

*МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ  
РОССИЙСКОЙ*

*ФЕДЕРАЦИИ*

*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»*

***Проект по курсу***

***“Введение в авиационную и ракетно-космическую  
технику”***

*1 семестр*

*Группа М8О-109БВ-25  
Карташев М. М.  
Алексеев С. О.  
Шаронов Е. Д.  
Клинов С. Г.*

*Москва, 2025*

*Название проекта: Mars Expedition  
название команды: Cranberry juice*

## **Введение**

Цель миссии: смоделировать полёт с Земли на орбиту Марса для доставки спутника, аналогичный миссии Emirates Mars Mission (спутник Hope), реализовать его, используя игру Kerbal Space Program.

Задачи миссии:

1. Изучить доступную информацию о совершённом полёте.
2. Рассмотреть математические модели, подходящие для реализации поставленной миссии.
3. Рассчитать необходимые величины самостоятельно либо реализовать их вычисление в среде программирования Python; создать программу для реализации полёта в KSP.
4. На основе написанной программы совершить полёт внутри игры и составить его протокол.
5. Составить отчёт по проделанной работе.

Состав команды и роли (все студенты из группы М8О-109БВ-25):

1. Карташев М. М. - занимается созданием математической модели полета, пишет программу реализующую алгоритм полета в KSP.
2. Алексеев С. О. - ЛИДЕР КОМАНДЫ, создаёт космический аппарат, использующийся для реализации полёта в KSP, пишет программу, реализующую алгоритм полёта в KSP и реализует его.
3. Шаронов Е. Д. - занимается стратегией, созданием презентации, консультацией других участников.
4. Клинов С. Г. - занимается изучением истории миссии, отвечает за создание видео-отчёта по проделанной работе.

## Глава 1: Описание миссии

Миссия Emirates Mars Mission (ЕММ) стала важнейшей вехой не только для Объединённых Арабских Эмиратов, но и для всего Ближнего Востока. Это первый проект арабской страны, направленный на исследование другой планеты. Запуск межпланетной станции Норе Probe («Надежда») символизировал стремление ОАЭ войти в число государств, ведущих фундаментальные космические исследования.

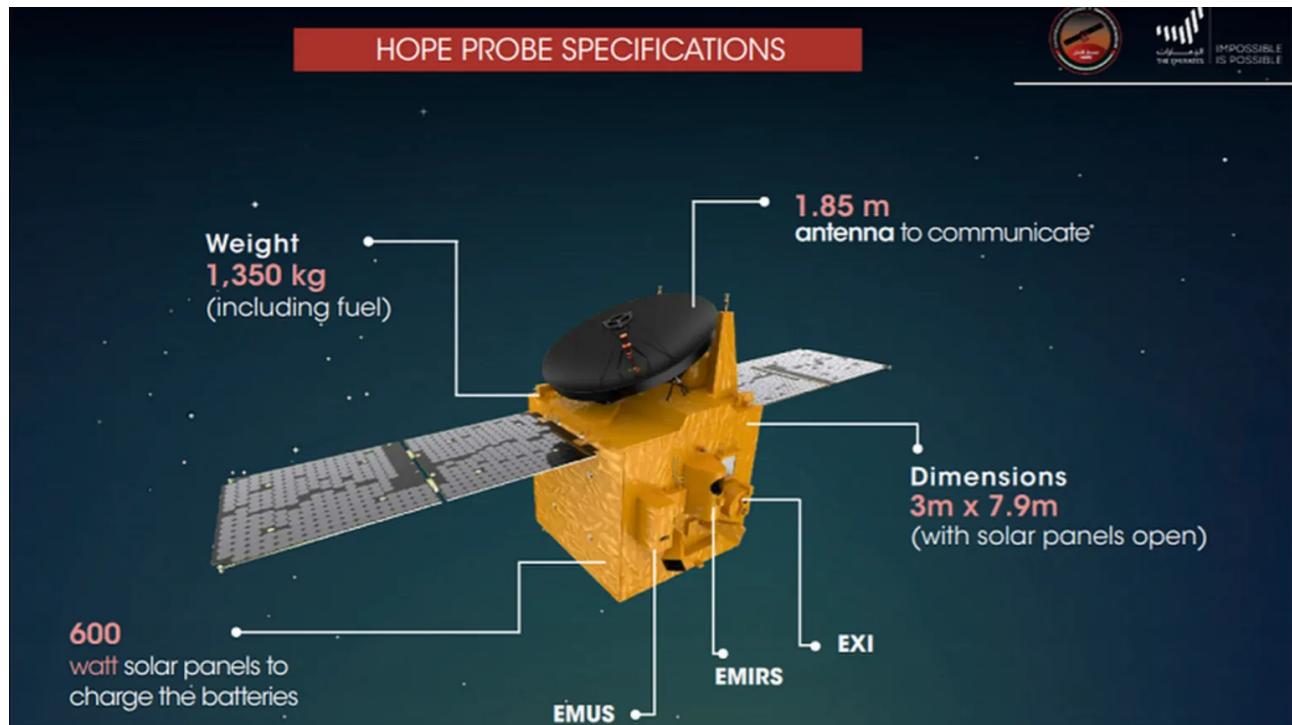
Главная цель миссии — изучение атмосферы Марса в динамике. Ранее существующие орбитальные аппараты позволяли получать лишь фрагментарные данные о составе и процессах в атмосфере Красной планеты, тогда как Норе впервые обеспечил возможность наблюдать за её поведением в глобальном масштабе — на протяжении суток и в разные сезоны. Полученная информация помогает понять, как Марс теряет атмосферу и почему он превратился из тёплой, влажной планеты в холодную и безжизненную пустыню.

Миссия разработана космическим агентством ОАЭ в сотрудничестве с Лабораторией атмосферной и космической физики Университета Колорадо (LASP), а также с научными центрами в Калифорнии и Аризоне. Работы над аппаратом начались в 2014 году, а запуск состоялся 19 июля 2020 года — ровно за 50 лет до основания государства ОАЭ, что придало проекту особое символическое значение.

### Норе Probe

Орбитальный аппарат Норе представляет собой компактную автоматическую станцию массой около 1350 килограммов, из которых почти половину занимает топливо.

По конструкции это шестиугольная платформа из алюминиевых панелей с композитными элементами, способная выдерживать большие перепады температур в марсианском космосе.



Изображение 1.1. Устройство спутника (источник 1.1)

На борту спутника установлены три основных научных прибора:

- 1. EMUS (Emirates Ultraviolet Spectrometer)** — ультрафиолетовый спектрометр, измеряющий концентрацию водорода и кислорода в верхних слоях атмосферы. Эти данные позволяют оценить скорость утечки лёгких газов в космос.
- 2. EMIRS (Emirates Infrared Spectrometer)** — инфракрасный спектрометр, который фиксирует температуру и распределение пыли, льда и водяного пара в нижней атмосфере.

**3. EXI (Emirates eXploration Imager)** — камера высокого разрешения, выполняющая цветную съёмку планеты и наблюдающая за изменениями облаков и пылевых бурь.

Норе снабжён двумя солнечными панелями общей мощностью около 600 Вт, обеспечивающими энергией все системы. Аппарат стабилизируется по трём осям и управляет с помощью реакционных маховиков. Для связи с Землёй используется антенна с высоким коэффициентом усиления, работающая в диапазоне X. Средняя скорость передачи научных данных составляет около 1 Мбит/с.

Станция вращается вокруг Марса по сильно вытянутой эллиптической орбите — от около 20 000 до 43 000 километров — что позволяет охватывать всю планету и наблюдать её атмосферу с разных высот и в разное время суток. Период обращения составляет приблизительно 55 часов.

## **Ракета-носитель и полезная нагрузка**

Для вывода аппарата на траекторию полёта к Марсу была выбрана японская ракета-носитель Н-IIA F42, разработанная компанией Mitsubishi Heavy Industries по заказу космического агентства JAXA. Запуск состоялся с космодрома Танэгасима на юге Японии.

Н-IIA F42 — это двухступенчатая ракета высотой 53 метра и стартовой массой около 289 тонн. Её первая ступень оснащена жидкостным двигателем LE-7A и двумя боковыми твердотопливными ускорителями, обеспечивающими начальное ускорение. Вторая ступень, с двигателем LE-5B, предназначена для выведения полезной нагрузки на межпланетную траекторию.



Изображение 1.2. Ракета-Носитель (источник 1.2)

Hope Probe стал единственным аппаратом на борту ракеты — полный запуск был посвящён именно миссии ОАЭ.

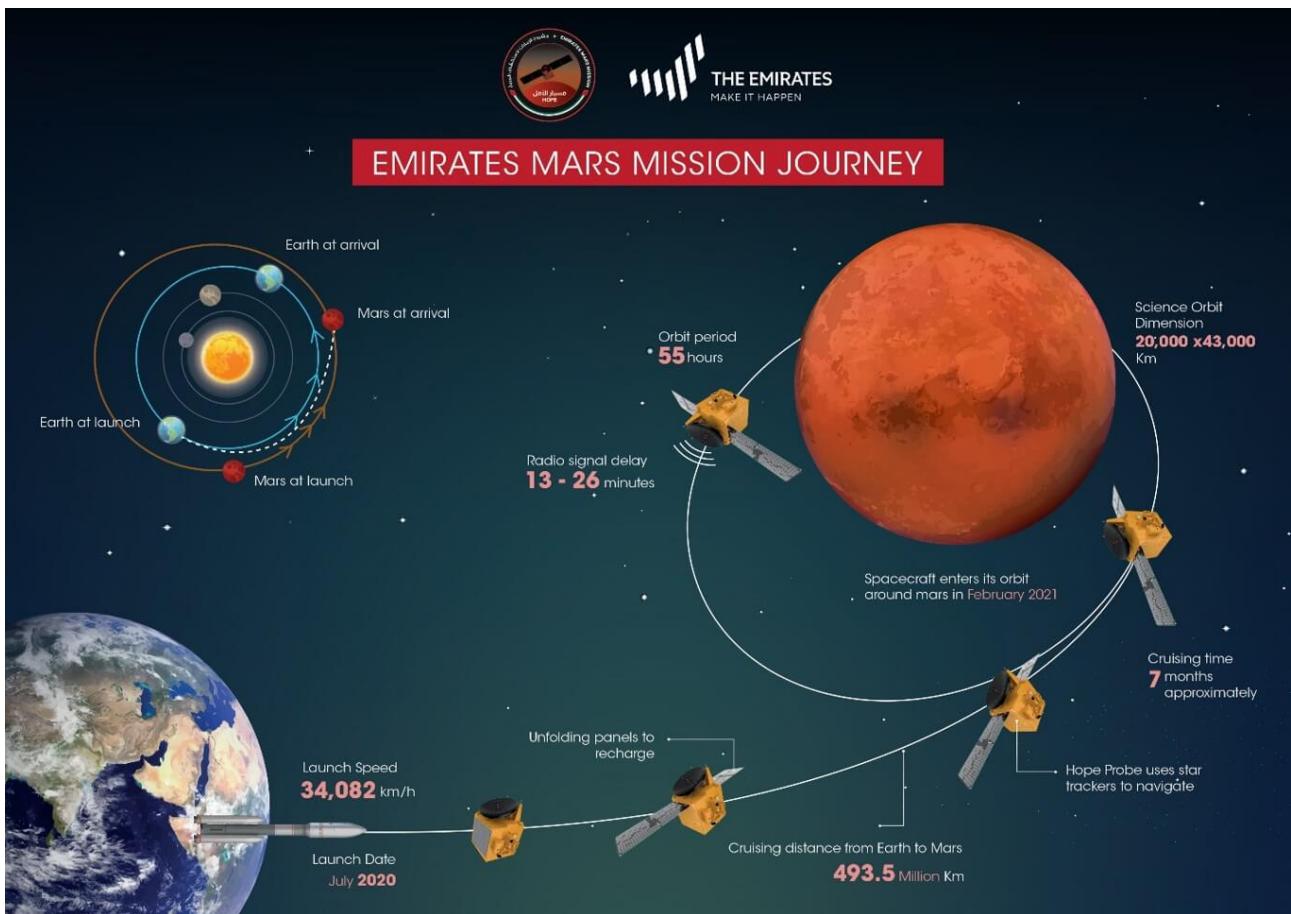
## Процесс полёта

Полёт к Марсу занял примерно семь месяцев. После старта ракета успешно вывела аппарат на промежуточную орбиту, а затем включением двигателя второй ступени направила его на гелиоцентрическую траекторию. Через 57 минут после запуска спутник отделился от ракеты и развернул

солнечные панели, начав самостоятельный полёт.

В течение полёта проводились регулярные коррекции траектории (Trajectory Correction Maneuvers), которые позволяли точно направить аппарат к зоне захвата гравитацией Марса. Все манёвры выполнялись автономно с частичной поддержкой операторов из Центра космических операций Мухаммеда бен Рашида в Дубае.

9 февраля 2021 года, спустя 204 дня после старта, Hope Probe вошёл в марсианскую орбиту. На этом этапе аппарат включил основной двигатель Delta-V Thrusters и провёл



Изображение 1.3. Карта миссии (Источник 1.3)

торможение в течение 27 минут, снизив скорость с 121 000 км/ч до 18 000 км/ч. После подтверждения успешного захвата орбиты Эмираты стали пятой страной в истории, сумевшей вывести свой космический аппарат на орбиту другой планеты.

После этого спутник прошёл фазу проверки систем и начал основную научную программу, рассчитанную на один марсианский год (примерно два земных). Норе передаёт огромные объёмы данных о марсианской атмосфере, позволяя составить полную картину её структуры, сезонных и суточных изменений.

## Итог

Emirates Mars Mission стала не просто техническим успехом, но и мощным культурным символом. Она продемонстрировала, что арабский мир способен самостоятельно создавать сложные научные проекты, сотрудничая на равных с ведущими космическими державами. Hope Probe не призван искать жизнь или бурить грунт — его миссия — **понять дыхание Марса**, увидеть, как он живёт и изменяется каждый день. И в этом смысле миссия полностью оправдала своё имя — «Надежда».

## Глава 2: Математические и Физические модели

Для создания математической мы будем использовать данные, в первую очередь взятые из KSP. Не смотря на схожесть, Солнечной системы и Кербольской системы, характеристики планет достаточно сильно отличаются. Характеристики планет будем брать из KSP wiki источники 2.1-2.3).

Орбита, по которой Кербин вращается вокруг Кербала, является окружностью, однако орбита, по которой вращается Дюна, является эллипсом и имеет наклонение 0,06 градусов. Будем считать орбиту Дюны окружностью и примем длину большой полуоси её эллиптической орбиты за радиус, а наклонением пренебрежём, поскольку оно не является значительным.

### 1. Условие взлета ракеты.

Для начала убедимся, что наша ракета взлетит. Для этого нужно использовать коэффициент TWR (Thrust to Weight Ratio):  $TWR = \frac{F}{mg_o} = \frac{197,897*2 + 1379,032}{89,849*9,8} \approx$

2,015, где  $F$  - тяга всех двигателей работающих на старте полета,  $g_0$  - ускорение свободного падения,  $m$  - полная масса ракеты перед взлетом. Ракета способна оторваться от земли и взлететь, когда  $TWR > 1$ , в нашем случае  $TWR \approx 2,015$ , а  $2,015 > 1 \Rightarrow$  ракета взлетит.

## 2. Аэродинамическое сопротивление и его влияние на подъём ракеты

Полёт ракеты в плотных слоях атмосферы сопровождается значительными аэродинамическими силами. Основная из них — аэродинамическое сопротивление, которое действует в сторону, противоположную движению, и “съедает” часть тяги двигателя. Сила сопротивления рассчитывается по формуле:  $F_d = \frac{1}{2} \rho v^2 C_x S$ , где:  $\rho$  — плотность воздуха (максимальна у поверхности),  $v$  — скорость ракеты,  $C_x$  — коэффициент лобового сопротивления,  $S$  — эффективная площадь поперечного сечения. Для нашей ракеты:  $C_x = 0.2$  (для конической головной части)  $S = \pi \cdot r^2 = 4,9$  — площадь проекции головного обтекателя.

При анализе полёта в атмосфере удобно использовать упрощённую экспоненциальную модель плотности воздуха. В этой модели считается, что плотность воздуха убывает с высотой по закону  $\rho(h) = \rho_0 e^{-h/H}$ , где:  $\rho(h)$  — плотность атмосферы на высоте  $h$ ,  $\rho_0$  — плотность у поверхности ( $h = 0$ ),  $H$  — масштаб высоты (характерная высота, на которой плотность уменьшается в  $e \approx 2,718$  раза),  $h$  — геометрическая высота над поверхностью планеты.

### 3. “Ресурс” полета ракеты

В космической индустрии ресурсом полета называют  $\Delta v$ , разберемся подробнее что это такое и для чего оно нужно.  $\Delta v$  - характеристическая скорость орбитального манёвра или простыми словами - изменение скорости, которое нужно ракете, чтобы выполнить определённый манёвр. Ресурс  $\Delta v$  ракеты можно рассчитать с помощью формулы Циолковского, зная массу ракеты и количество

топлива в ступени:  $\Delta v = v_e \ln\left(\frac{M_0}{M_p}\right) = v_e \ln\left(1 + \frac{M_T}{M_p}\right)$ , где  $v_e$  -

скорость истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя,  $M_0$  - масса ракеты с топливом,  $M_p$  - масса ракеты без топлива,  $M_T$  - масса топлива. Стоит заметить, что в KSP нет четко указанной скорости  $v_e$ , так что выведем ее из

формулы удельного импульса тяги:  $I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} \Rightarrow v_e = I_{sp} * g_0$ ,

где  $g_0$  - ускорение свободного падения. Тогда получаем

новую формулу расчета  $\Delta v$ :  $\Delta v = I_{sp} g_0 \ln\left(1 + \frac{M_T}{M_p}\right)$ .

Верхняя ступень:

Масса ракеты без топлива- $m_p=0,4\text{т}$

Масса топлива- $m_t=0,4\text{т}$

Удельный импульс- $I_1=320$

Тогда для верхней ступени:

$$\Delta v_1 = I_1 g_0 \ln\left(1 + \frac{m_t}{m_p}\right) = 320 * 9,8 * \ln\left(1 + \frac{0,4}{0,4}\right) \approx 2173 \text{ м/с}$$

Вторая ступень:

Масса ракеты без топлива- $m_p=1,56\text{т}$

Масса топлив- $m_t=2\text{т}$

Удельный импульс- $I_2=345$

Тогда для второй ступени:

$$\Delta v_2 = I_2 g_0 \ln\left(1 + \frac{m_t}{m_p}\right) = 345 * 9,8 * \ln\left(1 + \frac{2}{1,56}\right) \approx 2790 \text{м/c}$$

Первая ступень: 82,624-52,4

После отбрасывания ускорителей:

Масса ракеты без топлива- $m_p=30,224\text{т}$

Масса топлив- $m_t=52,4\text{т}$

Средние удельный импульс- $I_3=297,5$

Тогда для первой ступени:

$$\Delta v_3 = I_3 g_0 \ln\left(1 + \frac{m_t}{m_p}\right) = 297,5 * 9,8 * \ln\left(1 + \frac{52,4}{30,224}\right) \approx 2932 \text{м/c}$$

До отбрасывали ускорителей:

Масса ракеты без топлива- $m_p=78,249\text{т}$

Масса топлив- $m_t=11,6\text{т}$

Средние удельный импульс- $I_3=662,5$

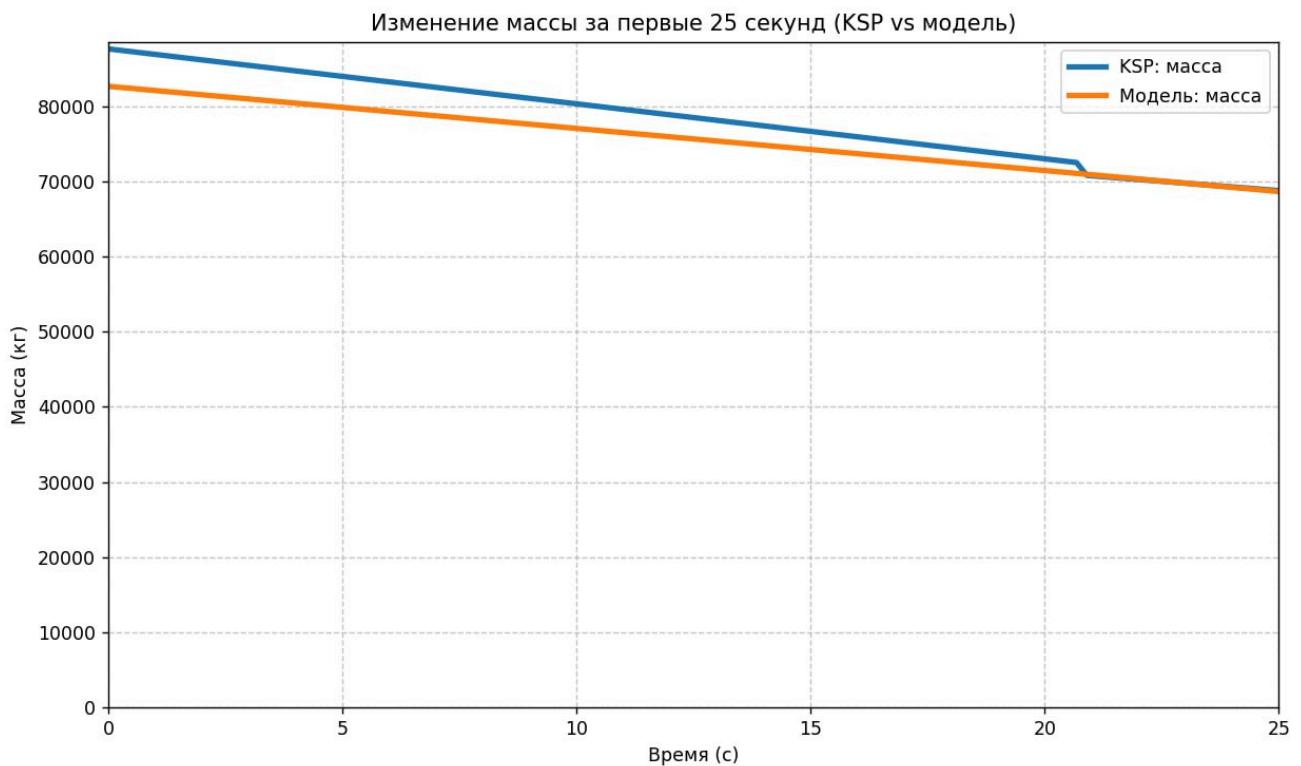
Тогда до момента отбрасывания ускорителей:

$$\Delta v_4 = I_4 g_0 \ln\left(1 + \frac{m_t}{m_p}\right) = 662,5 * 9,8 * \ln\left(1 + \frac{11,6}{78,249}\right) \approx 898 \text{ м/с}$$

Поскольку ускорители и основной жидкотопливный двигатель начинают свою работу одновременно, то масса оставшегося топлива, после отключения ускорителей, была получена экспериментальным путем. Для того чтобы убедиться в ее точности, было использовано уравнение

массы -  $\frac{dm}{dt} = -\frac{T}{I_{sp}g_0}$  - масса ракеты изменяется из-за расхода топлива.

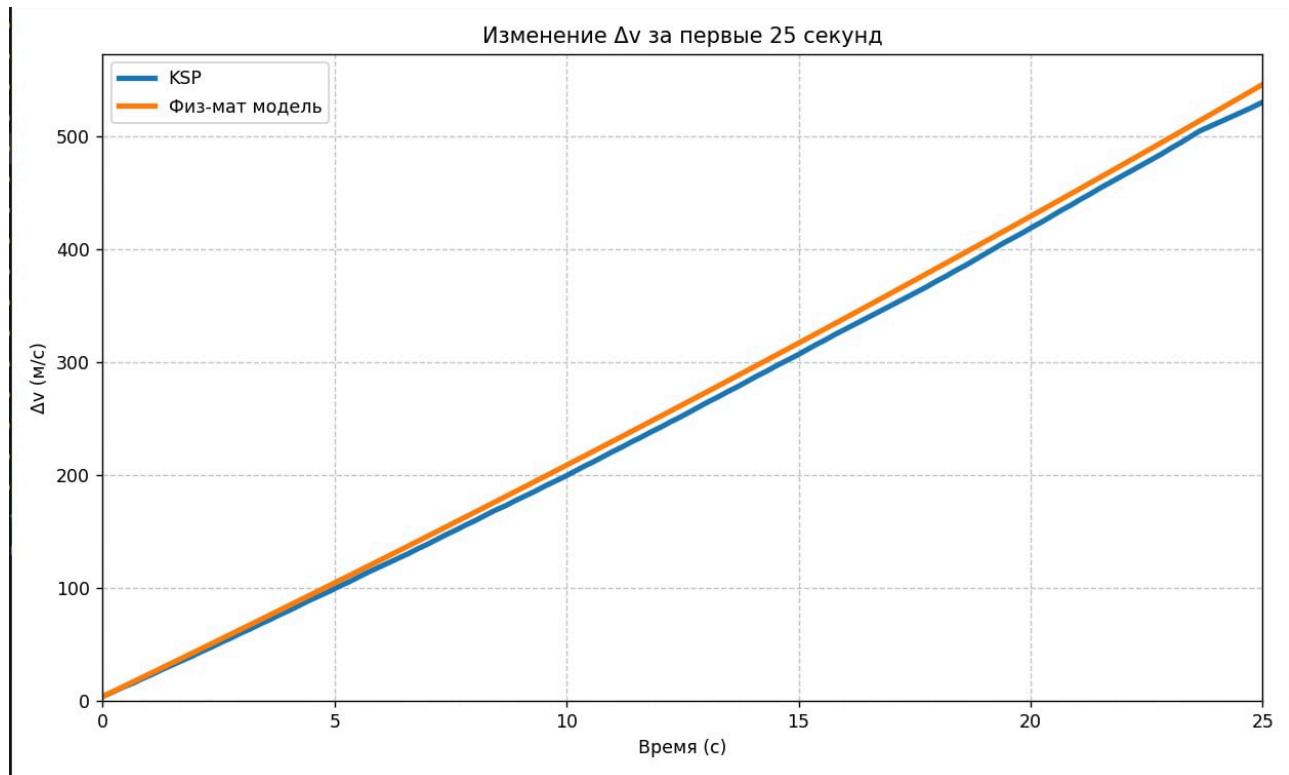
Далее график отражающий изменения топлива:



После того, как мы видим, что график достаточно точен, простираем график изменения  $\Delta v$  за тот же период. Для этого воспользуемся уравнением накопленного  $\Delta v$ , которое считается как интеграл “ускорения от тяги”:

$\Delta v(t) = \int_0^t \frac{T(\tau)}{m(\tau)} dt$ . Далее график показывающий изменения

$\Delta v$ :



Видим, что данные из KSP и данные полученные из расчетов достаточно близки, следовательно модель точна.

Общее  $\Delta v$  получается:

$$\Delta v_a = \Delta v_1 + \Delta v_2 + \Delta v_3 + \Delta v_4 = 2173 + 2790 + 2932 + 898 = 8793$$

Стоит заметить, что первая ступень и ускорители работают в атмосфере, что делает фактический запас  $\Delta v$  меньше. Также присутствуют потери на гравитацию и сопротивление.

Итоговый эффективный запас  $\Delta v$  получается порядка 7700-7900 м/с.

#### 4. Орбитальные переходы Гомана

Выход на орбиту Марса в “Emirates Mars Mission” длился более 6 месяцев. Это связано с тем, что

использовался оптимальный с точки зрения  $\Delta v$  переход по Гомановской орбите.

При полете до орбиты Марса, космический аппарат неоднократно переходит с одной орбиты на другую. Нужно вычислить необходимое количество  $\Delta v$  при каждом таком переходе. Для этого используем уравнение vis-viva - закон инвариантности орбитальной энергии.

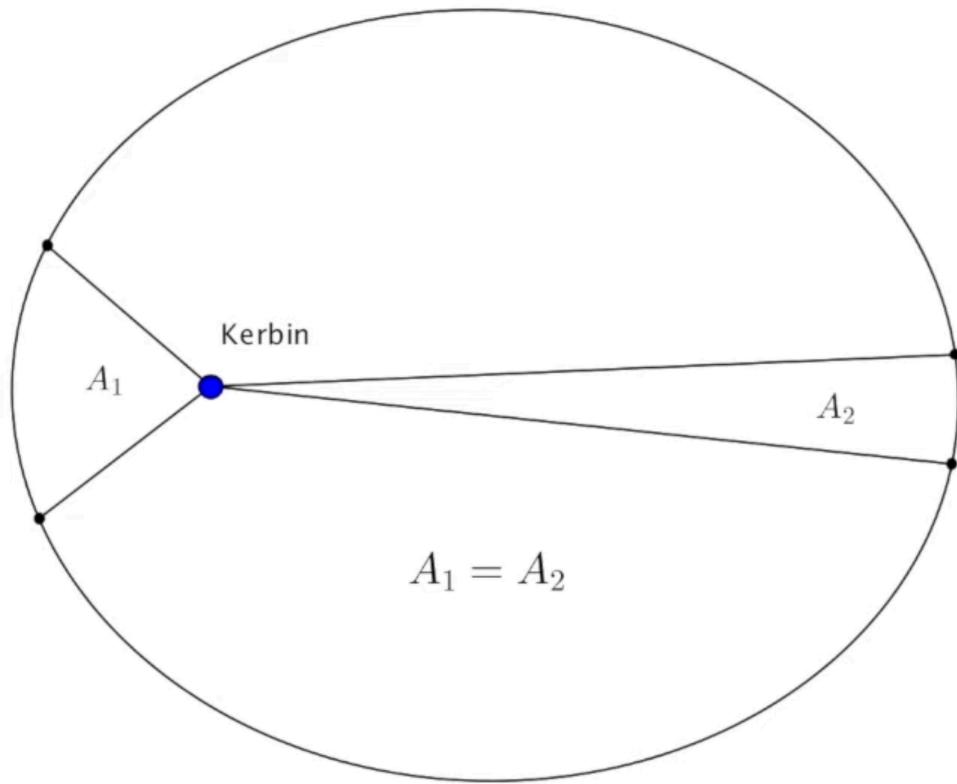
Так же нам понадобится уравнение полной механической энергии тела, находящегося на орбите около планеты:  $E = \frac{mv^2}{2} - \frac{GMm}{r}$ , где  $\frac{mv^2}{2} = E_k$  - Кинетическая энергия,  $-\frac{GMm}{r} = E_p$  - Потенциальная энергия (в данном случае она отрицательная, так как действует гравитация),  $m$  - масса тела,  $v$  - скорость тела,  $G$  - гравитационная постоянная,  $M$  - масса планеты,  $r$  - радиус от центра планеты до тела.

Далее рассмотрим такую величину, как  $\varepsilon = \frac{E}{m}$ , где  $E$  - полная энергия,  $m$  - масса.  $\varepsilon = \text{const}$ , это одно из свойств орбиты, которое следует из закона сохранения энергии. Запишем  $\varepsilon_1$  и  $\varepsilon_2$  для перицнетра и апоцентра соответственно. Также отметим, что далее все обозначения с цифрой 1 относятся к перицентру, а с цифрой 2 к апоцентру.

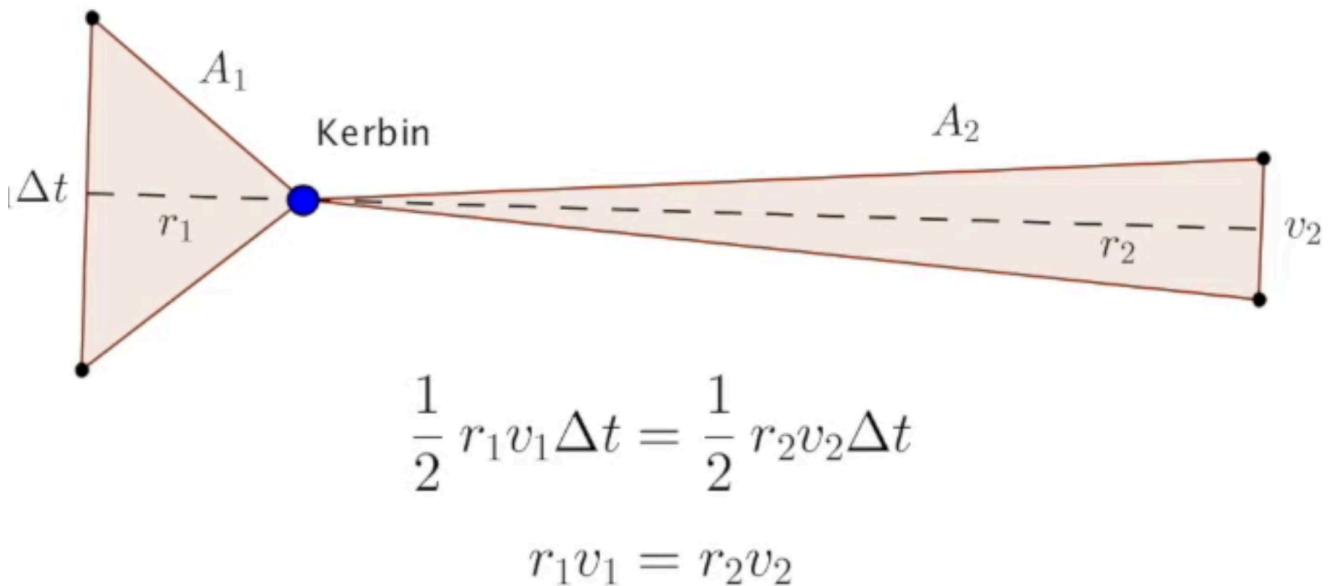
$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2;$$

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

Заметим, что  $GM = \mu$  - гравитационный параметр, тогда:



Изображение 2.1. Иллюстрация второго закона Кеплера (Источник 2.4)



Изображение 2.2. Реализация второго закона Кеплера (Источник 2.4)

$$\frac{v_1^2}{2} - \frac{\mu}{r_1} = \frac{v_2^2}{2} - \frac{\mu}{r_2}$$

Преобразуем:

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

Далее воспользуемся вторым законом Кеплера: Радиус-вектор, проведённый от планеты к Солнцу,

за равные промежутки времени описывает равные площади.

Преобразуем формулу:

Исходя из чертежа сверху, можем вычислить следующее:

$$v_2 = \frac{r_1 v_1}{r_2}$$

Теперь, когда мы знаем  $v_2$ , можем подставлять ее в предыдущую формулу и получим:

$$v_1 = \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1 + r_2)}} \text{ - это и есть формула скорости, которую}$$

должно иметь тело в periцентре  $r_1$  для достижения apoцентра  $r_2$ .

Таким образом, делаем вывод, что величина  $\Delta v$ , на которую ракета должна ускориться в periцентре равна:

$$v_1 - v, \text{ где } v = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}. \text{ Из этого следует следующая формула:}$$

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

periцентре для поднятия апоцентра радиуса  $r_1$  до радиуса  $r_2$ .

Аналогично,  $\Delta v$  в апоцентре  $r_2$  для “округления” орбиты до  $r_1$  равна:  $v - v_2 = \Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2 * r_1}{r_1 + r_2}} \right)$ .

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

## 5. Переход на орбиту Кербина(земли).

Для начала засчитаем объем  $\Delta v$ , необходимый для выхода на орбиту 100 км около Кербина, при помощи уравнения vis-viva:

$$r_1 = 600\ 000 \text{ м} \text{ - радиус кербина, } r_2 = 700\ 000 \text{ м}$$

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{3,5316 * 10^{12}}{600000}} \left( \sqrt{\frac{2 * 700}{600 + 700}} - 1 \right) \approx 91,6 \text{ м/с}$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{3,5316 * 10^{12}}{700000}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2 * 600}{600 + 700}} \right) \approx 88,1 \text{ м/с}$$

Стоит заметить, что полученные данные предполагают, что на поверхности земли тело уже движется со скоростью

$$v_{sur} = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} = \sqrt{\frac{3,5316 * 10^{12}}{600000}} \approx 2426,1 \text{ м/с, тогда}$$

$$\Delta v_o = v_{sur} + v_1 + v_2 = 2605,8 \text{ м/с.}$$

Помимо того, что написано выше, необходимо учитывать скорость вращения тела, находящегося на поверхности планеты, и сопротивление атмосферы.

Формула скорости вращения тела на поверхности:

$$v_{sp} = \frac{2\pi r}{T}, \text{ где } T = 21\,549,425 \text{ с - период вращения Кербина}$$

вокруг своей оси. В таком случае  $v_{sp} = \frac{2 * 3,14 * 600000}{21594,425} \approx 174,85 \text{ м/с.}$

Так как наш полет будет осуществляться в сторону направления вращения, эта скорость будет работать нам на пользу, следовательно, мы можем вычесть ее из так называемого “бюджета”  $\Delta v$ :  $\Delta v_o - v_{sp} = 2605,8 - 174,85 = 2.430,95 \text{ м/с}$

Далее, для точного подсчета  $\Delta v_a$ , требуется четко знать весь путь полета, а также проводить вычисления каждую единицу времени. Дабы не проводить таких исследований, воспользуемся картой - “KSP Δv map”. В нем показано, что  $\Delta v$  для низкой орбиты Кербина равно 3400, таким образом, можно произвести вычисление:  $\Delta v_a = 3400 - 2.430,95 = 969,05 \text{ м/с.}$  Но на данной карте низкая орбита Кербина указана на высоте 80км, а мы в свою очередь стремимся выйти на орбиту равную 100км, исходя из этого округлим  $\Delta v_a$  до 1000 и будем считать ее как опытно полученную величину. Таким образом  $\Delta v_f = \Delta v_o - v_{sp} + \Delta v_a = 3430,95 \text{ м/с}$

- это и есть конечная величина  $\Delta v$ , требуемая для взлета на орбиту радиусом 100 км.

## 6. Орбита Дюны.

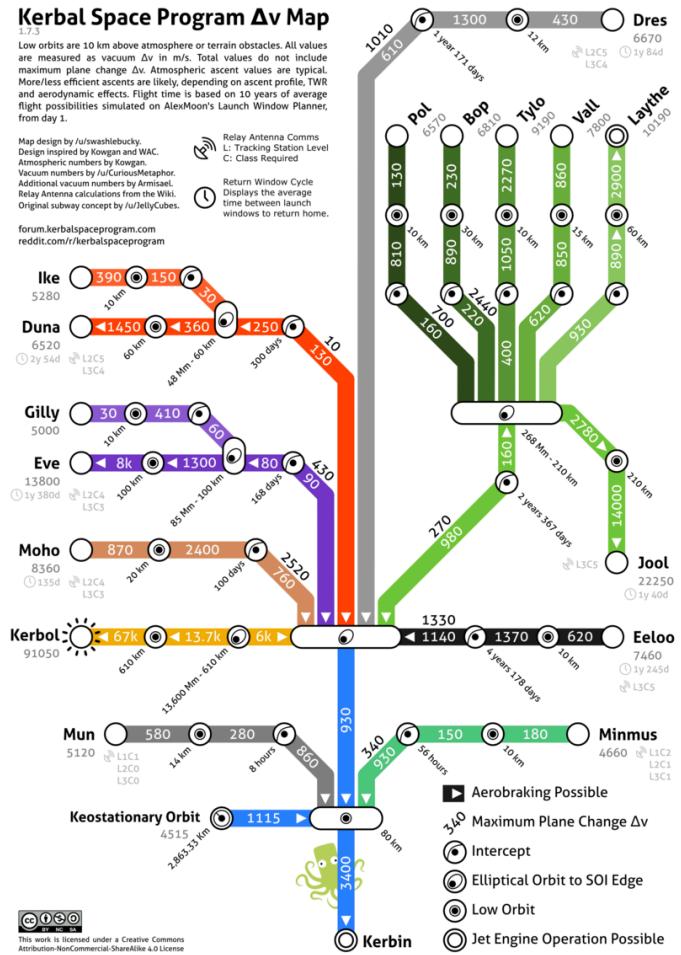
Как уже было упомянуто ранее, орбита Кербина является окружностью с радиусом примерно  $r_1 = 1,36 \cdot 10^{10}$ , но орбита Дюны не является идеальной окружностью, а имеет отклонение в 0,06 градусов. В связи с этим, рассчитаем большую полуось орбиты Дюны по формуле  $a = \frac{r_p + r_a}{2}$ , где  $r_p$  -periцентр

орбиты Дюны,  $r_a$  - апоцентр орбиты Дюны. Таким образом получаем следующее:

$$r_2 = \frac{19669121365 + 21783189163}{2} = 2,0726 \cdot 10^{10}$$

## 7. Расчет окна полета и гравитационный поворот.

После того, как мы выяснили необходимое для выхода на орбиту  $\Delta v$ , приступим к вычислению фазового угла между Кербином и Дюной относительно Кербала, также называемого “окном полета”.



Изображение 2.3. KSP  $\Delta v$  карта (Источник 2.5)

Для начала разберемся с тем, как посчитать период планеты.  $T = \frac{C}{v}$ , где  $C = 2\pi r$ ,  $v = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$ , тогда  $T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}}$ , где

$\mu$  - гравитационный параметр Кербала.

Стоит заметить, что данная формула будет работать только для идеально круглых орбит. Для того, чтобы использовать ее для подсчета периода орбиты формы эллипса, нужно подставить вместо обычного радиуса формулу большей полуоси орбиты -  $a = \frac{r_1 + r_2}{2}$ , тогда получим на выходе:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}.$$

Орбита Гомана между Кербином и Дюной будет иметьperiцентр:  $r_1 = 1,36 * 10^{10}$  и апоцентр:  $r_2 = 2,0726 * 10^{10}$ .

Время, за которое космический аппарат пролетит от Кербала до Дюны, будет равно половине периода его

$$\text{движения по Гоманской орбите: } T_g = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}.$$

Время, за которое Дюна пройдёт половину своей орбиты будет равно:  $T_d = \pi \sqrt{\frac{r_2^3}{\mu}}$ .

Имея все эти данные, мы можем рассчитать фазовый угол по формуле:

$$\alpha = 180 * \left(1 - \frac{T_g}{T_d}\right) = 180 * \left(1 - \left(\frac{1,36 + 2,0726}{2 * 2,0726}\right)^{\frac{3}{2}}\right) \approx 44,3596$$

градусов.

Также, чтобы не бороться с гравитацией лоб в лоб мы совершим гравитационный поворот. Если бы мы летели строго вертикально, значительная часть тяги уходила бы на компенсацию веса  $mg_0$ , а это прямые потери  $\Delta v$ . При грамотном повороте большая часть тяги ускоряет ракету вдоль орбиты — то есть увеличивает орбитальную энергию. Далее поэтапное изменение угла получилось следующее: 10 км:  $\theta = 80^\circ$  (начало поворота), 25 км:  $\theta = 45^\circ$  (активный поворот), 50 км:  $\theta = 15^\circ$  (выход на траекторию), 70 км:  $\theta = 5^\circ$  (почти горизонтальный полет)

Энергетический баланс контролируется через соотношение вертикальной и горизонтальной составляющих скорости.

## 8. Выход из SOI Кербина.

### 8.1. Скорость выхода из SOI Кербина.

Узнаем сколько требуется  $\Delta v$  для орбитального перехода от Кербина к Дюне. Возьмемperiцентр:

$r_1 = 1,36 * 10^{10}$  и апоцентр:  $r_2 = 2,0726 * 10^{10}$ . Тогда

$$v_{sk} = \sqrt{\frac{1,72333 * 10^{18}}{1,36 * 10^{10}}} \left( \sqrt{\frac{2 * 2,0726}{2,0726 + 1,36}} - 1 \right) \approx 918,35 \text{ м/с}$$

В данных расчетах мы использовали в качестве значения  $\mu$ , мы использовали гравитационный параметр Кербала (Солнца).  $v_{sk}$  - для выхода из SOI Кербина.

## 8.2. Оптимальный угол выброса для выхода из SOI Кербина.

Для того чтобы правильно провести переход, будет недостаточно просто набрать достаточную скорость. Необходимо приобрести  $\Delta v$  в конкретной точке орбиты Кербина, чтобы при выходе из SOI Кербина направление движения космического корабля совпадало с направлением движения планеты по орбите.

Для расчета данного угла понадобится следующий набор формул:  $e = \frac{r_{sk}v_{pk}^2}{\mu} - 1$ ;  $\theta = 180 - \arccos(\frac{1}{e})$ , где  $e$  - эксцентриситет орбиты,  $v_{sp}$  - скорость, которую должен иметь космический аппарат, находящийся на расстоянии  $r_{sp}$  от центра планеты, для вылета из её SOI.

Начнем с нахождения  $v_{pk}$  по формуле:

$$v_{pk} = \frac{v_{sp}^2}{2} - \frac{v_{sk}^2}{2} = \mu \left( \frac{1}{r_{sp}} - \frac{1}{r_{sk}} \right) \Leftrightarrow$$

$$\sqrt{2\mu \left( \frac{1}{r_{sp}} - \frac{1}{r_{sk}} \right) + v_{sk}^2},$$

где  $v_{sk}$  - скорость выхода из SOI Кербина, рассчитанная в предыдущем пункте 7,  $r_{sk}$  - радиус SOI Кербина.

$$v_{pk} = \sqrt{2 * 3,5316 * 10^{12} \left( \frac{1}{7 * 10^5} - \frac{1}{8,416 * 10^7} \right) + 918,35^2} \\ = 3293,88 \text{ м/с.}$$

$$e = \frac{8,416 * 10^7 * 3293,88^2}{3,5316 * 10^{12}} \approx 1,1505$$

$$\theta = 180 - \arccos\left(\frac{1}{1,1505}\right) \approx 150,36$$

Так как значение эксцентриситет орбиты получилось больше единицы, можно сделать вывод, что орбита на которую выйдет космический корабль это гипербола, то есть ракета действительно покидает планету.

### *8.3. Расчет $\Delta v_{sk}$ для выхода из SOI Кербина.*

Теперь, зная  $v_{pk}$ , мы можем вычислить  $\Delta v_{sk}$ . Для этого стоит учесть, что по орбите Кербина мы уже движемся со

скоростью  $v_{ok} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{sp}}}$ , тогда:

$$\Delta v_{sk} = 3293,88 - \sqrt{\frac{3,5316 * 10^{12}}{7 * 10^5}} \approx 1047,74 \text{ м/с.}$$

## *9. Полет на орбиту Дюны.*

### *9.1. Скорость на подлете к SOI Дюны.*

После того, как космическое судно покинет SOI Кербина, он будет двигаться по Гоманской орбите которая имеет форму эллипса и фокус в Керболе. Узнаем какую скорость должен иметь космический аппарат для входа в SOI Дюны:

$$v_{sd} = \sqrt{\frac{1,72333 * 10^{18}}{2,0726 * 10^{10}}} \left(1 - \sqrt{\frac{2 * 1,36}{2,0726 + 1,36}}\right) \approx 826,05$$

м/с, где  $v_{sd}$  - скорость для входа в SOI Дюны.

## 9.2. Переход на орбиту Дюны.

Наша задача перейти с гоманской орбиты, на орбиту вокруг Дюны с перецентром - 20 000 км и апоцентром - 43 000 км.

Для начала рассчитаем большую полуось этой орбиты:

$$- a = \frac{r_1 + r_2}{2} = \frac{20000 + 43000}{2} = 31500 \text{ км, где } r_1 -$$

перицентр,  $r_2$  - апоцентр.

Далее благодаря уже известному нам уравнению vis-viva посчитаем скорость, которая должна быть в перицентре данной эллиптической орбиты:

$$v_{per} = \sqrt{\mu \frac{2}{r_1} - \frac{1}{a}} = \sqrt{3,014 * 10^{11} \frac{2}{2,032 * 10^7} - \frac{1}{3,15 * 10^7}} \approx 172,23$$

м/с, где  $\mu = 3,014 * 10^{11}$  - гравитационный параметр Дюны.

Следующим шагом рассчитаем скорость с которой движется космический аппарат по орбите Гомана в перицентре 20 000 км. Для этого обратимся к закону сохранения энергии. Рассмотрим формулу удельной

механической энергии  $\epsilon_1 = \frac{v_{sd}^2}{2} - \frac{\mu}{r}$ . Так как аппарат

находится очень далеко от планеты, то г стремится к бесконечности, а это значит, что вся дробь в которой он участвует строится к 0. Далее, применяя закон сохранения энергии получаем  $\varepsilon_1 = \varepsilon_2$ , где  $\varepsilon_1$  - удельная механическая энергия аппарата относительно планеты, когда он находится на границе ее сферы влияния, а  $\varepsilon_2$  - удельная энергия аппарата относительно планеты, когда он находится на расстоянии 20 000 от ее центра. Тогда имеем

$$v_{gp} = \sqrt{v_{sd}^2 + \frac{2\mu}{r_1}} = \sqrt{826,05^2 + \frac{2*3,014*10^{11}}{2,032*10^7}} \approx 843,82$$

м/с, где  $v_{sd}$  - скорость для выхода в SOI Дюны.

Теперь, зная скорость которая должна быть в перицентре эллиптической орбиты (с перицентром = 20 000 км иapoцентром = 43 000 км) и зная скорость с которой летит космическое судно в этом перицентре, мы можем рассчитать нужное  $\Delta v$  для перехода:

$\Delta v_\infty = |v_{per} - v_{gp}| = 843,82 - 172,23 = 671,59$  м/с. Таким образом получается, что нужно сбросить скорость на 671,59 м/с.

## 10. Итоги.

1. Общий запас  $\Delta v = 7800$  м/с.
2. Оптимальный фазовый угол для перехода между Кербином и Дюной по Гоманской орбите равен 44,36.
3.  $\Delta v_f = 3430,95$  м/с - для выхода на круговую орбиту 100 км вокруг Кербина.
4. Угол выброса равен 150,36.
5.  $\Delta v_{sk} = 1047,74$  м/с для выхода из SOI Кербина.

6.  $\Delta v_{\infty} = 671,59$  м/с для перехода на орбиту вокруг Дюны с periцентром 20 000 км и apoцентром 43 000 км.

7.  $\Delta v_{all}=5145,95$  м/с общее  $\Delta v$  требуемое для совершения мисси.

## Глава 3: Программная реализация

Одна из самых главных задач данного проекта является программная реализация полета с Кербина (Земля) на Дюну (Марс) в симуляторе **Kerbal Space Program** (кр. **KSP**). Программирование используется для автоматизации полета и вычисления некоторых полетных данных. Существует несколько способов программирования в **KSP**. Нами для реализации был выбран мод под названием **kerbal Remote Procedure Call** (кр. **kRPC**). Основной причиной выбора в пользу нее была наибольшая схожесть данной модификации с реальным программированием, так как она предоставляет возможность осуществлять программирование при помощи настоящих языков программирования таких как **C++**, **Python**, **Java** и др. Для реализации нашего полета был выбран язык **Python** в силу его удобства и простоты.

**kRPC** делится на 2 части: **Серверный клиент** и **библиотеку** для языка программирования (в нашем случае **Python**). **Серверный клиент** устанавливается в файлы игры, таким образом, он позволяет во время симуляции полета запускать сервер, к которому подключается программа, запущенная в терминале. Подключение происходит при помощи протоколов **protobuf** и **ASIO**.



Рис.3.1. Схема использованных технологий, начертана автором.

Полет был разделен на 4 фазы:

- 1) Старт и выход на круглую орбиту Кербина (примерно: 100 на 100 км)
- 2) Разгон на межпланетную орбиту
- 3) Торможение у орбиты Дюны и выход на ее орбиту.
- 4) Выход на орбиту Дюны (примерно: апоцентр = 43 000 км,periцентр = 20 000 км)

Планирование переходных маневров между фазами осуществлялось вручную KSP. На протяжении всего полета, терминал выводит сообщения о статусе работы программы.

Краткое описание программ и их работы:

- 1) Старт и выход на круглую орбиту Кербина примерно (100 на 100 км)

Сначала происходит подключение к серверу и задаются основные объекты (`vessel` – корабль, `orbit` – текущие параметры орбиты, `flight` – данные полета, `ap` –

автопилот, `control` – управление, `body` – планета, `antenna` - антенна ), а также потоковые переменные (`Target_apoapsis` – целевой апоцентр, `f` – флаг для однократного выполнения, `srб_fuel` – количество топлива в ускорителях, текущая – высота корабля, `ut` – время выполнения маневра, `node` – создан маневр, `burn_start` – старт прожига, `dv` - текущая дельта v, `delta_v` - нужная для выхода на круглую орбиту )

1) Старт и выход на круглую орбиту Кербина (примерно: 100 на 100 км)

Подключаемся к серверу и задаем параметры:

```
import kRPC
import time

# Инициализация соединения и основных объектов

conn = kRPC.connect()
vessel = conn.space_center.active_vessel
ap = vessel.auto_pilot
control = vessel.control
orbit = vessel.orbit
flight = vessel.flight(vessel.orbit.body.reference_frame)
body = vessel.orbit.body
antenna = vessel.parts.with_title("Коммунотрон 88-88")[0]

# Основные параметры
Target_apoapsis = 100_000
f = 0
```

Далее задаются параметры для автопилота и начинается взлет:

```
# взлет
ap.target_pitch_and_heading(90, 90)
ap.engage()
control.throttle = 1
control.activate_next_stage()
```

После этого мы постепенно поворачиваем корабль и летим до того момента, пока апоцентр не станет 100 км:

```
# Поворот под нужным углом
while orbit.apoapsis_altitude < Target_apoapsis:
    # количество твердого топлива в ускорителях
    srб_fuel = vessel.resources.amount('SolidFuel')

    if srб_fuel < 0.1 and f == 0:
        print('Ускорители отделились')
```

```

control.activate_next_stage()
f = 1

# текущая высота
altitude = flight.mean_altitude

# Меняем наклон пока в атмосфере
if 1000 < altitude < 70000:
    pitch = max(0, 90 - (altitude / 70000) * 90)
    ap.target_pitch_and_heading(pitch, 90)

# Мягкое снижение тяги ближе к цели
if orbit.apoapsis_altitude > 80000:
    control.throttle = 0.5
if orbit.apoapsis_altitude > 90000:
    control.throttle = 0.2

time.sleep(0.1)

control.throttle = 0.0
print("Апоцентр 100 км, летим к нему")

```

## Затем выполним просчет маневра для построения круговой орбиты и простираем его:

```

# Расчёт манёвра для округления орбиты вокруг Кербина

current_ut = conn.space_center.ut
time_to_ap = orbit.time_to_apoapsis
ut = current_ut + time_to_ap
node = control.add_node(ut)

# параметры тела и орбиты
mu = body.gravitational_parameter
r = body.equatorial_radius + orbit.apoapsis_altitude
a = orbit.semi_major_axis

# скорость в апоцентре и круговой
v_ap = (mu * (2 / r - 1 / a)) ** 0.5
v_circ = (mu / r) ** 0.5

# расчёт нужной дельта-В
delta_v = v_circ - v_ap
print(f'Для циркуляризации нужно примерно {delta_v:.1f} м/с')
node.prograde = delta_v

# Поставим манёвр и наведемся на него автопилотом
node = control.nodes[0]
ap.reference_frame = node.reference_frame
burn_vec = node.burn_vector(node.reference_frame)
ap.target_direction = burn_vec
ap.engage()

```

## Далее рассчитываем параметры прожига и ускоряем время до его начала:

```

# расчёт параметров прожига
F = vessel.available_thrust
Isp = vessel.specific_impulse * 9.81
m0 = vessel.mass
dlta_v = node.delta_v
m1 = m0 / (2.71828 ** (dlta_v / Isp))
flow_rate = F / Isp
burn_time = (m0 - m1) / flow_rate

time_to_node = node.time_to

```

```
burn_start = time_to_node - burn_time * 0.5
conn.space_center.warp_to(conn.space_center.ut + burn_start - 3)
```

**Начинаем сам прожиг, аккуратно корректируя тягу под его конец:**

```
# основной прожиг
control.throttle = 1
time.sleep(burn_time * 0.9)

last_dv = node.remaining_delta_v # переменная для отслежки дельта в, чтобы не
poc
stable_counter = 0
# контроль аккуратного допрожига
while True:
    dv = node.remaining_delta_v

    if dv > 100:
        control.throttle = 1.0
    elif dv > 50:
        control.throttle = 0.6
    elif dv > 10:
        control.throttle = 0.3
    elif dv > 3:
        control.throttle = 0.15
    else:
        control.throttle = 0.1

    if dv >= last_dv - 0.05:
        stable_counter += 1
    else:
        stable_counter = 0

    if stable_counter > 5:
        print("dv стабилизировалась - узел пройден, стоп")
        control.throttle = 0
        break

    if dv < 0.8:
        control.throttle = 0
        print(f"Прожиг завершён: dv={dv:.2f} м/с")
        break

    last_dv = dv
    time.sleep(0.1)

ap.disengage()
node.remove()
print("Орбита 100 на 100")
```

**Теперь отделяем первую ступень и выпускаем антенну:**

```
time.sleep(2)
control.activate_next_stage()
time.sleep(2)
control.activate_next_stage()
time.sleep(2)
control.activate_next_stage()
time.sleep(2)
control.activate_next_stage()
time.sleep(2)
antenna.modules[0].trigger_event("Раскрыть антенну")
conn.close()
```

После выполнения программы корабль выведен на круговую орбиту и готов к межпланетному перелету.

## 2) Разгон на межпланетную орбиту (goman.py)

После ручного создания межпланетной орбиты, включаем автопилот и наводимся на вектор прожига:

```
# Берём созданный узел для прожига
node = vessel.control.nodes[0]
print("Начинаем подготовку к прожигу")

# Включаем автопилот и наводимся на вектор прожига
ap = vessel.auto_pilot
ap.reference_frame = node.reference_frame
ap.target_direction = node.burn_vector(node.reference_frame)
ap.engage()
```

Далее рассчитаем параметры прожига и ускорим время до его начала:

```
# Расчет параметров прожига
F = vessel.available_thrust
Isp = vessel.specific_impulse * 9.81
m0 = vessel.mass
dv = node.delta_v
m1 = m0 / (2.71828 ** (dv / Isp))
flow_rate = F / Isp
burn_time = (m0 - m1) / flow_rate
time_to_node = node.time_to
burn_start = time_to_node - burn_time / 2
if burn_start > 3:
    conn.space_center.warp_to(conn.space_center.ut + burn_start - 2)
```

Выполним прожиг:

```
# контроль аккуратного допрожига
while True:
    rem = node.remaining_delta_v # Оставшаяся дельта v
    if rem > 10:
        vessel.control.throttle = 0.3
    elif rem > 3:
        vessel.control.throttle = 0.15
    else:
        vessel.control.throttle = 0.05

    # Проверка окончания манёвра
    if rem < 1:
        vessel.control.throttle = 0.0
        break

    time.sleep(0.1)

# Отключаем автопилот и удаляем узел
ap.disengage()
node.remove()

print("Манёвр успешно выполнен!")
```

Отделим вторую ступень от спутника:

```

# Отделяем вторую ступень
time.sleep(5)
vessel.control.activate_next_stage()    # переход на следующую ступень
time.sleep(2)
vessel.control.activate_next_stage()    # включение следующего двигателя
time.sleep(2)

conn.close()
print("Спутник летит к марсу")

```

После исполнения данной программы спутник выведен на межпланетную орбиту.

### 3) Торможение у орбиты Дюны и выход на ее орбиту (BrakingDuna.py)

На этом этапе спутник летит по межпланетной орбите к Дюне, далее будем отслеживать момент, когда корабль попадет в сферу влияния Дюны, чтобы далее выполнить торможение.

Запускаем программу и перематываем время вручную, до того момента, пока не попадем в сферу влияния Дюны:

```

# Ждём входа в SOI Дюны
body = vessel.orbit.body
while body.name != "Duna":
    time.sleep(5)
    body = vessel.orbit.body

print("Вошли в сферу влияния Дюны")

```

Далее рассчитываем параметры тормозного пути и разворачиваемся на ретроград:

```

# Расчёт параметров тормозного манёвра
body = vessel.orbit.body
mu = body.gravitational_parameter
r_p = vessel.orbit.periapsis
a = vessel.orbit.semi_major_axis
v_current = (mu * (2 / r_p - 1 / a))**0.5
v_circ = (mu / r_p)**0.5
delta_v_capture = v_current - v_circ

# Разворот на ретроград и подготовка прожига
ap = vessel.auto_pilot
ap.reference_frame = body.non_rotating_reference_frame
ap.target_direction = vessel.flight(ap.reference_frame).retrograde
ap.engage()
time.sleep(2)

```

Рассчитаем длительность прожига:

```

# Расчёт длительности прожига
F = vessel.available_thrust
Isp = vessel.specific_impulse * 9.81
m0 = vessel.mass
dv = delta_v_capture

m1 = m0 / (2.71828 ** (dv / Isp))
flow_rate = F / Isp
burn_time = (m0 - m1) / flow_rate

```

**Перематываем время к точке начала прожига и начнем торможение:**

```

# Начинаем прожиг
vessel.control.throttle = 1.0
time.sleep(burn_time * 0.9)

# Небольшой дожиг для идеальной скорости
while True:
    v_speed = vessel.flight(body.non_rotating_reference_frame).speed # скорость корабля (относительно неподвижной Дюны)
    v_target = v_circ # скорость круговой орбиты
    if v_speed <= v_target:
        break
    vessel.control.throttle = 0.1
    time.sleep(0.1)

vessel.control.throttle = 0
ap.disengage()

print("Торможение завершено, мы на орбите Дюны")
print(f"Pe = {vessel.orbit.periapsis_altitude:.0f} м, Ap = {vessel.orbit.apoapsis_altitude:.0f} м")

```

**4) Выход на орбиту Дюны (примерно: апоцентр = 43 000 км,periцентр = 20 000 км)**

На этом этапе мы уже на орбите Дюны, далее изменим апоцентр и periцентр до примерных значений реальной миссии: Emirates Mars Mission.

На этом этапе появляются новые объекты (`target_pe` – целевой periцентр, `target_ap` – целевой апоцентр, `pe_alt` – нынешняя высота periцентра, `ap_alt` – нынешняя высота апоцентра)

```

# Данные
target_pe = 20_000_000 # м
target_ap = 43_000_000 # м
pe_alt = vessel.orbit.periapsis_altitude # текущий пе
ap_alt = vessel.orbit.apoapsis_altitude # текущий ап

# Подключаем автопилот
ap = vessel.auto_pilot
ap.reference_frame = body.non_rotating_reference_frame

```

## Летим к апоцентру и уменьшаемperiцентр до 20 000 км (примерно):

```
# Этап 1: Уменьшаемperiцентр
# Ускоряем время до апоцентра
conn.space_center.warp_to(conn.space_center.ut + vessel.orbit.time_to_apoapsis - 5)
ap.target_direction = vessel.flight(ap.reference_frame).retrograde
ap.engage()
time.sleep(1)

vessel.control.throttle = 0.05
while True:
    pe_alt = vessel.orbit.periapsis_altitude
    if pe_alt <= target_pe:
        print(f"\nПерицентр достиг цели: {pe_alt/1000:.1f} км")
        break
    time.sleep(0.2)

vessel.control.throttle = 0.0
ap.disengage()
```

## Летим кperiцентру и уменьшаем апоцентр до 43 000 км (примерно):

```
# Этап 2: Поднимаем апоцентр
# Ускоряем время до апоцентра
conn.space_center.warp_to(conn.space_center.ut + vessel.orbit.time_to_periapsis - 5)
ap.target_direction = vessel.flight(ap.reference_frame).prograde
ap.engage()
time.sleep(1)

vessel.control.throttle = 0.05
while True:
    ap_alt = vessel.orbit.apoapsis_altitude
    if ap_alt >= target_ap:
        print(f"\nАпоцентр достиг цели: {ap_alt/1000:.1f} км")
        break
    time.sleep(0.2)
vessel.control.throttle = 0.0
ap.disengage()

print(f"Итоговая орбита: Pe={vessel.orbit.periapsis_altitude/1000:.1f} км,
Ap={vessel.orbit.apoapsis_altitude/1000:.1f} км")
```

Миссия выполнена!

Пример вывода одной из программ:

```
D:\Python_work\pythonProjectKSP\Scripts\python.exe D:/pythonProjectKSP/orbitKerbin.py
3
2
1
Поехали!
Ускорители отделились
Апокентр 100 км, летим к нему
Для циркуляризации нужно примерно 1613.0 м/с
Время прожига 37 с
Через 102 с после текущего момента нужно включить двигатель.
Прожиг завершён: dv=0.37 м/с
Орбита 100 на 100
Первая ступень отделилась
Антенна раскрылась.
Корабль готов к старту на межпланетную орбиту.

Process finished with exit code 0
```

Рис.3.2 Вывод программы orbitKerbin.py, записано автором.

С полным текстом программ можно ознакомится на Github проекта:  
[Здесь должна быть ссылка на Github](#).

## Глава 4: Симуляция полёта в KSP

Обязательной частью миссии является создание модели ракеты. Для постройки ракеты за основу возьмем изображения, приведенные в первой главе “Описание миссии”: фото со строением корабля и спутника.

### 1. Строение ракеты

#### Основная часть ракеты (первая ступень):

Начнем с самого низа ракеты – его главного двигателя. Ориентируясь на данные из реальной жизни, в конструкторе KSP с наиболее подходящими характеристиками – был взят двигатель “ЖРД РЕ-М3 «Грохот»” (Рис.1). Он весит 6 тонн, что примерно на 4-5 тонн меньше необходимой массы, а также имеют 1379 кН. Расход двигателя равен 44.407/с макс. (жидкое топливо) и 54.275/с макс. (окислитель). Для такого двигателя используется 2 топливных бака “Рокомакс «Джамбо-64»” общей массой около 72 тонн. Для увеличения запаса топлива, более уверенного старта и большего соответствия ее оригинальной модели в

нижней части ракеты были добавлены 2 твердотопливных ускорителя “РТ-10 «Молот»” (рис. 3), каждый из которых весит 3.5625 тонн и имеет тягу 197.897 кН. Расход ускорителей – 15.827/с макс. (твердое топливо).



Рис.4.1,2,3. [источник-4.6]

Крепятся ускорители к основной части с помощью продольных отделителей “ТТ-70” (Рис.4). Также для повышения устойчивости и управляемости ракеты во время полёта в атмосфере, внизу ракеты добавлены 4 аэродинамических стабилизатора “Законцовки AV-T1” (Рис.5). На верхней части основной ракеты расположен защитный обтекатель “AE-FF2” (Рис.6), под которым будет располагаться внутренняя ракета с нашим спутником. Его вес составляет 0.175 т, максимальный радиус обтекателя – 3 метра.



Рис.4.4,5,6. [источник-4.6]

Вид ракеты:

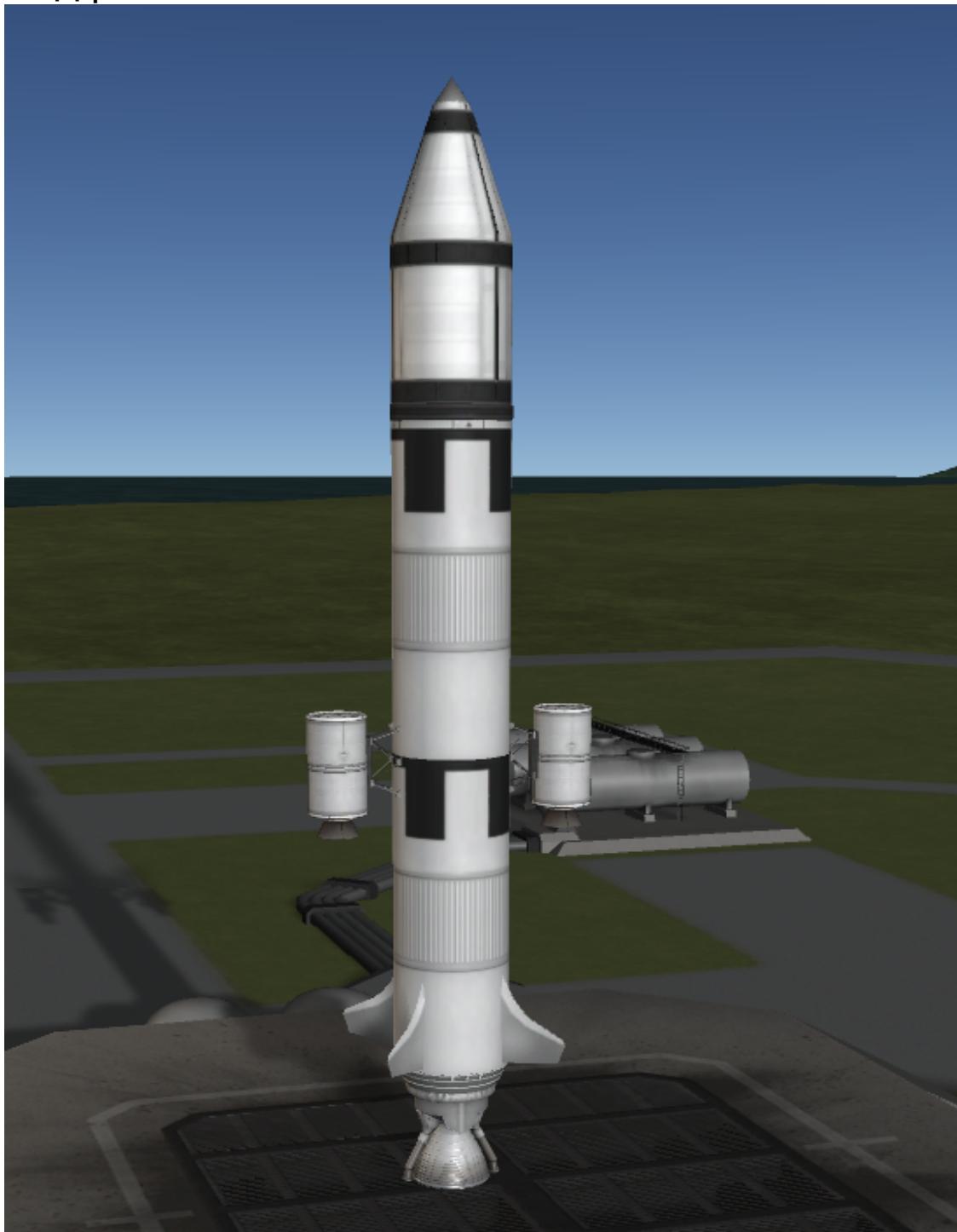


Рис.4.7 Внешний вид ракеты [источник-4.6]

### **Внутренняя ракета (вторая ступень):**

Вторая ракета в обтекателе крепится к основной с помощью пирокольца(TD-25) масса - 0.16 тонн. Потом раскрывается обтекатель и отделяется от корабля с помощью пирокольца (TD-12) масса - 0.04 тонн. Оно

закрывает двигатель “ЖРД LV-909 «Терьер» (рис.8), который весит 0.5 тонн и имеет тягу 60 кН (в вакуме). Расход двигателя – 1.596/с макс. (жидкое топливо) и 1.951/с макс. (окислитель). Топливо для этого двигателя хранится в топливном баке “FL-T400” (Рис.9), масса – 2.25 тонн.



Рис.4.8,9. [источник-4.6]

### **Спутник (третья ступень):**

Над топливными баками находится ещё одно пирокольцо “TD-06” (Рис.10) масса – 0.01 тонн. Оно разделяет вторую и третью ступень(спутник). На спутнике используется двигатель “ЖРД 48-7S «Искра» (рис.11), который весит 0.13 тонн и имеет тягу 20 кН (в вакуме). Расход двигателя – 0.574/с макс. (жидкое топливо) и 0.701/с макс. (окислитель). Топливо для этого двигателя хранится в двух топливных баках “Оскар-В” (Рис.12), общая масса – 0.45 тонн. Далее используется аккумуляторная батарея “Z-200” (рис. 13), масса – 0.1 тонн, электроэнергия – 200. Над ним расположен “Малый встраиваемый гиродин” (рис.14) предназначен для управления ориентацией и стабилизации спутника в пространстве, масса 0.05 тонн. Над ним ставим горизонд “ОКТО2” (рис.15) для выполнения функции навигации, ориентации и стабилизации космического аппарата, масса 0.04 тонн. Вокруг симметрично ставим 4 солнечные панели “OX-STAT” (рис.16) для выработки электричества, общая масса 0.02 тонн, электроэнергия одной панели 0.3/с. На

самый верх устанавливаем антенну (примерно под углом 45 градусов) “Коммунотрон 88-88” (рис.17), масса 0.1 тонн.



Рис.4.10,11,12,13,14,15,16,17. [источник-4.6]

Для выбора антенны была использована данная таблица, где описано, какая антенна какую связь может обеспечить. После анализа таблицы, было принято использовать антенну Коммунотрон 88-88, потому что ее диапазона связи идеально хватало.

Antenna Type		Tracking Station Level (Rating)		
		1 (2G)	2 (50G)	3 (250G)
5k	Command pods (Built-in)	3.16Mm (25% way to Mun)	15.81Mm (Mun)	35.36Mm (75% way to Minmus)
500k	Communotron 16 / 16-S BG: Control Station	31.62Mm (67% way to Minmus)	158.11Mm (Kerbin SOI)	353.55Mm (Kerbin SOI)
5M	HG-5 High Gain	100Mm (Minmus)	500Mm (Interplanetary around Kerbin)	1.12Gm (Interplanetary around Kerbin)
2G	DTS-M1 / RA-2 MPO built-in antenna	2Gm (Interplanetary around Kerbin)	10Gm (Moho, Eve & Duna when close)	22.36Gm (Always Moho, usually Eve, Duna if close)
10G	BG: HG-48	4.47Gm (Interplanetary around Kerbin)	22.36Gm (Always Moho, usually Eve, Duna if close)	50Gm (Always Moho, Eve, & Duna; Dres if close)
15G	HG-55 / RA-15	5.48Gm (Eve when close)	27.39Gm (Always Moho & Eve, Duna & Dres if close)	61.24Gm (Dres, Jool & Eeloo if close, others always)
100G	Communotron 88-88 / RA-100	14.14Gm (Moho, Eve & Duna when close)	70.71Gm (Jool & Eeloo if close, others always)	158.11Gm (all bodies always)

[источник-4.2]

## 2. Сравнение ракеты KSP и реальной ракеты

Перед сравнением основных характеристик и конструкций ракет скажем пару слов об их схожести во внешнем виде. Как видно на изображениях ниже, нам удалось воссоздать основные элементы (Рис.20), напоминающие конструкцию оригинальной модели. Важно понимать, что конструктор в программе не совершенный, потому некоторые детали и соединения воссоздать физически невозможно. Другой причиной различий могут послужить несоответствие некоторых характеристик деталей оригинальным.

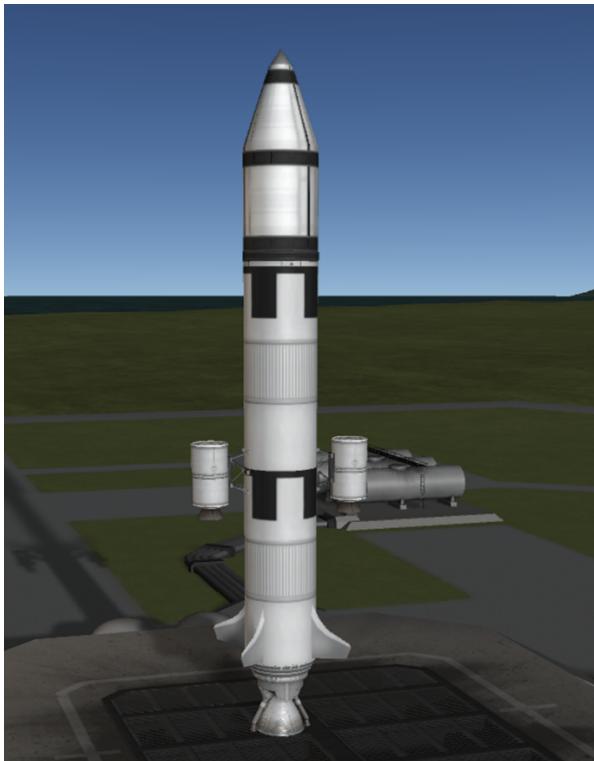


Рис.4.7.20 Внешний вид ракеты [источник-4.6, 4.3]

Перед проведением основного сравнения моделей следует еще раз отметить, что конструктор KSP не является полностью точным инструментом моделирования. В процессе анализа оригинальной ракеты и последующей сборки аналога для выполнения миссии были выявлены определённые сложности, связанные с отсутствием ряда необходимых деталей и заметными расхождениями в технических характеристиках ключевых элементов.

Суммарная масса настоящего летательного аппарата примерно равен 289 тонн. Масса ракеты в KSP получилась равной около 89.799 тонн. Сейчас разберемся, какие части ракеты позволили получить такую разницу в массе.

Будем ориентироваться на источник (4.3, 4.4). Ниже приведено сравнение деталей, чей эквивалент был найден:

1) Деталь: 2 твердотопливных ускорителя SRB-A =  $2 \times 75\ 500 = 151\ 000$  кг.

Эквивалент: 2 твердотопливных ускорителя RT-10 «Молот» =  $3562.5 * 2 = 7125$  кг

Разница: (+) 143 875 кг

2) Деталь: Главный двигатель LE-7A = 1 780 кг.

Эквивалент: ЖРД RE-M3 «Грохот» = 6000 кг.

Разница: (-) 4220 кг

3) Деталь: Второй двигатель LE-5B = 290 кг.

Эквивалент: ЖРД LV-909 «Терьер» = 500 кг.

Разница: (-) 210 кг

4) Деталь: Головной обтекатель = 1400 кг.

Эквивалент: AE-FF2 = 770 кг.

Разница: (+) 630 кг

5) Деталь: аппарат Норе = 1300 кг.

Эквивалент: аппарат Норе = 800 кг.

Разница: (+) 500 кг

Самая большая разница по массе наблюдается у твердотопливных ускорителей ракеты, что связано с отсутствием точных аналогов и различиями в их характеристиках. По той же причине отличается масса главного двигателя первой ступени и его эквивалента. Остальные элементы ракеты, для которых известны данные, имеют массу, близкую к значениям оригинала.

**Соответственно, у нас получилось построить летательный аппарат, который достаточно сильно похож на настоящий корабль, но**

**большую разницу имеют ускорители, именно поэтому масса довольно сильно отличается.**

## **Размеры.**

**Были взяты некоторые данные о размерах реальной ракеты из интернета. Сравним их с данными нашей ракеты:**

- 1) Высота = 53.0 м. / Высота KSP = 25.6 м.
- 2) Диаметр (Обтекатель) = 4.0 м. / Диаметр KSP = 5.4 м.
- 3) Диаметр (Основание) = 4.0 м. / Диаметр KSP = 4.0 м.
- 4) Диаметр (Ускорители) = 2.5 м. / Диаметр KSP = 1.25 м.

Сильнее всего разнятся показатели высоты ракеты, но причина тому вновь отсутствие необходимых деталей и т.д.

**В итоге у нас получилось собрать достаточно похожую по значениям диаметров деталей ракету.**

## **Ступени.**

Распишем примерное разделение ступеней у настоящей ракеты:

- 1) Запуск ракеты-носителя, старт основных двигателей и боковых ускорителей.
- 2) Отсоединение боковых твердотопливных ускорителей после их выгорания.
- 3) Отделение обтекателя и отделение первой ступени носителя.
- 4) Включение двигателя второй ступени, вывод на траекторию к Марсу.
- 5) Отделение спутника от разгонного блока.

- 6) Активация аппарата: включение бортовых систем.
- 7) Манёвр выхода на захватную орбиту вокруг Марса (торможение)
- 8) Переход к рабочей орбите и начало научной фазы миссии.

Теперь распишем наш полет в KSP:

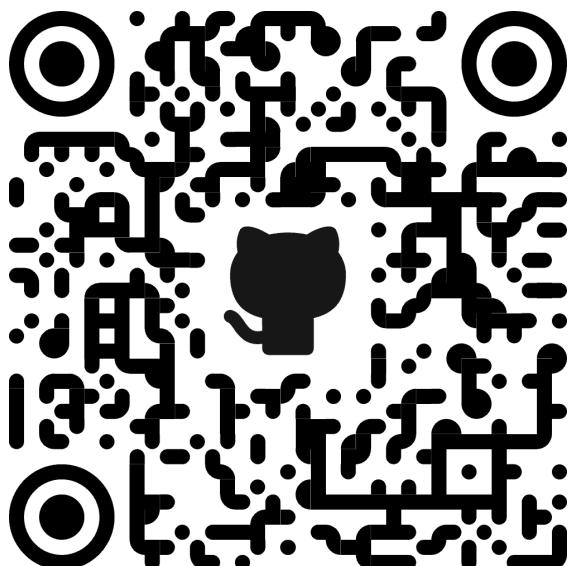
- 1) Запуск ракеты-носителя, старт основных двигателей и боковых ускорителей.
- 2) Отсоединение боковых твердотопливных ускорителей после их выгорания (примерно 3 км.).
- 3) Отделение обтекателя и отделение первой ступени носителя, разворот антенны. (100 км)
- 4) Включение двигателя второй ступени, вывод на траекторию к Марсу.
- 5) Отделение спутника от разгонного блока.
- 6) Манёвр выхода на захватную орбиту вокруг Марса (торможение)
- 7) Изменение круговой орбиты апоцентр = 43 000 км.periцентр = 20 000 км.

Можно заметить, что ступени обеих ракет отличаются незначительно.

При создании модели была реализована система разделения ступеней, по своей последовательности и принципу работы во многом схожая с системой отделения ступеней у настоящей ракеты.

## Глава 5: Медиа

**Ссылка на Гитхаб со всеми материалами:**



## **Глава 6: О работе каждого участника**

**Карташев М.М.**

Я являюсь капитаном команды и в данной работе была разработана математико-физическая модель межпланетного полёта с использованием законов классической механики и орбитальной динамики. В качестве основы использовались фундаментальные соотношения небесной механики, позволяющие описывать движение космического аппарата в гравитационных полях планет и центрального светила.

На первом этапе были проанализированы орбитальные характеристики планет и введены упрощающие допущения, позволяющие аппроксимировать реальные орбиты круговыми без существенной потери точности. Это дало возможность применять аналитические формулы для расчёта скоростей и энергетических параметров движения.

Далее была проверена возможность взлёта ракеты с поверхности планеты путём расчёта коэффициента тяговооружённости. Также было рассмотрено влияние атмосферы на начальном участке полёта, включая аэродинамическое сопротивление и изменение плотности воздуха с высотой.

Значительная часть работы была посвящена оценке энергетических возможностей ракеты. Для этого был рассчитан запас характеристической скорости  $\Delta v$  для всех ступеней с использованием уравнения Циолковского. Были учтены потери на гравитацию и сопротивление атмосферы, что позволило определить реальный эффективный запас  $\Delta v$ .

Затем был рассмотрен выход на опорную орбиту вокруг планеты и выполнен расчёт необходимого  $\Delta v$  с учётом вращения планеты. Для межпланетного перелёта был выбран энергетически оптимальный переход по гомановской орбите. С использованием уравнения vis-viva и закона сохранения энергии были рассчитаны приращения скорости, необходимые для выхода из сферы влияния планеты, перелёта и захвата на орбите цели.

Дополнительно было определено оптимальное окно полёта путём расчёта фазового угла между планетами. Также был рассмотрен гравитационный поворот как способ снижения энергетических потерь при выведении ракеты.

В результате была получена целостная физико-математическая модель полёта, позволяющая оценить полный бюджет  $\Delta v$  и подтвердить возможность выполнения межпланетной миссии с заданными параметрами.

### **Алексеев С.О.**

Моей задачей в проекте было создание космического аппарата для миссии в KSP, изучение библиотеки kRPC и написание программного кода для управления полётом. После завершения разработки мною было записано видео прохождения миссии.

В ходе работы я изучил основные механики KSP, необходимые для проектирования ракеты и выполнения полёта. Изначально создавались простые ракеты для ручных запусков, что позволило понять принципы их работы. На основе данных, предоставленных командой, был построен основной корабль. В процессе разработки конструкция

неоднократно изменялась методом проб и ошибок для приближения к реальному прототипу.

После завершения сборки ракеты были проведены тесты, подтвердившие её работоспособность. Далее я приступил к изучению библиотеки kRPC, установке мода и написанию кода на языке Python. Выбор языка был обусловлен его удобством и широкой поддержкой. Несмотря на недостаточную полноту документации kRPC, постепенно удалось реализовать автоматизированный полёт, используя физические данные, полученные от коллег.

В результате работы были изучены механики космических полётов, разработана ракета на основе реальных миссий, освоена библиотека kRPC и реализована программная часть управления полётом на языке Python.

## **Клинов С.Г.**

Я отвечал за исследование исторической и научной части миссии, прототипом которой послужила реальная миссия Emirates Mars Mission (Hope). В его задачи входило изучение целей миссии, этапов полёта и ключевых технических решений, применённых при запуске и выводе аппарата на орбиту Марса.

В процессе работы были проанализированы официальные источники и открытые публикации, описывающие миссию Норе, включая хронологию запуска, особенности межпланетного перелёта и параметры орбитального захвата. Полученные данные использовались в качестве основы для

адаптации сценария полёта в KSP и сопоставления реальной миссии с её игровой интерпретацией.

По итогам работы было сформировано понимание исторического контекста миссии Emirates Mars Mission, её научной значимости и вклада в исследование Марса, а также обеспечена корректность исторической и концептуальной части проекта.

### **Шаронов Е.Д.**

Я отвечал за медиа-сопровождение проекта, включая подготовку презентационных материалов, монтаж видеозаписи миссии и оформление репозитория проекта на платформе GitHub. В его задачи входило наглядное и структурированное представление результатов работы команды.

В ходе проекта были разработаны презентации, отражающие основные этапы миссии, цели и полученные результаты. Также был выполнен монтаж видеоматериала полёта, позволяющий визуально продемонстрировать реализацию миссии в KSP. Дополнительно был создан и оформлен репозиторий GitHub, в котором размещены программный код, материалы проекта и сопроводительная документация.

В результате работы была обеспечена целостная визуальная и информационная подача проекта, что позволило эффективно представить результаты миссии и упростить **доступ к материалам для дальнейшего изучения.**

### **ИСТОЧНИКИ:**

- 1.1 - <https://www.bbc.com/news/world-middle-east-52973849>
- 1.2 - <https://ru.wikipedia.org/wiki/H-IIA>

1.3 - <https://space.gov.ae/en/about-us/initiatives-and-projects/initiatives-and-projects-listing/emirates-mars-mission-hope-probe>

2.1 - <https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/Kerbol/ru>

2.2 - <https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/Kerbin/ru>

2.3 - <https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/Duna/ru>

2.4 - <https://www.youtube.com/playlist?list=PLB3la8aQsDKgAa9pyjeSDic49oi591zqC>

2.5 - [https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/Cheat\\_sheet](https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/Cheat_sheet)

2.6 - И. В. Савельев Курс общей физики

2.7 - А. Н. Матвеев Механика и Теория Относительности

3.1 - <https://krpc.github.io/krpc/index.html>

3.2 - <https://github.com/krpc/krpc/issues>

3.3 - <https://ksp.olex.biz/>

4.1 - [https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/Reaction\\_Control\\_System/ru](https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/Reaction_Control_System/ru)

4.2 - <https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/CommNet>

4.3 - <https://global.jaxa.jp/projects/rockets/h2a/>

4.4 - <https://ru.wikipedia.org/wiki/H-IIA>

4.5 - <https://www.youtube.com/watch?v=fB2rYZ3siR8&t=848s>

4.6 - Фото деталей и моделей из программы KSP. Сфотографировано вручную.