

МАОУ «Лицей №153»;
Муниципальное бюджетное образовательное учреждение
дополнительного образования детей
«Городской центр туризма, краеведения и экскурсий «Комета»
городского округа город Уфа
Республики Башкортостан
Объединение Уфимская Космошкола

Шаг в будущее. Инженерное дело.
Секция: Космические аппараты и ракеты-носители (СМ1)
Проект:
«Концепция полёта на Марс и Взлётно-посадочный комплекс»

Автор: Закирьянов Искандер
Фаритович, 10 класс
Руководители: Алликас
Алексей Георгиевич, Уракова Гюзель Иршатовна

Уфа, 2024 год

Аннотация

Данный проект нацелен на разработку концепции для полётов людей и грузов к Марсу с учетом современных достижений российской космической техники, пребывания там и возвращения на Землю. Задачами командного проекта являются разработка миссии, проектирование межпланетного пилотируемого корабля, проведение предварительных расчётов и осуществление перелёта с помощью компьютерного симулятора с соблюдением законов небесной механики. В рамках проекта также предусмотрено создание 3D-моделей и макетов разработанных транспортных средств.

Моя роль в проекте заключалась в расчёте двигателей и технологических нововведений ведущего корабля на основе ТЭМ «Зевс», массовых характеристик системы, а также в разработке взлётно-посадочного комплекса (ВПК). Для улучшения точности расчётов я использовал программирование на Python. Я изучил методы посадок и полётов, анализировал идеи учёных и инженеров, изучал астромеханику, орбитальные законы и другие аспекты межпланетных перелётов. Для ВПК я вывел размерные и массовые характеристики, произвёл расчёты для ДУ ВПК.

В результате были разработаны 3D-модель и масштабный макет аппарата. При разработке ВПК и двигательных систем ТЭМа использован редактор AutoCAD. Детали макетов были напечатаны на 3D-принтерах. В планах - уточнение конструкции двигательных и топливных систем, разработка внутреннего распределения жилого модуля и внедрение электроники. Реализация данной технологии на практике позволит человечеству продвинуться в освоении Марса и Солнечной системы.

Оглавление

I	Введение	3
II	Основная часть. Эффективная концепция	4
1	Существующие и предполагающиеся схемы полётов к Марсу	4
2	К Марсу на малой тяге	9
3	Расчёты, транспортная система, ВПМК	11
4	Создание 3D-модели и макета системы и ВПМК	18
III	Заключение	20
IV	Список использованных материалов	21
V	Приложения	22

I. Введение

Всем известно, что одной из главных задач всей мировой космонавтики этого века является Марс. Вследствие этого вопросы, связанные с комфортной, безопасной и дешёвой транспортировкой людей и грузов на Марс, выходят на первый план. В своём проекте я проанализировал различные концепции полётов и миссий, чтобы разработать свой, наиболее эффективный и полезный вариант миссии. В команде мы создали и продумали данную концепцию; я произвел ряд необходимых расчётов для двигателей межпланетной транспортной системы, а также разработал Вzlётно-посадочный комплекс (ВПК), вывел размерные и массовые характеристики, некоторые двигательные расчёты, сделал размерный 3D-эскиз и макет.

Цель: Разработать и рассчитать эффективную концепцию для полётов к Марсу, высадки и возвращения на Землю. Продумать Вzlётно-посадочный комплекс и сделать необходимые расчёты, сделать 3D-макет системы.

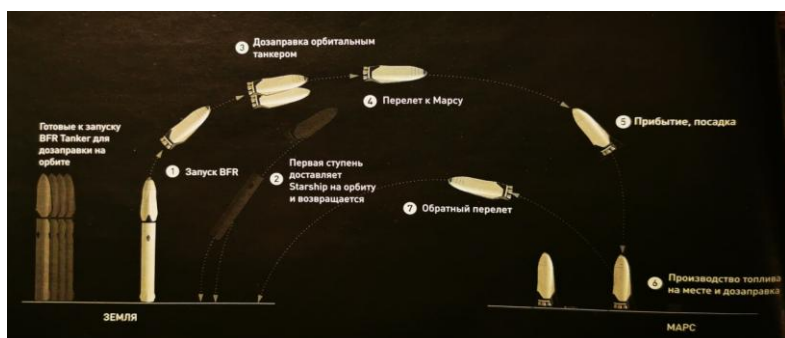
II. Основная часть. Эффективная концепция.

1. Существующие и предлагаемые схемы полётов к Марсу.

Чтобы понять, как сделать систему полётов наиболее эффективной, дешёвой и безопасной, нужно обратиться к тому, что уже есть и что планируется в ближайшее время. Начнём с того, что человечество не имеет опыта по отправке и высадке людей на Марс, да и к Луне люди давно не летали. Зато на Марс было отправлено множество автоматических орбитальных и посадочных аппаратов и марсоходов.

При посадке этих объектов на красную планету используются различные системы. Например, марсоходы Pathfinder, Spirit и Opportunity тормозили с помощью атмосферы, парашютов и двигателей, а потом падали на поверхность, имея защиту в виде надувных баллонов, которые смягчали удары об планету. Ещё один пример – марсоход Perseverance. После торможения парашютами и атмосферой, специальное устройство над марсоходом включает ракетные двигатели и замедляет скорость системы до нуля. На тросе аппарат опускается на поверхность, после чего устройство посадки улетает в сторону. Первый вариант не подходит для людей или тяжелых объектов. Второй уже более пригоден для мягкой посадки.

На данный момент ближе всего к высадке человека на красную планету приближается Илон Маск и его частная космическая компания SpaceX. Разработанная там ракета Starship на данный момент является самой грузоподъемной ракетой-носителем в мире. Данная система полностью многоразовая и состоит из двух ступеней. Сейчас она проходит активные



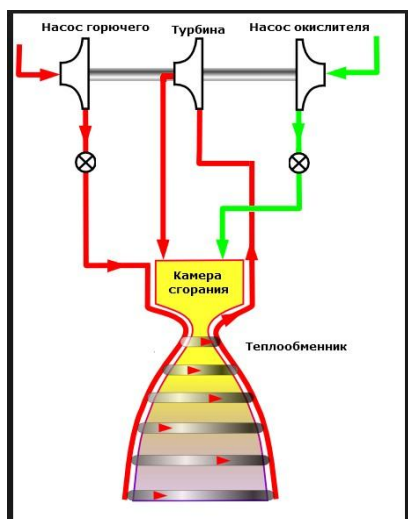
испытания и доработки. Преимущество этой системы именно в многоразовом использовании транспортных систем. Starship использует

жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) Raptor-3 на метане и кислороде в качестве топлива. Чтобы разогнать всю эту тяжёлую систему требуется довольно много топлива.

Концепции и разработки по полётам человека на Марс создаются с XX века. Среди прочих выделяются концепции с использованием собранных на орбите станций, которые отправляются на Марс. Валентин Петрович Глушко разрабатывал концепции с использованием ядерного реактора либо солнечных батарей. Типы двигателей так же рассматривались различные: ЖРД, ионные, плазменные, и даже ядерные.

В проекте Глушко предполагалось использование двигателей малой тяги, в частности ионные и электроракетные, которые берут энергию либо от ядерного реактора, либо от огромных солнечных панелей. Оба источника энергии имеют свои преимущества и недостатки.

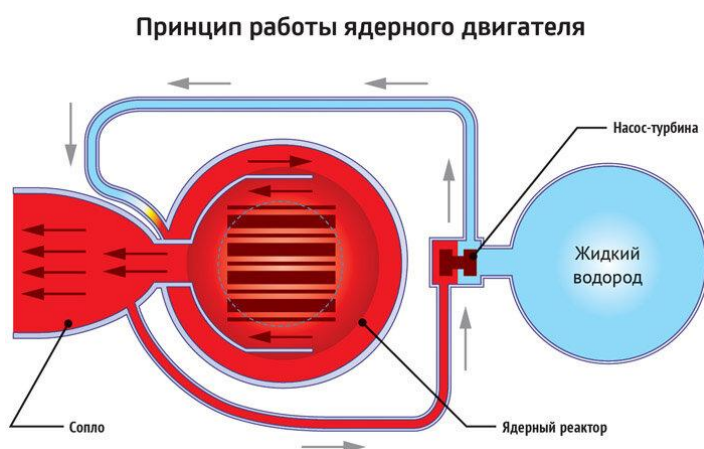
Чем же отличаются приведённые выше типы двигателей? Основная характеристика, показывающая эффективность ракетного двигателя – удельный импульс (УИ), величина, имеющая размерность скорости и примерно равная



скорости истечения газов из РД. УИ настоящего двигателя всегда немного меньше скорости истечения рабочего вещества. Чем выше УИ – тем меньше понадобится топлива для того же изменения скорости.

Жидкостные ракетные двигатели – самый популярный тип РД. Именно такие двигатели поднимают ракеты с поверхности земли. Удельный импульс у самого эффективного на данный момент водородно-кислородного ЖРД равен 4500 м/с.

Принцип работы ЖРД прост: горючее и окислитель поступают в камеру сгорания, а затем сгоревшее вещество на огромной скорости «вытекает» из сопла. Таким образом, возникает реактивная тяга.

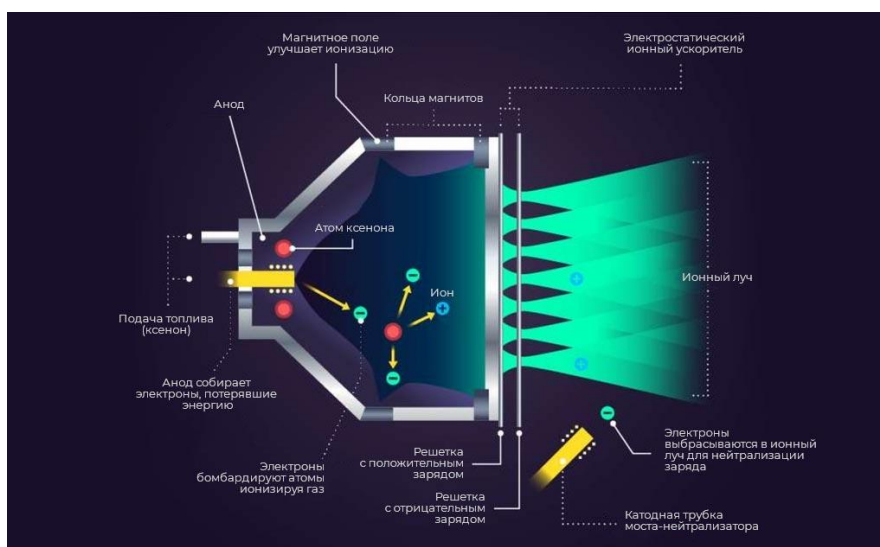


Ядерный ракетный двигатель (ЯРД) работает по следующей схеме: Рабочее тело (например, водород) подаётся в активную зону реактора, каналы которого нагреваются при распаде или синтезе ядер. Тепловая энергия разогревает рабочее тело, которое

затем выбрасывается из сопла на огромной скорости. Самый большой УИ наблюдается у газофазных ЯРД: в теории от 15000 до 70000 м/с. В теории, потому что на практике ЯРД не используются и не создаются ввиду своей сложности и опасности. С земли на них взлетать – точно не лучшая идея, хотя на ряду с огромным УИ наблюдается и огромная тяга (больше, чем у ЖРД)

Ионный двигатель (ИРД) работает так: атомы рабочего тела (какого-либо инертного газа, например, ксенона) подаются в камеру, где происходит их бомбардировка электронами (происходит ионизация газа, создаются плазма), которая при этом ускоряется под действием магнитного поля. Плазменный двигатель также использует плазму для генерации тяги, но в отличие от ионных двигателей, он работает на основе индукционного нагрева. Ионизированный газ проходит через электростатический ускоритель выбрасывается из сопла ещё быстрее. Таким образом, достигается огромный удельный импульс – возможно, более 100000 м/с. Возможно, потому что в данный момент эти двигатели обычно используются лишь для ориентации космических аппаратов. Стоит отметить, что аппарат Хаябуса-2, отправленный к астероиду, имел именно ионные двигатели. Несмотря на огромный удельный импульс, у ИРД очень маленькая тяга (например, у ИД-500 тяга не более 750 мН). С земли на них

точно взлететь не удастся (смешно смотреть на полёты в «Звездных войнах»). Но у этих двигателей есть большое преимущество по сравнению с ЖРД и ЯРД: они могут работать в течение очень долгого времени. Обычно ступени современных РН работают не более 10 минут, после чего у них заканчивается всё топливо. ИРД же могут работать в течение месяцев. Как так выходит? Топливо заканчивается не очень быстро, а для ионизации необходима электроэнергия. Её можно получить с помощью вышеописанных ядерного реактора и солнечных панелей. Как мы выяснили, первый источник более надёжный, чем энергия солнца. Ядерный реактор может работать месяцы, или даже годы. Таким образом, космический аппарат с такими двигателями может постоянно разгоняться в течении длительного времени и развивать огромные скорости. В теории, если правильно просчитать период, в течение которого нужно разгоняться, и период, в течение которого нужно тормозиться, можно значительно увеличить среднюю скорость полёта до цели, соответственно сделать перелёты быстрее. В данном случае траектория полёта уже будет не гомановской (которая используется почти во всех миссиях на Марс и становится возможна раз в 2 с небольшим года), и её придется высчитывать отдельно. Но тут нужно учитывать длительный по времени разгон до покидания зоны активного действия тяготения Земли. Так или иначе, ионные двигатели позволят значительно экономить на топливе и доставлять более тяжёлые грузы, чем могут РН с ЖРД.



Выходит, что для межпланетных перелётов больше всего подходит ионный двигатель. Но тогда космический корабль-систему нужно отправлять с орбиты земли. Учитывая, что подобное транспортное средство может иметь массы больше 100 тонн, следует собирать на орбите Земли из отдельных блоков.



ТЭМ «ЗЕВС». ОБЛИК И ХАРАКТЕРИСТИКИ

Наименование характеристики	Значение
Масса КА сухая / заправленный, т	20,6 / 22,0
Масса отсека несущих ферм, т	10,6
Масса энергоблока, т	7,0
Масса модуля двигательных установок (сухая), т	1,4
Масса блока обеспечивающих систем (сухая), т	3,0
Масса компонентов топлива ДУОС (АТ + НДМГ), т	0,44
Масса компонентов топлива ЭРДУ (Ксенон), т	1,0
Габариты в транспортном положении (L / Ø), м	24,9 / 5,0
Габариты в рабочем положении (L / Ø СОР-В, Ø БФ), м	56,7 / 10,6 / 20,9
Моменты инерции (X / Y / Z), т·м ²	72 / 7400 / 8400
Средства выведения	«Ангара-A5B»
Разгонный блок	«Фрегат»
Площадь радиаторов СОР-В, м ²	696
Мощность энергоблока (тепловая/электрическая), кВт	1900 / 470



В дополнение стоит упомянуть новый российский ядерный космический буксир ТЭМ «Зевс», который разрабатывается в госкорпорации Роскосмос совместно с предприятием «Арсенал». Предполагаемый год запуска – 2030. Он представляет собой раскладываемый на орбите «тягач», который имеет ядерный реактор мегаваттного класса, систему охлаждения и агрегатный отсек с ионными двигателями. В качестве топлива в нём будет использоваться ксенон. Такой аппарат сможет месяцами или годами курсировать по солнечной системе, доставляя грузы на Луну, Марс, Венеру и даже к Юпитеру. Ниже в работе описано потенциальное использование «Зевса» в нашей концепции и модернизированная версия ТЭМа для наших нужд.

2. К Марсу на малой тяге.

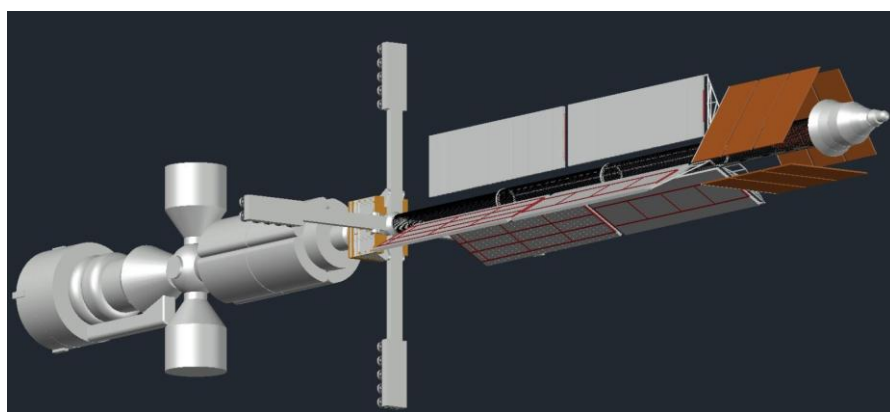
Давайте подробнее остановимся на вышеописанной схеме и возьмём её за основу нашей концепции. Допустим, что наша задача доставить на Марс краткосрочную миссию (пару недель) с экипажем в 4 человека. Либо доставить

на Марс тяжёлые грузы, снабдить базу. С доставкой большой массы проблем не возникнет, топлива у нас хватает, ионные двигатели доставят комплекс к Марсу. Но возникает ряд других проблем для космонавтов. Влияние гравитации, замкнутого пространства, радиации, некомфортных условий проживания может оказать негативное воздействие на физическое и ментальное здоровье космонавтов. Было бы разумно отправлять к Марсу на более-менее комфортной станции, где можно обеспечить защиту от радиации, предоставить возможности для спорта и поддержания здоровья организма, уместить всё необходимое для длительного полёта. К данной станции следует присоединить взлетно-посадочный корабль для высадки на Марс и возвращения на станцию. Чтобы привести всю эту систему в движение, можно использовать тот же самый «Зевс», переделанный под наши нужды. А именно, можно использовать на нём 40 ионных двигателей, которые будут размещены на 4 раздвижных в 4 стороны опоры (по 10 на каждую). Это позволит увеличить суммарную тягу, а также поможет диверсифицировать риски отказа двигательной системы. При выводе тягача на орбиту опоры сложены назад и втянуты. Мы получим возможность продолжить полёт даже после отказа одной или нескольких двигательных систем, наклонив опоры под определённым углом. На данный момент Роскосмос планирует использовать 4 двигателя ИД-500, мощностью 35 кВт и тягой до 750 Н каждый. Удельный импульс этих двигателей около 70 км/с. КПД почти у всех поколений ИД 0,75. Но параллельно разрабатывается двигатель следующего поколения, мощность которого составит 85 кВт. В моей версии планируется использовать именно такие двигатели, поскольку их тяга будет выше. Соотношение основных характеристик ИД задаётся формулой $P = (I * F) / 2n$, где P – мощность, I – удельный импульс, F – тяга, n – КПД. Также заметим по хар-кам других ИД, что с увеличением мощности ИД увеличивался и их уд. импульс. На новом ИД удельный импульс составит приблизительно 85 км/с, тогда получаем тягу каждого двигателя 1,5 Н, а суммарную – 60 Н. Более того, ядерный реактор «Зевса» может выступать в качестве источника энергии для всей станции. Стоит отметить, что планируемый реактор на «Зевсе»

обладает электрической мощностью порядка 1МВт. Чтобы питать все двигательные системы потребуется минимум 3,4 МВт, а на питание станции и других систем ещё больше. Третье ключевое изменение – установка теневой защиты от радиации реактора, расположенной сразу за ним в виде цилиндрического свинцового экрана, который будет создавать «тень» для всего остального межпланетного комплекса и защитит экипаж от радиации. Диск будет весить несколько тонн. «Зевс», или Двигательно-энергетический блок (ДЭБ) будет находиться в передней части комплекса, а взлётно-посадочный корабль (ВМК) – сзади.

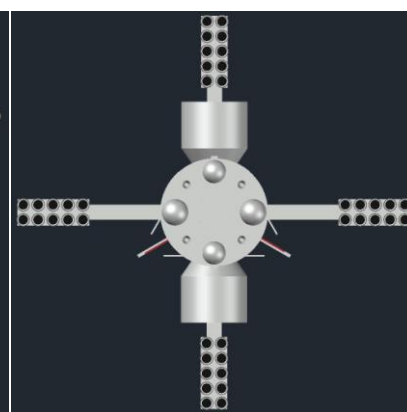
Как же происходит полёт к Марсу на малой тяге? Длительный разгон, постоянное ускорение на середине пути, длительное торможение – всё это позволит выиграть по времени для людей, которые прибудут на станцию лишь после длительного разгона до некоторых значений. Подробно схему полёта и прочие детали перелёта могут рассказать мои коллеги, совместно с которыми мы разрабатывали нашу концепцию. Я предпочту углубиться в свои разработки и расчёты.

3. Расчёты, транспортная система, ВМК.



Общий вид

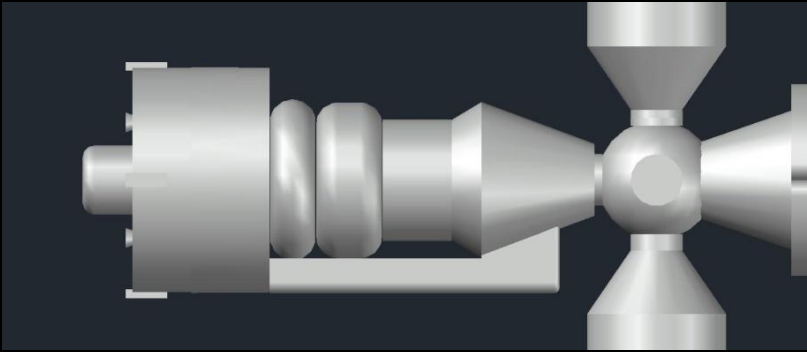
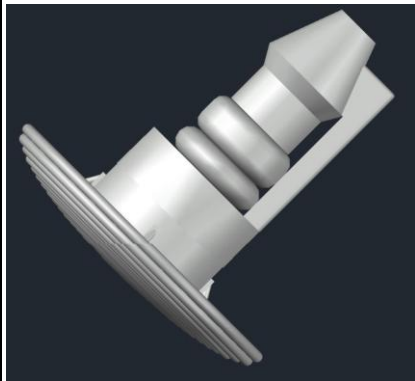
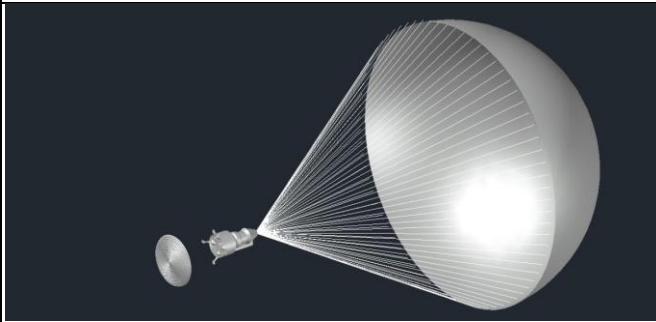
**Межпланетного Пилотируемого Комплекса
(МПК)**

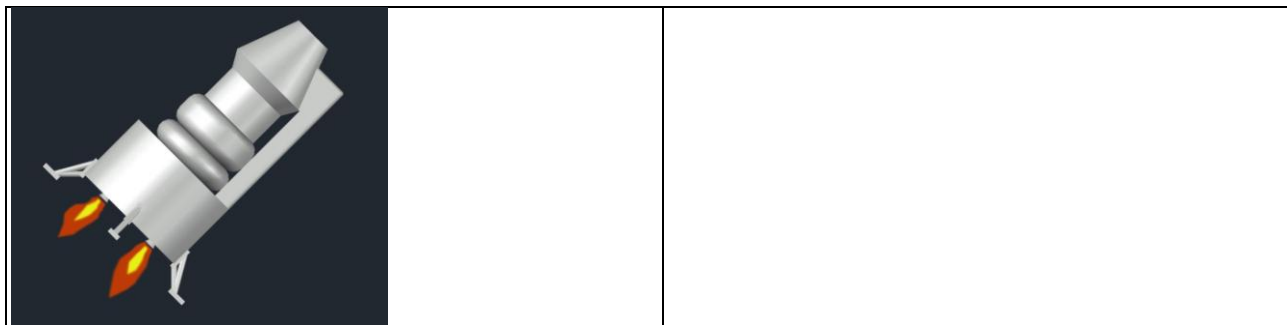


**ДУ модернизированного
ТЭМ «Зевс»
после разворачивания**

Давайте подробно остановимся на конструкции ВПК, рассмотрим из чего состоит вся система, рассчитаем, сколько это будет весить, сколько топлива

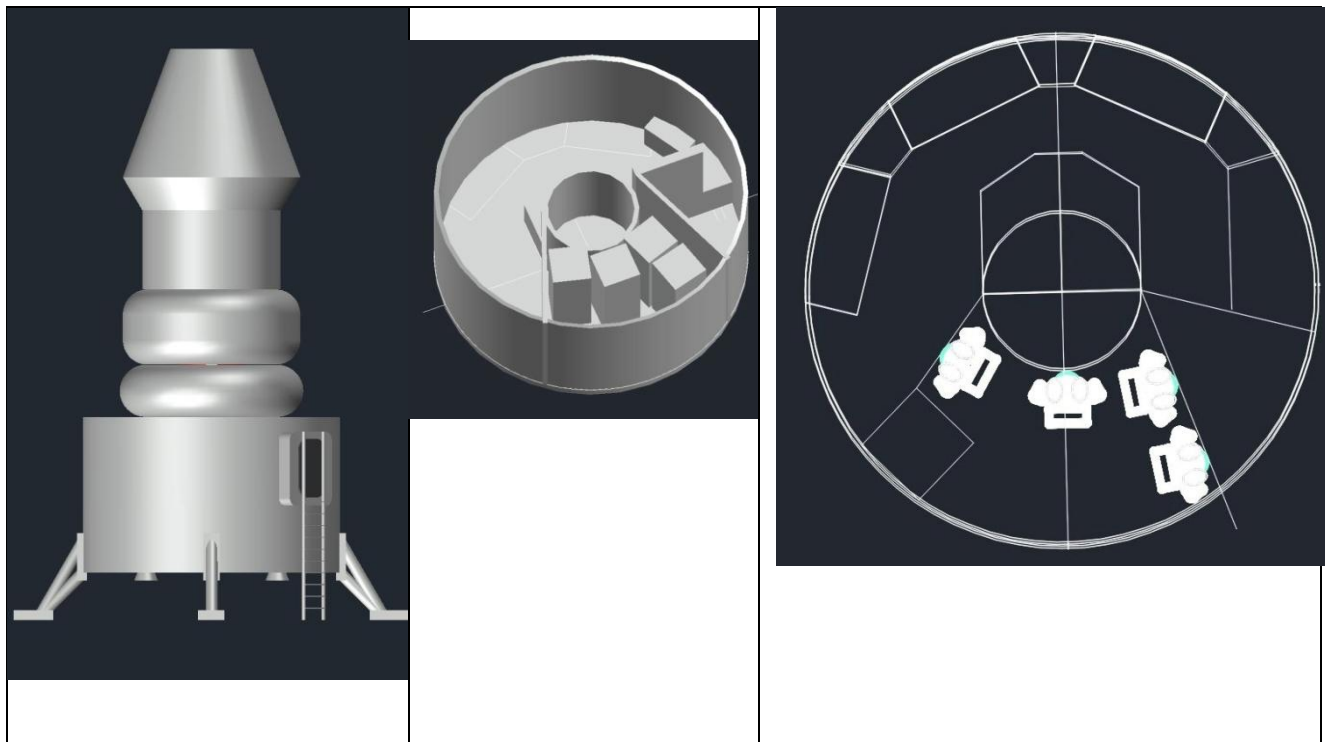
понадобиться и прикинем другие характеристики. Расчёты с необходимыми массами топлива на каждом этапе проводятся по формуле Циолковского: $V = I \cdot \ln(M+m / M)$, где V – изменение скорости, I – удельный импульс двигателя, M – конечная масса, скорость которой должна быть изменена, m – масса топлива, необходимая для изменения скорости конечной массы. Расчёты для всего полёта нужно проводить с крайнего шага, с «самой сухой» массы.

Этапы посадки ВПК	
	
	
	



Начать стоит с ВПК, так как он представляет собой отдельную транспортную единицу и требует личного топлива. Он состоит из нескольких частей и является частично многоразовым. Некоторые расчёты приведены в приложении. ВПК расстыковывается с орбитальным модулем на орбите Марса и начинает торможение в атмосфере Марса с помощью надувного защитного теплового щита, диаметр которого более 9 метров (для защиты корабля с диаметром 6,5 м). Где-то на высоте от 20 до 11 км раскрывается система огромных высокопрочных сверхзвуковых парашютов для торможения в более плотных слоях атмосферы. Необходимо обеспечить торможение парашютами и щитом до скорости $v = 300-400$ км/ч к высоте $h = 2450$ м. Затем тепловой щит отстреливается, включается ДУ посадочного модуля. Таким образом, необходимое ускорение, сообщаемое ВПК тягой двигателей его посадочного модуля, будет $a = 25$ м/с², что в совокупности с ускорением свободного падения на марсе даёт перегрузку менее 3 земных g. Тяга двигателей: $F = m(g + a)$, время работы: $t = v/a$, высота включения: $h = (a * t^2)/2$. Данная перегрузка не причинит вреда даже ослабленным полётом организмам космонавтов. Для стабильности системы при посадке я планирую использовать 4 двигателя. Для сохранения устойчивого наклонного положения ВПК во время аэродинамического торможения (что приводит к повышению его эффективности) центр масс слегка смещён с помощью «шахты», которая будет описана позже. В качестве топлива для посадки и взлёта я выбрал горючее несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и окислитель тетраоксид азота (АТ). Так же был вариант с использованием метана и кислорода. Двигатель на

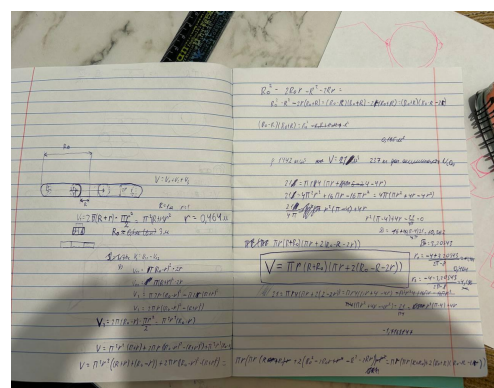
таком топливе обычно даёт больший удельный импульс, чем на НДМГ и АТ, а значит масса топлива и начальная масса всего ВПК будет меньше. Более того, метан и кислород можно создавать на Марсе, проводя электролиз воды (получаем водород и кислород) и разложение углекислого газа на углерод и кислород. Это значит, что топливо для взлёта, которое имеет значительно большую массу, чем для посадки, можно будет добывать прямо на марсе, а не везти с собой. В конечном итоге это сократит массу ВПК почти в 2 раза. Данная концепция может быть применима в будущем, но для начальных этапов краткосрочных миссий нам следует использовать НДМГ и АТ. Во-первых, для них не нужны сложные и тяжёлые системы охлаждения, как для метана и кислорода, которые в жидком состоянии имеют температуру примерно -182 градуса по Цельсию. Во-вторых, не смотря на большую необходимую массу, эти компоненты являются более плотными, чем метан и кислород, поэтому объём занимают меньше, что удобно при проектировании и создании корабля. При посадке ВПК садится на выдвижные опоры. Высота агрегатного отсека 1700 миллиметров, что немного больше, чем диаметр шарообразного бака окислителя (всего их два). Баки горючего немного меньше баков окислителя (их тоже два). Диаметр баков был рассчитан исходя из объёмов, необходимых для размещения топливных масс окислителя и горючего, отношение которых равно 2,6/1. Двигатели с нашей не очень большой тягой вполне уместятся в размеры нашего агрегатного отсека. Там же в центре будет располагаться баллон для надувания теплового щита. Диаметр агрегатного отсека равен диаметру жилого модуля. Масса агрегатного отсека со щитом составит 10 т. В центре агрегатного отсека, жилого модуля, и разгонного блока взлётного модуля находится дыра диаметром 2 метра для двигателя разгонного блока взлётного модуля.



Над агрегатным отсеком находится жилой модуль. Его диаметр составляет 6,5 метров, что позволяет создать комфортные и свободные условия для космонавтов в довольно небольшом помещении. Там есть 4 кровати, кухня, «шкафы» для еды, вещей и оборудования, рабочие места, бортовой компьютер, запас воды и воздуха, системы жизнеобеспечения и терморегуляции, туалет, а также шлюзовой отсек для выхода на поверхность марса, в котором находятся 4 скафандра. Масса оснащённого модуля = 10 т.

Параютные системы для посадки крепятся сверху модуля на свободном пространстве в двух диаметрально противоположных точках, их масса примерно равна 2т.

Далее следует взлётный модуль. Он состоит из двух торообразных баков, вытянутых вверх. Изначально я планировал сделать тор вытянутым по диаметру и даже вывел формулу для расчёта объёма такой фигуры через 3 радиуса:



Но возник вопрос о переходе людей из взлётного корабля в жилой модуль и обратно. В теории они могли бы перебираться снаружи корабля в скафандрах по лестнице на обшивке. Но я решил сделать отстреливаемую герметичную «шахту», где люди по лестнице без скафандров смогут спокойно попасть прямо в переходный шлюз жилого модуля. Для этого пришлось уменьшить диаметр баков взлётного модуля на 2 метра. Теперь самый широкий диаметр равен 4,5

метра (такой же диаметр у взлётного корабля), что очень удобно для установки «шахты». Её масса составит около тонны, а длина – 11 м. При уменьшении диаметра пришлось вытянуть бак окислителя не вширь, а вверх. Формулу для вычисления параметров новой фигуры я также вывел (см. рис.). Размеры баков вычисляются по данной формуле, когда становится известна масса и плотность топлива на этапе миссии.

Handwritten mathematical derivation and a diagram of a tank configuration on graph paper.

Derivation:

$$V = 2\pi(R+r) \cdot \pi r^2 + \pi h(2R^2 + 4Rr + 4r^2) = 2\pi r^2 [2(R+r) + h(2R^2 + 4Rr + 4r^2)]$$

$$\pi(2\pi(R+r)r^2 + h(2R^2 + 4Rr + 4r^2)) = 2\pi r^2 [2(R+r) + h(2R^2 + 4Rr + 4r^2)]$$

$$\pi(R+r)h + \pi R^2 h = \pi h(R^2 + 2Rr + R^2) = \pi h(6R^2 + 4Rr + 4r^2)$$

$$h = \frac{2\pi(R+r)r^2}{\pi(R+r)h + \pi R^2 h} = \frac{2(R+r)r^2}{(R+r)h + R^2 h} = \frac{2(R+r)r^2}{h(R^2 + 2Rr + R^2)} = \frac{2(R+r)r^2}{h(6R^2 + 4Rr + 4r^2)}$$

$$h = \frac{2(R+r)r^2}{6R^2 + 4Rr + 4r^2} = \frac{2(1.625 + 0.390625)}{6(1.625)^2 + 4(1.625)(0.390625) + 4(0.390625)^2} = \frac{2(2.015625)}{6(2.640625) + 4(0.63671875) + 4(0.152578125)} = \frac{4.03125}{6.0625 + 2.546875 + 0.6103125} = \frac{4.03125}{9.2196875} = 0.437$$

$$h = 4.45$$

$$R = 6.25$$

$$r = 6.65$$

Diagram:

The diagram shows a cross-section of a tank configuration. It consists of a large outer cylinder with radius R and a smaller inner cylinder with radius r . The height of the inner cylinder is h . The diagram is labeled with $R = 6.25$ and $h = 6.65$. Below the diagram, the values $3(1.0)$ and $2(1.0)$ are written.

	<p style="text-align: center;">Этапы взлета</p>	<p>Двигатель разгонного блока расположен во внутреннем пространстве торообразных баков. Пилотируемый корабль представляет собой модифицированный для Марса ПТК «Орёл» с орбитальным агрегатным отсеком. Масса взлётного корабля с заправленным агрегатным отсеком, людьми и возвращаемыми грузами (17 т) вместе с сухой массой разгонного блока (5 т) дают 22т. по моим расчётам, масса топлива для вывода данной системы на орбиту составляет 42т. При этом, верхняя часть жилого модуля имеет</p>
		<p>конусообразную толстую прослойку, что убережёт его от пламени двигателя. Это значит, что мы сможем использовать этот жилой модуль в последующих миссиях как дополнительное место для жилья, хранения чего-либо и др., что даёт неплохие преимущества и экономию, а так же является фактором потенциального создания базы на Марсе из этих блоков.</p>

конусообразную толстую прослойку, что убережёт его от пламени двигателя. Это значит, что мы сможем использовать этот жилой модуль в последующих миссиях как дополнительное место для жилья, хранения чего-либо и др., что даёт неплохие преимущества и экономию, а так же является фактором потенциального создания базы на Марсе из этих блоков.

И так, мы имеем 64 т взлётной системы и 23 т части, присутствующей при посадке. Тогда масса посадочного топлива составит примерно 10100 т. Общая масса ВПМК $m = 97100$ кг. Тяга каждого двигателя должна быть $F = m(a + g) / 4 = 700$ кН, что относительно немного. Расчёты по формуле Циолковского я

проделал, используя следующие данные: первая космическая скорость на 300 км орбите Марса = 3407 м/с (так же рассчитано мной по законам Ньютона); скорость, с которой начинает работать ДУ ВПМК примерно 350 м/с (значение примерное, получено на основе опыта других аппаратов и с запасом на случай превышения планируемой скорости). Стоит отметить, что жилой модуль ВПМК может быть легко переоборудован в грузовой модуль и использоваться в процессе миссий, доставляя большое количество грузов. Возможности различных комбинаций обширны.

Чтобы вывести ВПМК с Земли на орбиту для стыковки с остальным кораблём необходим либо один запуск на сверхтяжёлой РН с большим обтекателем, либо 3 запуска РН «Ангара-А5В» (запуск частично заправленного взлётного модуля с шахтой (38т), запуск для его полной заправки (27т топлива + заправщик), запуск остальной части корабля с топливом (32,1т)).

Разберёмся с массой постоянной станции. Её проектировкой занимались мои коллеги. ВПМК стыкуется с ней через модуль с 6 шлюзами стыковки. К нему так же стыкуется корабль на орбите Земли, который доставляет экипаж перед миссией и увозит его обратно на Землю после. К нему сверху и снизу пристыкованы складские модули. Общая масса этих трёх блоков – 20т. Основной модуль, где живёт экипаж во время перелёта, имеет массу 40т. Также по периметру станции предусмотрен ряд двигателей ориентации для маневров и разворотов. Их топливо весит около 5т. Наш модернизированный «Зевс» (в оригинале весит 21т) с усиленным реактором, теневой защитой и дополнительной двигательной установкой будет весить 33,9 т. Получается, общая масса всей системы без межпланетного топлива – 195 т. Расчётом межпланетного перелёта занимается мой коллега. Но ради интереса я решил рассчитать массу для перелёта по гомановской траектории. Некоторые скорости были рассчитаны по законам Ньютона, некоторые – экспериментальными симуляциями в программе Orbiter 2016. По итогу вычислений по формуле Циолковского первоначальная масса всего

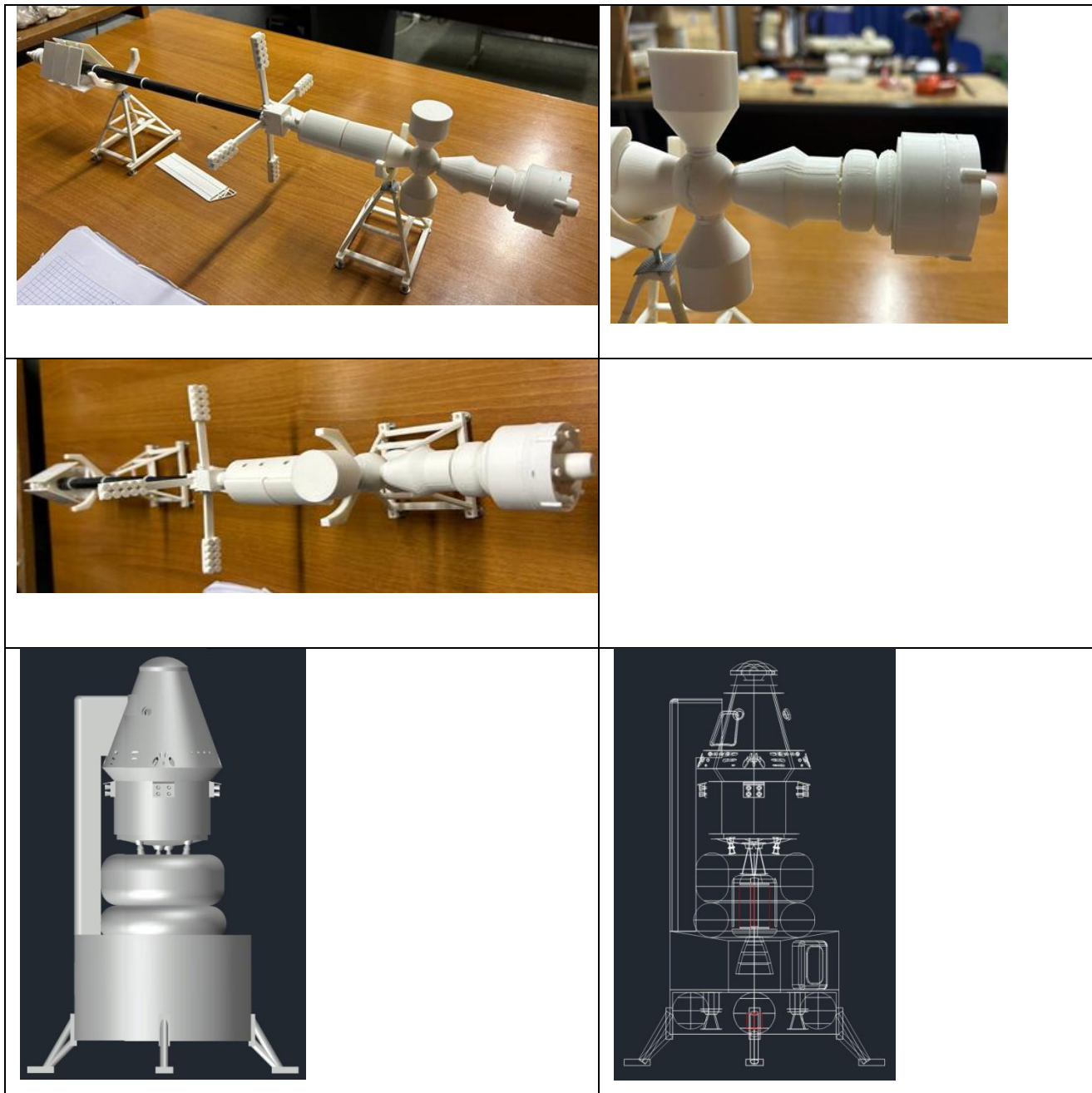
межпланетного комплекса – 232400кг. Топливо имеет массу 37,4т. Жидкий ксенон будет занимать при этом объём немного более 12м^3 . Теперь, можно посчитать сколько времени уйдёт на разгон до 2 космической скорости с Земли. $60\text{ Н} = a \cdot 232400\text{кг}$. $a = 60/232400\text{ м/с}^2$, $t = v/a = (3190 \cdot 232400)/60$. Переведём в дни, получим примерно 143 дня, то есть около 4,75 месяцев. Эти расчёты справедливы для гомановской траектории, а в нашей концепции топлива потребуется больше, поскольку двигатели будут работать на протяжении почти всего перелёта. Стоит отметить, что для упрощения процессов расчёта и для повышения их точности, я написал несколько программ на языке python, которые принимают мои значения и выдают нужный мне результат. Код можно посмотреть в приложениях, а здесь я продемонстрирую функцию, которая по принципу формулы Циолковского рассчитывает массу топлива для манёвра по переданным значениям конечной массы, изменения скорости и удельного импульса:

```
def prop(dv, ud, mas):  
    return (mas * (math.e ** (dv / ud))) - mas
```

4. Создание 3D-модели и макета системы и ВПК

Как вы могли заметить, я создал эскизную 3D-модель ВПК, обладающую точными размерными характеристиками корпуса. Работа проходила в программе AutoCAD. Продумывая размерные характеристики, эргономику и компоновку аппарата я учёл множество факторов, в том числе описанных выше. Наибольшую сложность представляли решения по сопряжению взлётной и посадочной части, расчёты топливных баков разгонного блока, внутренняя компоновка жилого отсека. Так же мной была осуществлена проектировка агрегатного отсека ТЭМ «Зевс» и дополнительной двигательной системы. Мои коллеги сделали остальные части транспортной системы. Все файлы мы подготовили к 3D-печати и напечатали модульный макет системы в масштабе 1:144. Предстоит тяжёлая работа по полировке, обработке, сборке и покраске макета. В ближайшее время я планирую

доработать внутренности жилого модуля, спроектировать двигатели на начальном уровне, продумать детализовку и стыковку ВПК, увеличить макет и, возможно, внедрить электронику и датчики в макет для выполнения различных подвижных операций.



III. Заключение

Мы продумали и разработали наиболее эффективную для краткосрочных/среднесрочных миссий и доставок грузов концепцию полёта,

высадки и возвращения (к Марсу). Мои разработки имеют большой потенциал и вариативность, их практическая реализация позволит продвинуться человечеству в освоении космоса. Был описан ряд нововведений (и их обоснование) касательно ТЭМ «Зевс» для нашего межпланетного комплекса. Более подробно я рассчитал и спроектировал Вzlётно-посадочный Марсианский Корабль, были рассчитаны необходимые и оптимальные массовые и габаритные характеристики корабля и его частей, необходимая тяга двигателей и выбор топлива. Были созданы 3D-модели и макеты системы и ВПМК. Я планирую скорую доработку и модернизацию проекта, его усложнение. Полученные данные, концепции и задумки помогут реализовать полёты человека на Марс в ближайшем будущем.

IV. Список использованных материалов.

Литература и периодические издания

1. Пилотируемая экспедиция на Марс. А. С. Кортеев, Российская Академия Космонавтики, 2006
2. Курс на Марс. Самый реалистичный проект полета к Красной планете. Роберт Зубрин, Рихард Вагнер. 1996, 2001 Robert Zubrin, Изд. «Эксмо», 2017
3. Космические аппараты. Под общей редакцией проф. К. П. Феоктистова. <http://12apr.su/books/item/f00/s00/z0000023/index.shtml>
4. Спускаемые аппараты. Е. И. Попов. Издательство «Знание», 1985 г.
5. Обзор проектов пилотируемых полётов к Марсу. И. В. Безяев, С. Ф. Стойко ПО «Металлист», РКК «Энергия».
6. Механика космического полёта в элементарном изложении. В. И. Левантовский. Москва «Наука», 1980 г.
7. Расчёт основных рабочих характеристик ионного двигателя мощностью 20-30 Вт. МАИ, Алдонин Ф. И., Ахметжанов Р. В. <https://cyberleninka.ru/article/n/raschet-osnovnyh-rabochih-harakteristik-ionnogo-dvigatelya-moschnostyu-20-30-vt/viewer>

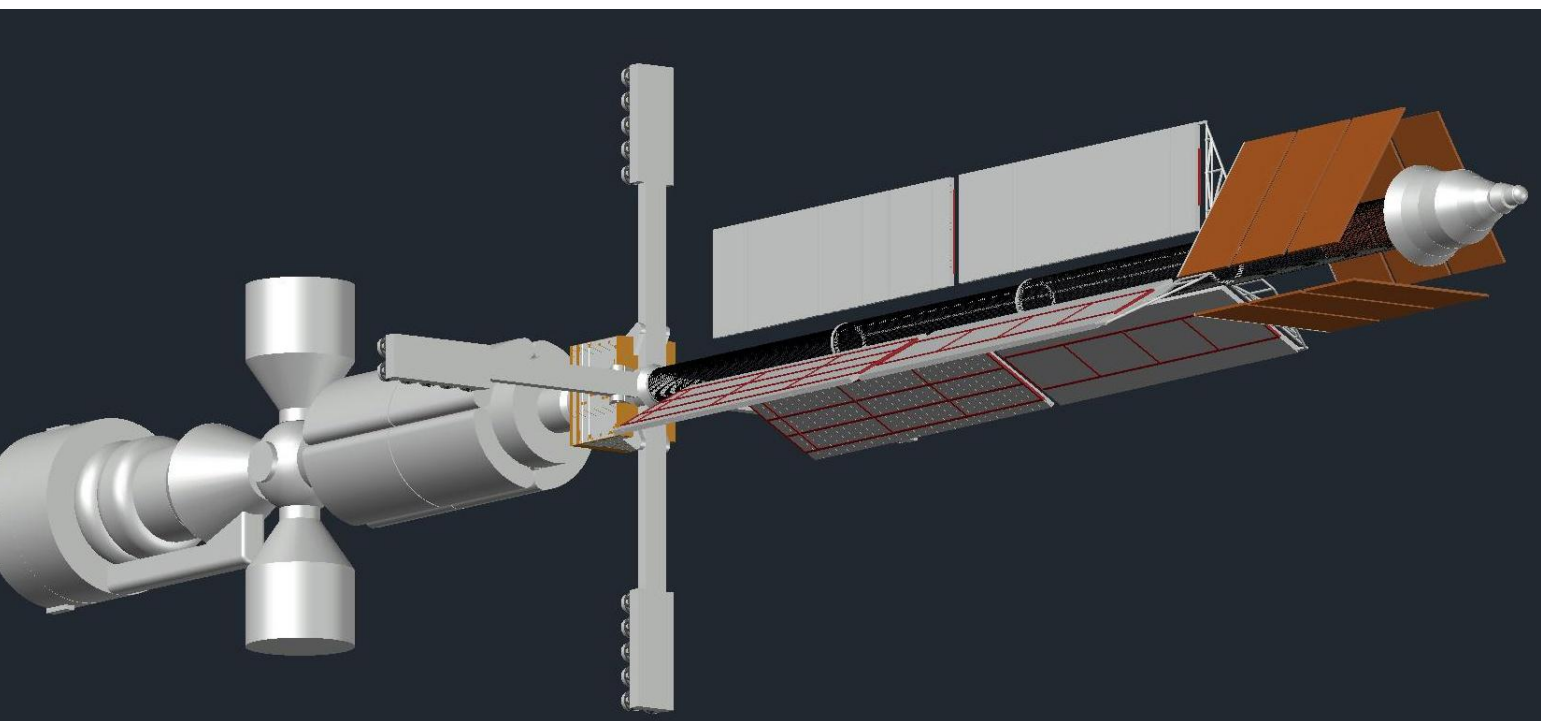
Интернет-ресурсы

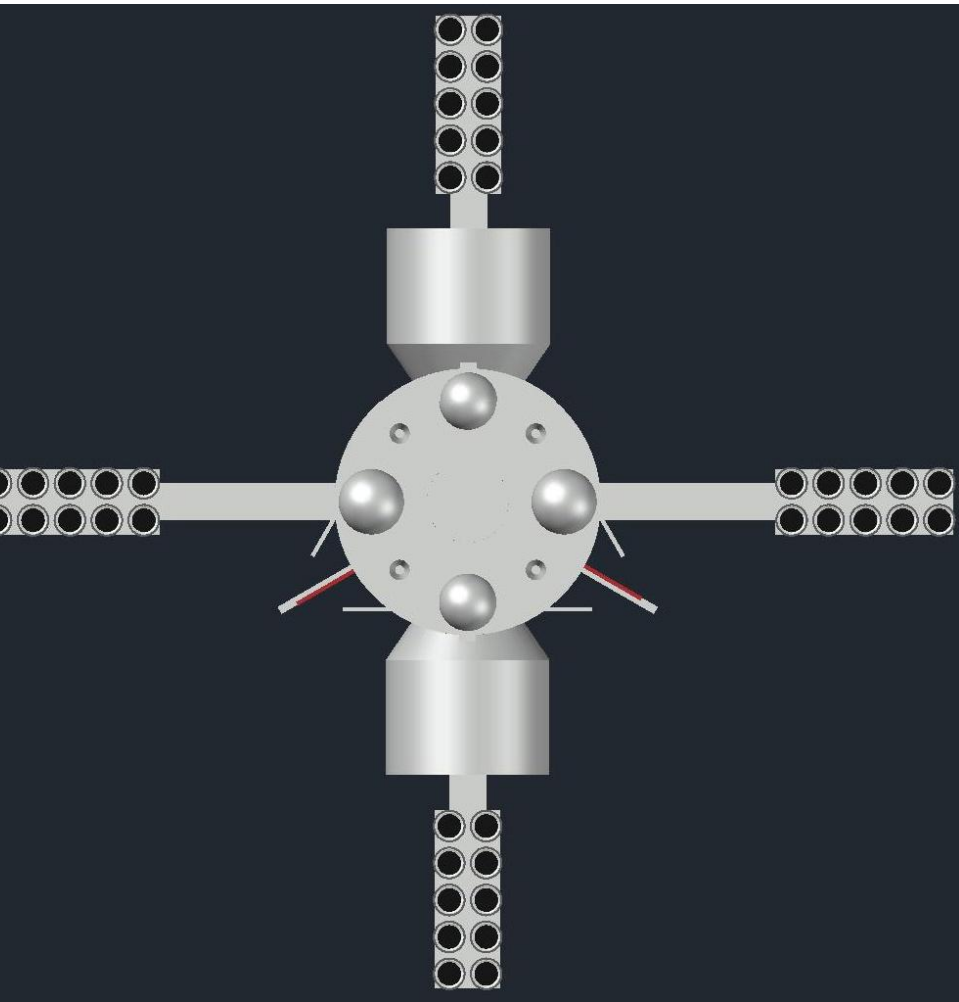
8. NASA mars <https://mars.nasa.gov/mars2020/timeline/launch/launch-windows/>
9. https://ru.wikipedia.org/wiki/Транспортно-энергетический_модуль
10. <https://forum.novosti-kosmonavтики.ru/index.php?topic=18400.5620>
11. <https://users.livejournal.com/-s-o-n-y-/33048.html>

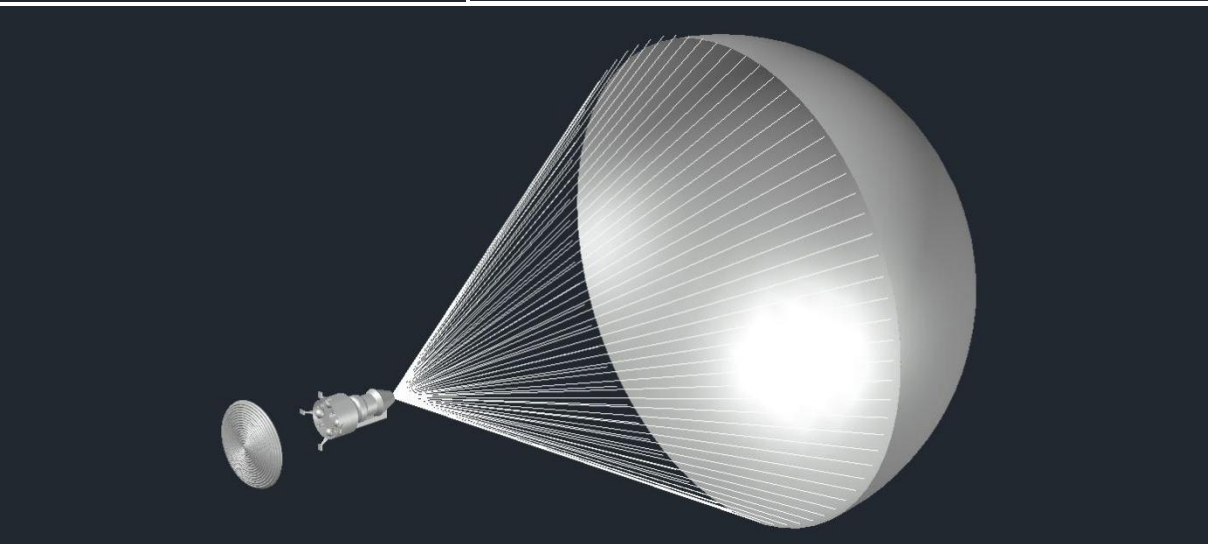
Программное Обеспечение:

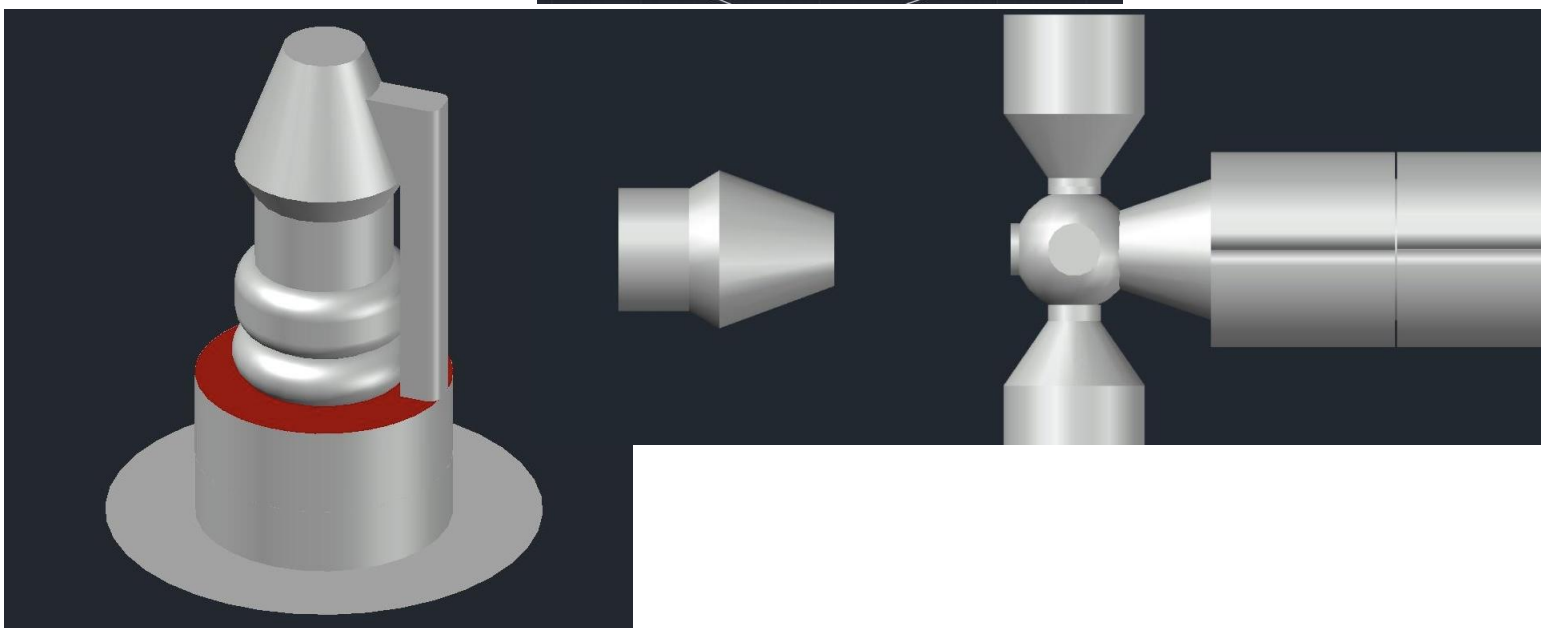
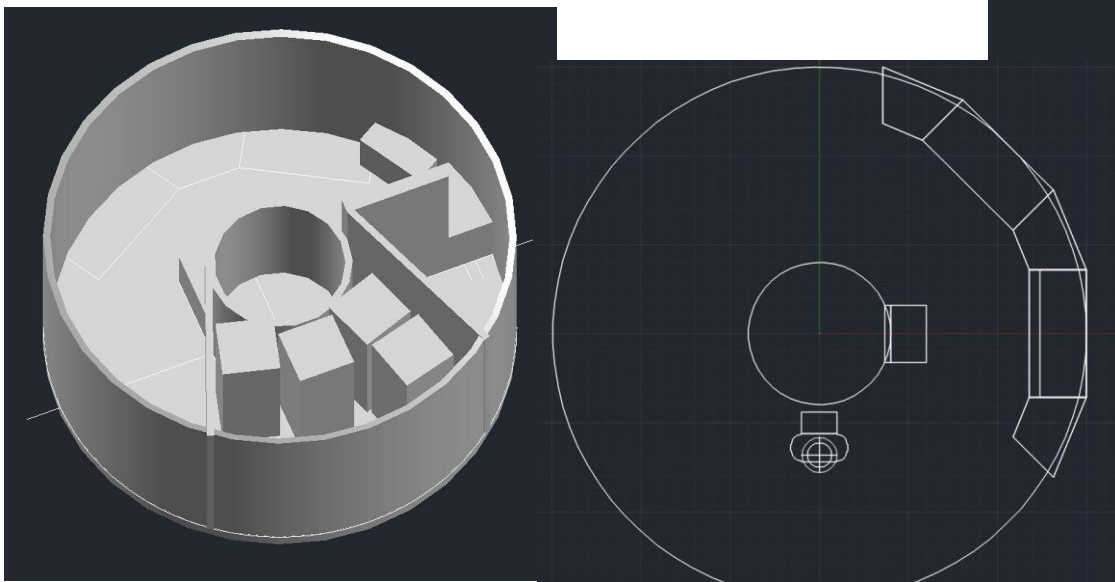
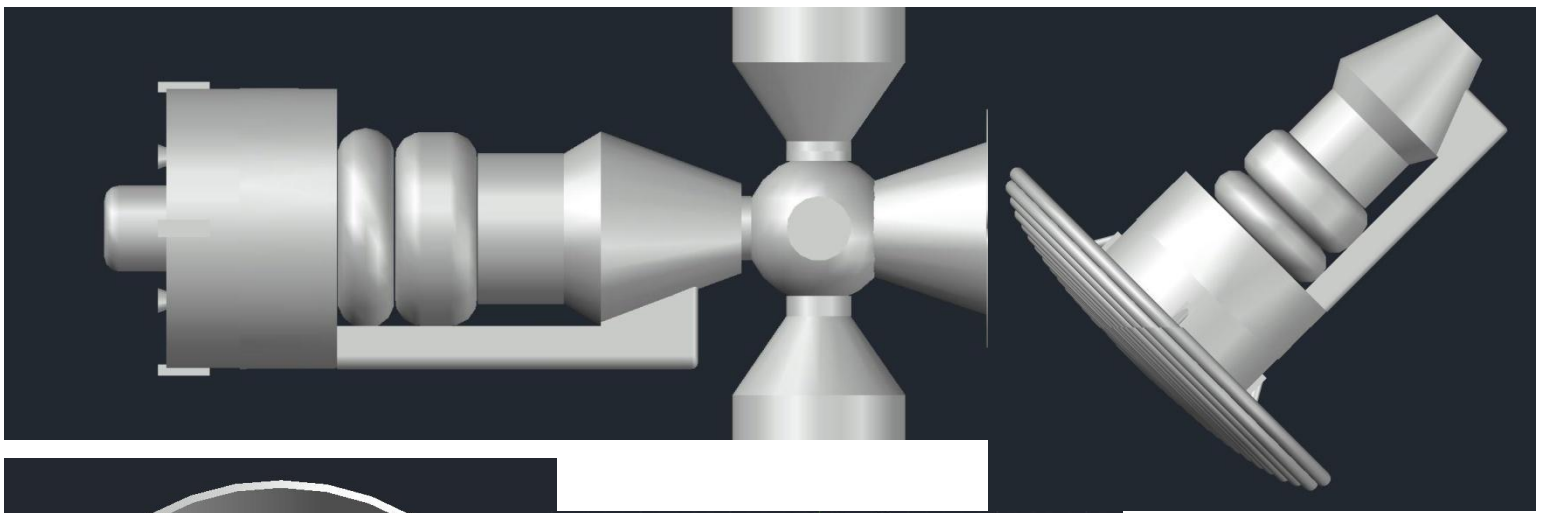
12. AutoCAD 2019
13. САПР Компас-3D
14. Orbiter 2016
15. Python 3.11

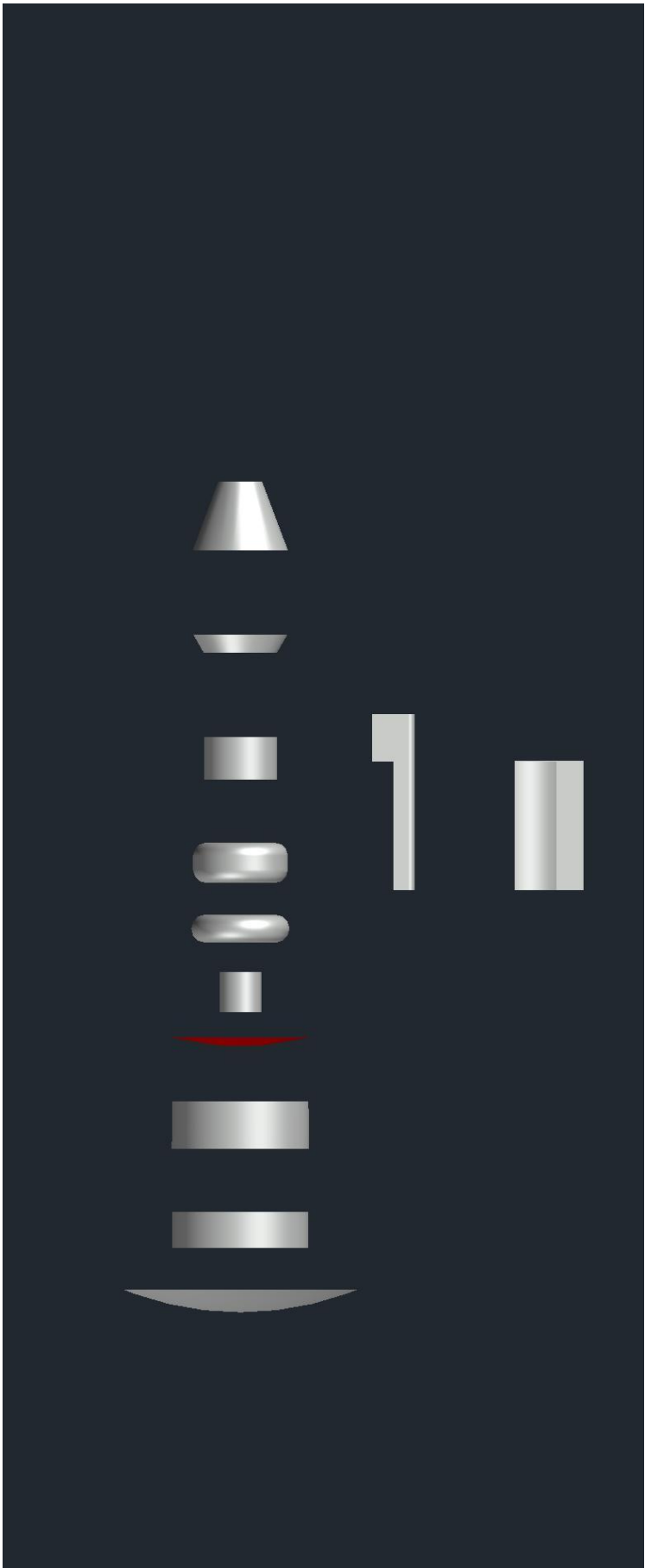
V. Приложения.

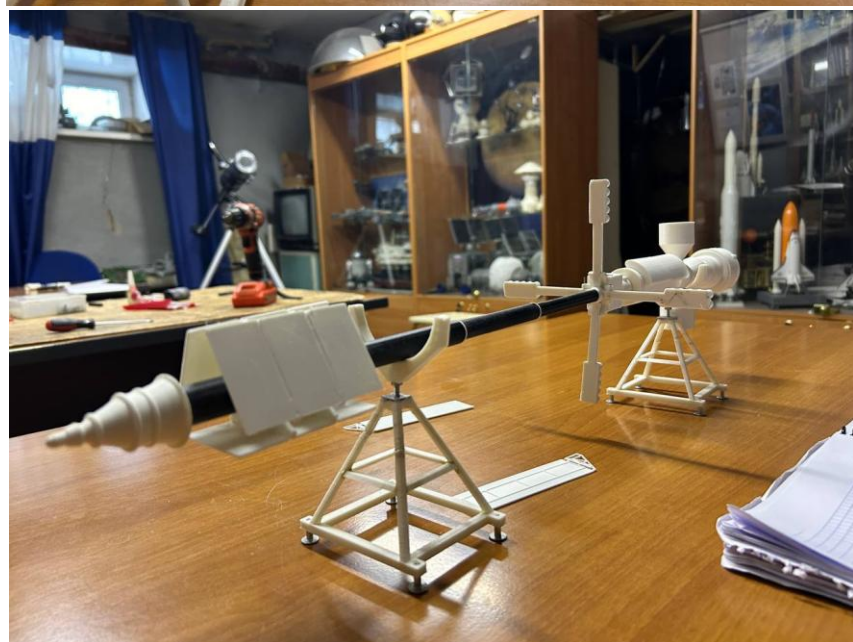
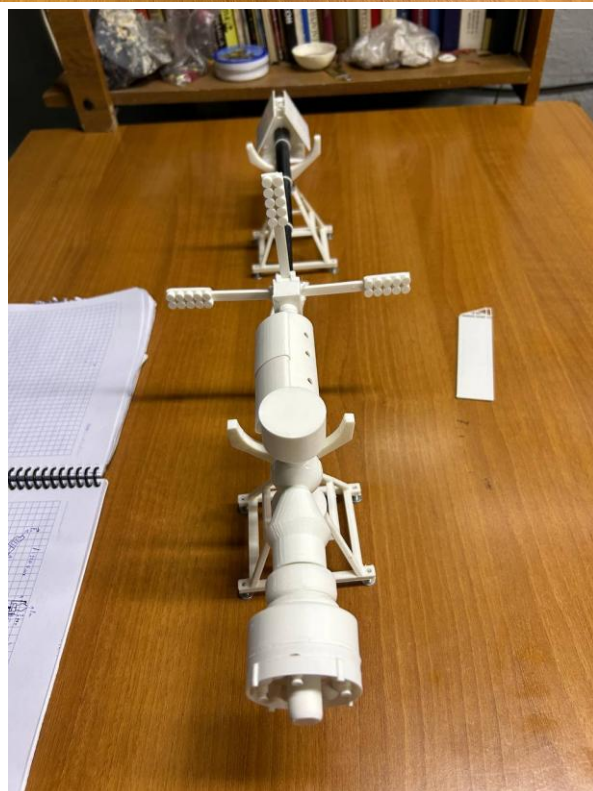
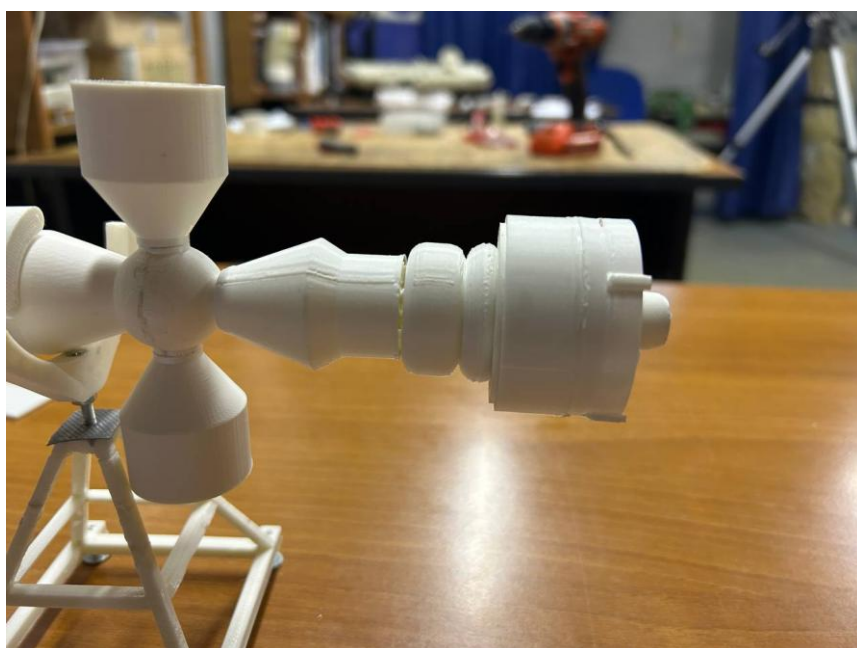
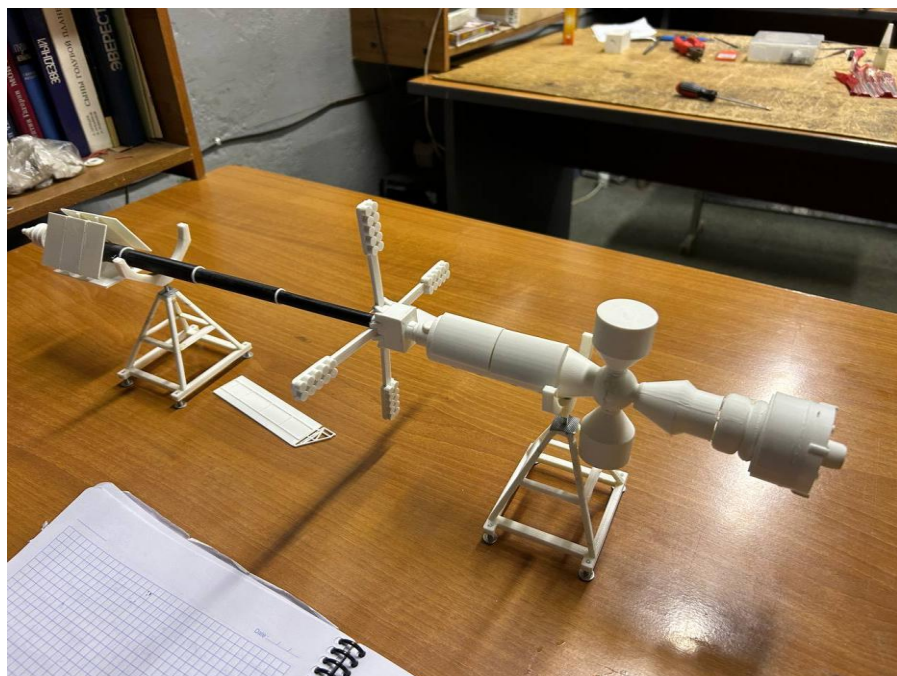













```
File Edit View Navigate Code Refactor Run Tools VCS Window Help Not Over - calculations.py - Administrator

Over > calculations.py

Project
  backbone.py
  calculations.py
  conv.py
  doreshka.py
  echo.py
  fgjh.py
  FigVam.py
  filik.py
  griot.py
  guide.py
  js.py
  main.py
  New Chapter.py
  obyem.py
  research.json
  timer.py
  выборы.py
  Концепция полёта на Марс и Влётно-посадочный
  Концепция полёта на Марс и Влётно-посадочный
External Libraries
  < Python 3.10 (Not Over) > D:\Users\1.HOME-PC\NotC
  Binary Skeletons
  DLLs
  Extended Definitions
  Lib
  Python310 library root
  site-packages
  venv library root
  Lib
  Scripts
  .gitignore
  alphabet.txt
  hoar.py
  phishub.py
  ovvenv.cta

calculations.py
18 dop_g = 3 * g
19 a = 2.5 * g
20 t_eng = v_pos / a
21 h_pos = (a * t_eng * t_eng) / 2
22
23
24 def prop(dv, ud, mas):
25     return (mas * (math.e ** (dv / ud))) - mas
26
27
28 vzlet_prop = prop(v_m, ui_ndmg_ton, m_vzlet_suh)
29 print('топливо для взлёта:', str(vzlet_prop) + ';', 'фактически (с запасом):', 42000)
30 m_vzlet = m_vzlet_suh + 42000
31 print('масса взлётногo корабля с топливом:', m_vzlet)
32 m_down = 23000
33 m_pos = m_down + m_vzlet
34 m_vpmk_suh = m_vzlet_suh + m_down
35 pos_prop = prop(v_pos, ui_ndmg_ton, m_pos)
36 print('масса топлива для посадки:', pos_prop, 'фактически (с запасом):', 10100)
37 print('высота включения ДУ', h_pos)
38 m_vpmk = 10100 + m_pos
39 print('масса ВПМК:', m_vpmk)
40 Ft = m_vpmk * (a + gm)
41 print('общая тяга:', Ft)
42 Fteng = Ft / 4
43 print('тяга на двигатель:', Fteng, "Н")
44 vpe = 14000
45 dvk = vpe - v_e
46 m_all = 195000
47 m_pod = 115000
48 prop_pod = prop(dvk, ui_ion_xe, m_pod)

Version Control Run Python Packages TODO Python Console Problems Terminal Services
download pre-built shared indexes: Reduce the indexing time and CPU load with pre-built Python packages shared indexes // Always download // Download once // Don't show again // Configure... (12.02.2024 14:39) 59:43 CRLF UTF-8 4 spaces Python 3.10 (Not Over) 22:53 15.02.2024
```

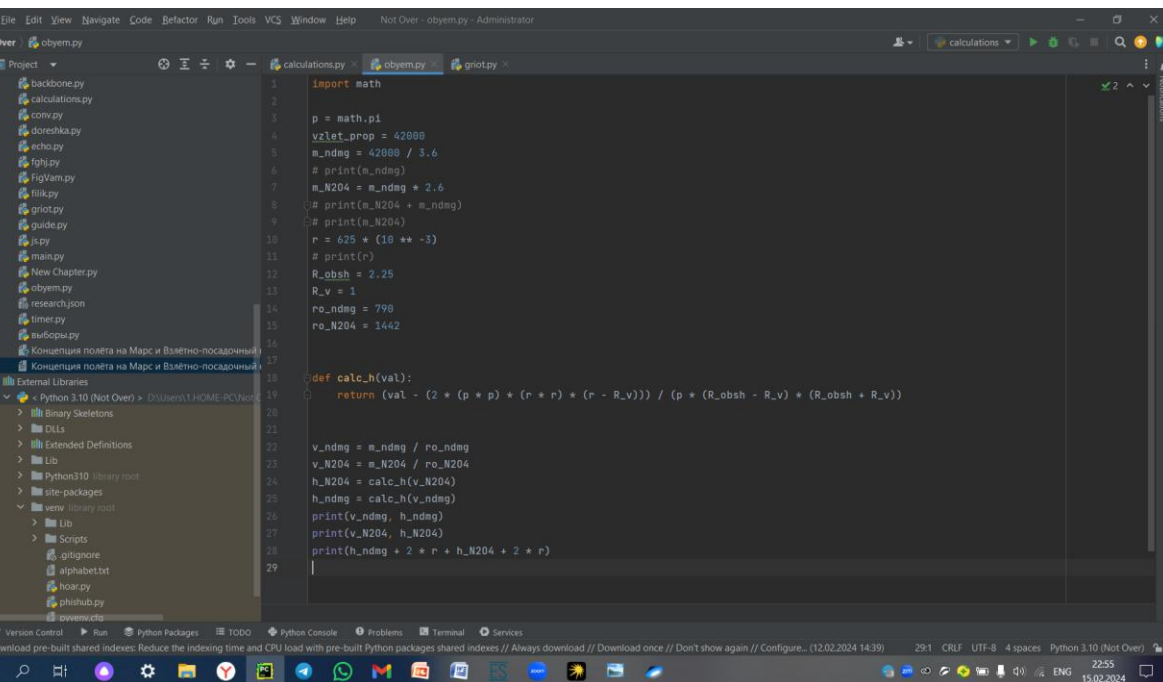
```
File Edit View Navigate Code Refactor Run Tools VCS Window Help Not Over - calculations.py - Administrator

Over > calculations.py

Project
  backbone.py
  calculations.py
  conv.py
  doreshka.py
  echo.py
  fgjh.py
  FigVam.py
  filik.py
  griot.py
  guide.py
  js.py
  main.py
  New Chapter.py
  obyem.py
  research.json
  timer.py
  выборы.py
  Концепция полёта на Марс и Влётно-посадочный
  Концепция полёта на Марс и Влётно-посадочный
External Libraries
  < Python 3.10 (Not Over) > D:\Users\1.HOME-PC\NotC
  Binary Skeletons
  DLLs
  Extended Definitions
  Lib
  Python310 library root
  site-packages
  venv library root
  Lib
  Scripts
  .gitignore
  alphabet.txt
  hoar.py
  phishub.py
  ovvenv.cta

calculations.py
39 print('масса ВПМК:', m_vpmk)
40 Ft = m_vpmk * (a + gm)
41 print('общая тяга:', Ft)
42 Fteng = Ft / 4
43 print('тяга на двигатель:', Fteng, "Н")
44 vpe = 14000
45 dvk = vpe - v_e
46 m_all = 195000
47 m_pod = 115000
48 prop_pod = prop(dvk, ui_ion_xe, m_pod)
49 print('топливо для торможения у земли:', prop_pod)
50 m_torm = m_pod + prop_pod
51 v_razg_m = 1412
52 prop_razg = prop(v_razg_m, ui_ion_xe, m_torm)
53 print('топливо для разгона с марса:', prop_razg)
54 m_stop_mars = m_torm + prop_razg + 80100
55 print('доставить к марсу тонн:', m_stop_mars)
56 prop_stop = prop(8100, ui_ion_xe, m_stop_mars)
57 print('топливо для торможения у Марса:', prop_stop)
58 m_to_mars = m_stop_mars + prop_stop
59 print('отправить к марсу тонн:', m_to_mars)
60 prop_start = prop(3190, ui_ion_xe, m_to_mars)
61 print('топливо для отрыва от земли:', prop_start)
62 m_total = prop_start + m_to_mars
63 print('масса всей системы с топливом:', m_total)
64 print('масса топлива:', )
65 |

Version Control Run Python Packages TODO Python Console Problems Terminal Services
download pre-built shared indexes: Reduce the indexing time and CPU load with pre-built Python packages shared indexes // Always download // Download once // Don't show again // Configure... (12.02.2024 14:39) 65:1 CRLF UTF-8 4 spaces Python 3.10 (Not Over) 22:54 15.02.2024
```



```
def prop(dv, ud, mas):
    return (mas * (math.e ** (dv / ud))) - mas
```

Run: calculations ×

```
"D:\Users\1.HOME-PC\Not Over\venv\Scripts\python.exe" "D:\Users\1.HOME-PC\Not Over\venv\Scripts\python.exe"
топливо для взлёта: 41814.90089418489; фактически (с запасом): 42000
масса взлётного корабля с топливом: 64000
масса топлива для посадки: 10055.513473895815 фактически (с запасом): 10100
высота включения ДУ 2450.0
масса ВПМК: 97100
общая тяга: 2786770.0
тяга на двигатель: 696692.5 Н
топливо для торможения у земли: 8452.373065928521
топливо для разгона с марса: 1952.103692126897
```

Run: calculations ×

```
общая тяга: 2786770.0
тяга на двигатель: 696692.5 Н
топливо для торможения у земли: 8452.373065928521
топливо для разгона с марса: 1952.103692126897
доставить к марсу тонн: 205504.47675805542
топливо для торможения у Марса: 19353.236896903923
отправить к марсу тонн: 224857.71365495934
топливо для отрыва от земли: 8112.88576433601
масса всей системы с топливом: 232970.59941929535
масса топлива: 37870.59941929535
```

Version Control Run Python Packages TODO Python Console Problems

Download pre-built shared indexes: Reduce the indexing time and CPU load with pre-built Python packages shared indexes // Always download // Download once // Don't show again // Configure... (12.02.2024 14:39)