}}{0,9832 \cdot 10^{10}}} \left(1 - \sqrt{\frac{2 \cdot 1,36}{0,9832 + 1,36}} \right) \approx 845,2 \text{ м/с}$$

[источник 12]

v_{Sk} - скорость, с которой космический аппарат должен выйти из сферы влияния (SOI) Кербина, v_{Se} - скорость, с которой космический аппарат войдёт в сферу влияния Евы. В данном случае в уравнение vis-viva был подставлен гравитационный параметр Керболла.

6. Оптимальный угол для выхода из SOI Кербина

Однако, для того, чтобы правильно провести переход, недостаточно просто набрать достаточную скорость. Необходимо приобрести Δv в специфической точке орбиты, чтобы при выходе из SOI Кербина направление движения ракеты было противоположно направлению движения планеты по орбите. Рассчитаем этот угол, используя следующий набор формул:

$$e = \frac{r_{pK} v_{pK}^2}{\mu} - 1 \quad ||| \quad \Theta = 180^\circ - \arccos\left(\frac{1}{e}\right)$$

[источники 12, 13]

где e - эксцентриситет орбиты, v_p - скорость, которую должен иметь космический аппарат, находящийся на расстоянии r_{pK} от центра планеты, для вылета из её SOI. Найдём v_{pK} из формулы

$$\frac{v_{pK}^2}{2} - \frac{v_{Sk}^2}{2} = \mu \left(\frac{1}{r_{pK}} - \frac{1}{r_{Sk}} \right) \Leftrightarrow v_{pK} = \sqrt{2\mu \left(\frac{1}{r_{pK}} - \frac{1}{r_{Sk}} \right) + v_{Sk}^2}$$

[источник 12]

где v_{Sk} - скорость выхода из SOI Кербина, рассчитанная в предыдущем пункте, $r_{Sk} = 8,416 \cdot 10^7$ м - радиус SOI Кербина.

$$v_{pK} = \sqrt{2 * 3,5316 * 10^{12} \left(\frac{1}{7 * 10^5} - \frac{1}{8,416 * 10^7} \right) + 779,2^2} \approx 3257,84 \text{ м/с}$$

$$e = \sqrt{\frac{8,416 * 10^7 * (3257,84)^2}{3,5316 * 10^{12}}} - 1 \approx 1,1072$$

$$\Theta = 180^\circ - \arccos\left(\frac{1}{1,1072}\right) \approx 154,58^\circ$$

[источник 13]

- искомый угол.

Рассчитаем Δv_K для выхода из SOI Кербина:

$$\Delta v_K = v_{pK} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{pK}}} = 3257,84 - \sqrt{\frac{3,5316 \cdot 10^{12}}{700\,000}} \approx 1011,7 \text{ м/с}$$

[источник 8]

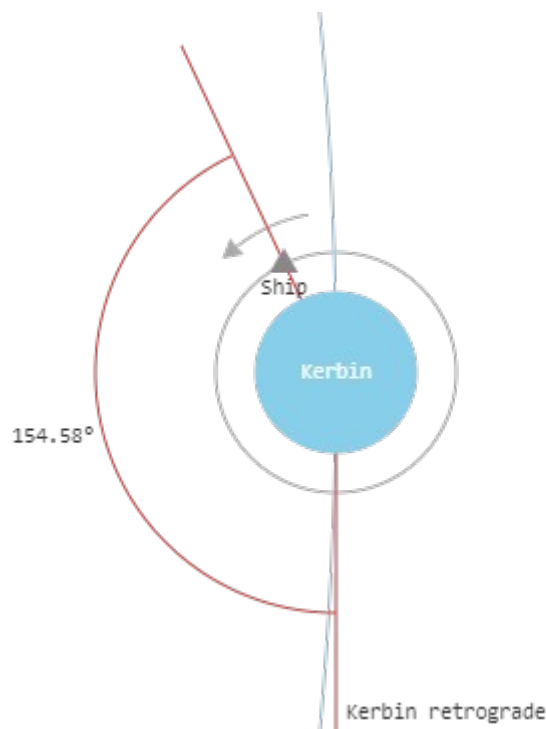


Рисунок 10. Оптимальный угол для выхода из SOI Кербина [источник 6]

7.1. Переход на орбиту Евы (идеальный вариант)

После выхода из SOI Кербина космический аппарат будет двигаться по эллиптической орбите с фокусом в Керболе, эксцентриситет которой равен

$$e = \frac{r_2 - r_1}{r_2 + r_1} = \frac{1,36 - 0,9832}{1,36 + 0,9832} \approx 0,1608$$

[источники 13, 17]

где r_1 - радиус орбиты Евы, r_2 - радиус орбиты Кербина.

Для описания движения космического аппарата по эллиптической орбите воспользуемся таким понятием как “истинная аномалия” - это угол между радиус-вектором космического аппарата и направлением на перицентр его орбиты.

Из-за принципа совершаемого орбитального перехода вход в SOI Евы произойдёт в точке, в которой истинная аномалия ν будет близка к 0° . Проведём расчёты, исходя из этого.

Длина радиус-вектора космического аппарата в любой точке орбиты равна:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{(1 + e \cos \nu)}$$

[источник 17]

где a - Большая полуось орбиты.

Тогда для $\nu = 0^\circ$

$$r = \frac{\frac{1,36 + 0,9832}{2} * 10^{10} (1 - 0,1608^2)}{(1 + 0,1608 * \cos 0)} \approx 0,9832 * 10^{10} \text{ м}$$

[источник 8, 17]

то есть длина радиус-вектора будет равна радиусу орбиты Евы.

Далее для $\nu = 0^\circ$ угол направления движения, который равен 90° - (угол между радиус-вектором и вектором скорости тела), составляет:

$$\phi = \arctg\left(\frac{e \sin \nu}{1 + e \cos \nu}\right) = \arctg\left(\frac{0,1608 * \sin 0^\circ}{1 + 0,1608 * \cos 0^\circ}\right) = 0$$

[источник 17]

При этом скорость относительно Керболо в этой точке орбиты

$$v_{кр} = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)} = \sqrt{1,172333 * 10^{18} \left(\frac{2}{0,9832 * 10^{10}} - \frac{1}{\frac{1,36 + 0,9832}{2} * 10^{10}}\right)} \approx 11764,79 \text{ м/с}$$

[источник 12]

Ева движется по своей орбите со скоростью

$$v_{gk} = \sqrt{\frac{\mu}{r}} = \sqrt{\frac{1,172333 * 10^{18}}{0,9832 * 10^{10}}} \approx 10919,55 \text{ м/с}$$

[источник 8]

тогда космический аппарат войдёт в SOI Евы с относительной скоростью

$$v_{Se}^{\square} = |v_{кр} - v_{nl}| = 845,24 \frac{M}{c}$$

- данная величина совпадает с вычисленной ранее $v_{se} = 845,2 \frac{M}{c}$ с учётом погрешности из-за округления величин.

7.2. Торможение в SOI Евы (300 км)

Найдём v_{pE} в ближайшей точке траектории от Евы (300км):

$$v_{pE} = \sqrt{2\mu\left(\frac{1}{r_{pE}} - \frac{1}{r_{se}}\right) + v_{se}^2}$$

[источник 12]

где r_{pE} - минимальное расстояние между Евой и космическим аппаратом, v_{se} - скорость, с которой аппарат войдёт в SOI Евы.

$$v_{pE} = \sqrt{2 * 8,172 * 10^{12} \left(\frac{1}{10*10^5} - \frac{1}{8,5109*10^7}\right) + 845,2^2} \approx 3890,76 \text{ м/с}$$

[источник 12]

Тогда Δv_e для остановки на круговой орбите Евы 300 км будет равно:

$$\Delta v_e = v_{pE} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{pE}}} = 3890,76 - \sqrt{\frac{8,172*10^{12}}{10^6}} \approx 1032,09 \text{ м/с}$$

[источники 8]

Далее, для опускания перицентра до уровня поверхности Евы нужна

$$\Delta v_{\tau} = \sqrt{\frac{8,172*10^{12}}{10*10^5}} \left(1 - \sqrt{\frac{2*700}{1000+700}}\right) \approx 264,5 \text{ м/с}$$

[источник 12]

Подведём итоги вычислений:

I. Оптимальный угол между Евой Кербинем для перехода по Гоманской орбите: $\varphi = -54.13^\circ$

II. $\Delta v_n = 3430,95 \frac{M}{c}$ для выхода на орбиту 100 км вокруг Кербина

III. $\Delta v_k = 779,2 \frac{M}{c}$ для выхода из SOI Кербина с нужной скоростью, при этом в точке приобретения Δv_k угол между направлением, противоположным движению планеты, и скоростью ракеты должен составлять: $\Theta = 154,58^\circ$

IV. $\Delta v_e = 1032,09 \frac{M}{c}$ для остановки на круговой орбите Евы 300 км

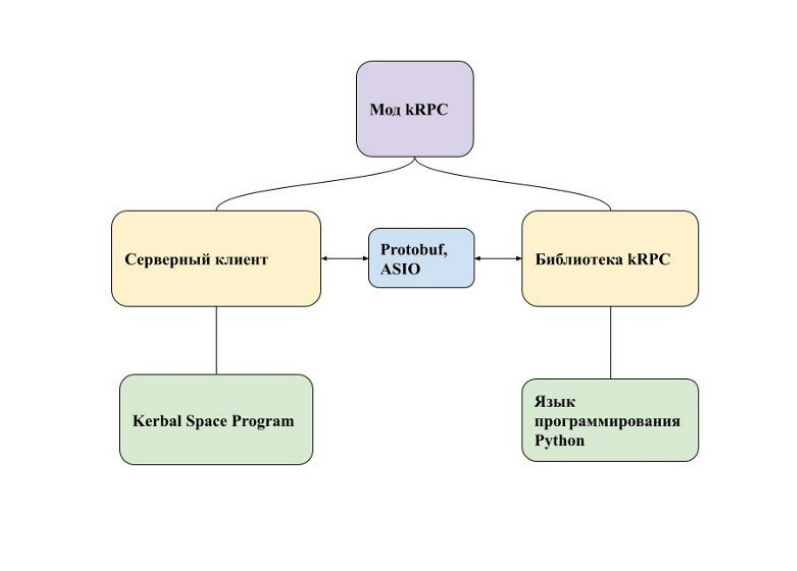
V. $\Delta v_m = 264,5 \frac{M}{c}$ для перехода на посадочную орбиту

Программная реализация

Важной задачей данного проекта является программная реализация сбора данных в симуляторе Kerbal Space Program (кр. KSP).

Существует несколько способов программирования в KSP, но мы использовали мод `kerbal Remote Procedure Call (kRPC)`, потому что он позволяет использовать языки программирования, такие как C++, Python и Java. Мы выбрали Python для реализации из-за его удобства использования. kRPC состоит из двух частей: серверного клиента, который устанавливается в файлы игры, и библиотеки для языка программирования. Во время полета запускается сервер, к которому подключается программа, запущенная в терминале, с помощью протоколов `protobuf` и `ASIO`.

Рисунок 11. Схема использованных технологий, начертано автором.



Были написаны следующие программы:

- `launch.py` - программа для сбора данных о скорости и времени из `ksp` при взлёте с Кербина и выходе на его орбиту (данные записываются в файл)
- `orbital_transition.py` - программа для сбора данных о скорости и времени из `ksp` при движении по гелиоцентрической орбите (данные записываются в файл)
- `eve.py` - программа для сбора данных о скорости и времени из `ksp` при торможении в сфере действия Евы, переходе на посадочную орбиту и посадке (данные записываются в файл)

- `model_graphs.py` - программа для расчёта скорости в каждый момент времени на каждом из трёх участков полёта (данные записываются в 3 отдельных файла)
- `drawer.py` - программа для построения реальных и ожидаемых графиков зависимости скорости от времени на каждом из трёх участков полёта (данные берутся из файлов, созданных предыдущими программами)

Графики зависимостей

(В процессе разработки)

О работе каждого участника

(пока не написано)

Заключение

(не дописано)

Источники

1. Автоматическая межпланетная станция Венера - 7: сайт - URL: [Венера-7 — Википедия](#)
2. Освоение космического пространства СССР 1967 - 1970: сайт - URL: <https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/osvoen-kosm-pr-sssr/1968-1970/07.html>
3. Венера-7: сайт - URL: [«Венера-7»](#)
4. KSP - Let's Do The Math - YouTube: плейлист видео - URL: <https://www.youtube.com/playlist?list=PLB3Ia8aQsDKgAa9pyjeSDic49oi591zqC>
5. Гвидо фон Пирке: сайт - URL: https://epizodyspace.ru/bibl/zemlya_i_vselennaya/2002/1/1-pirke.html
6. interactive illustrated interplanetary guide and calculator for KSP: сайт - URL: <https://ksp.olex.biz/>
7. Rocket & Space Technology: сайт - URL: <http://www.braeunig.us/space/index.htm>
8. Bate, R. R.; Mueller, D.D.; White, J.E. (1971). Fundamentals of Astrodynamics. New York: Dover Publications.
9. 問卦 SpaceX 火箭發射倒數 15 分鐘.有沒有人在看 - Gossiping 板 - Disp BBS: с а й т - URL: <https://disp.cc/b/Gossiping/cnZk>
10. Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. — М.: Наука, 1980. — 512 с.
11. Феодосьев В. И. Основы техники ракетного полета. — Москва: Наука, 1979.
12. Tom Logsdon (1998). Orbital Mechanics: Theory and Applications. John Wiley & Sons.
13. Трефил, Дж. Законы Кеплера: [арх. 28 марта 2016] // Элементы. — Из кн. Трефил Дж. Природа науки. 200 законов мироздания. (Geleos, 2007.) = The Nature of Science. (2003) = James Trefil. Cassel's Laws of Nature: An A–Z of Laws and Principles Governing the Workings of Our Universe. (2002)

14. Мещерский И. В. «Динамика точки переменной массы» // В кн. И. В. Мещерский. Работы по механике тел переменной массы. Изд. 2-е. — М.: ГИТТЛ, 1952.
15. Акопян А. В., Заславский А. А. Геометрические свойства кривых второго порядка, — М.: МЦНМО, 2007.
16. Графики построены с помощью языка Python и библиотеки matplotlib, данные для построения взяты из KSP и рассчитаны с помощью программы, опираясь на мат. модель.

Приложения

(не дописано)