

УДК 629.78:517.977

Проектно-баллистический анализ пилотируемой марсианской миссии с ядерной электроракетной двигательной установкой

М. Константинов, Х. Лёб, В. Петухов, Г. Попов

Аннотация

Рассматривается одна из принципиально возможных схем реализации пилотируемой миссии на Марс. Характерными особенностями миссии являются: использование ядерной электроракетной двигательной установки, большое время пребывания экипажа в полете (порядка 1000...1100 суток) и относительно малая масса КА на околоземной орбите (200 тонн). Проводится проектно-баллистический анализ выбранной схемы. Критерием оптимизации выбрана масса топлива, требуемого на перелет космического аппарата. Минимизация такой массы эквивалентна в рассматриваемой постановке максимизации суммарной массы энергетической и двигательной установок. Показано, что, для реализации рассматриваемой пилотируемой миссии необходимо создать ядерную электроракетную энерго-двигательную установку с удельной массой меньшей, чем 15 кг/кВт при КПД двигательной установке 0.75, удельной массе системы хранения рабочего тела 0.1 и массе пилотируемого космического комплекса 60 тонн.

Ключевые слова

космический аппарат; Марсианский проект, пилотируемый комплекс, электроракетная двигательная установка, ядерная энергетическая установка

Введение

Проблема анализа возможности осуществления пилотируемого марсианского проекта исследуется давно. Первые такие проекты разрабатывались в 60-ые годы прошлого века. Достаточно подробный анализ большого ряда проектов пилотируемого полета на Марс приведен в книге «Пилотируемая экспедиция на Марс», изданной в 2006 году Российской академией космонавтики им. К.Э. Циолковского [1].

Вернуться к этой проблеме нас заставило то, что анализ многих опубликованных проектов (например, в публикациях [1, 2]) оставляет ощущение нереальности их реализации. Прежде всего, смущает большая начальная масса КА (масса КА на базовой околоземной

орбите). В громадном большинстве случаев эта масса равняется 400...800 тонн при достаточно высоких базовых орбитах (круговые высотой от 500 км и эллиптические с высотой перигея от 500 км). Очень сложно предположить создание таких больших космических комплексов на относительно высоких орбитах. Кроме этого, при использовании ядерных электроракетных двигательных установок авторы проектов рассматривают очень большие электрические мощности ядерных энергетических установок. Как правило, предполагается, что эта электрическая мощность более 15000 кВт (например, 22500 кВт). Хотя возможно, что когда-нибудь могут быть созданы энергетические космические установки такого большого уровня мощности, но, по нашему мнению, первые полеты человека на Марс должны быть реализованы с использованием существенно более меньшей энергетики (например, порядка 3000 кВт).

В работе [2] представлен сравнительный анализ нескольких схем реализации пилотируемой миссии на Марс. Авторы этой работы (сотрудники научно-исследовательского центра им. М. Келдыша) делают несколько принципиальных выводов, с которыми невозможно не согласиться. Главный их вывод, что в рамках настоящих представлений о космических транспортных системах наиболее совершенной является транспортная система на базе ядерной энергетической установки и электроракетных двигателей (электроракетной двигательной установки). Именно такую систему мы и рассматриваем в настоящей работе.

Основные входные характеристики анализируемого проекта пилотируемой миссии

Основные различия входных характеристик нашего исследования от упомянутой работы «Научно-исследовательского центра им. Келдыша» состоят в следующем:

1) Мы анализируем транспортную космическую систему меньшего размера (масса КА на низкой базовой околоземной орбите - 200... 230 тонн (в упомянутом исследовании эта масса равна 330...500 тонн);

2) Мы не фиксируем удельную массу ядерной энергетической установки 5 кг/кВт, как это сделано в упомянутом исследовании. Наше мнение – это очень оптимистическая оценка, возможно, соответствующая уровням электрической мощности большим, чем мы рассматриваем.

Есть некоторые основания полагать, что, по-видимому, более аккуратный прогноз величины удельной массы рассматриваемой ядерной энергоустановки содержится в работе [3]. Этот прогноз иллюстрируется на графике, приведенном на Рисунке 1. Мы полагаем, что в рассматриваемом нами проекте электрическая мощность ядерной энергетической не

превышает 2...3 МВт то, по нашему мнению, можно ориентироваться на достижение величины удельной масса энергетической установки порядка 6...8 кг/кВт. Но эта оценка не будет использована для приведенного в настоящей работе анализа. Нами ставилась задача нахождения предельно максимального значения удельной массы всего энерго-двигательного комплекса (ядерной энергетической установки и электроракетной двигательной установки), при котором возможна реализация пилотируемой миссии.

Удельная масса ядерной энергетической установки

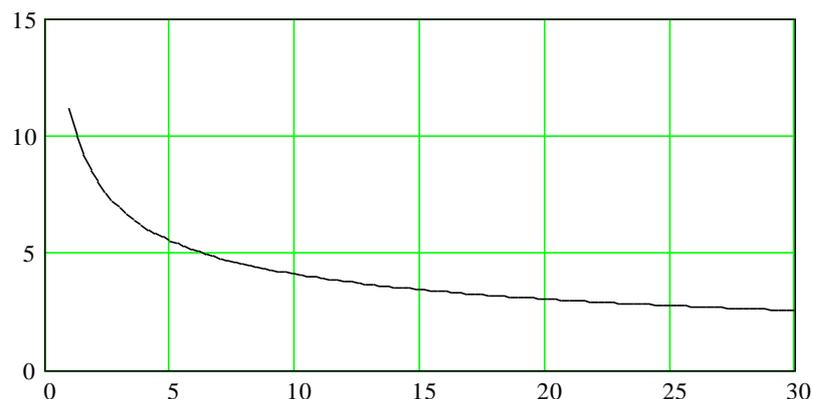


Рисунок 1 - Зависимость удельной массы энергетической установки (кг/кВт) от выходной электрической мощности установки (МВт)

В проведенном исследовании мы полагали, что электроракетная двигательная установка базируется на ионных двигателях, основные характеристики которых (прежде всего, удельный импульс) предполагаем такими, которые достигнуты при разработке радиочастотных ионных двигателей типа RIT-22, RITA-150, RIT XT. В настоящее время под руководством профессора Хэрста Лёба в НИИ Прикладной механики и электродинамики создается лабораторная база для отработки такого двигателя. Предполагаемый удельный импульс этого двигателя 4650 с. Прототипами этого двигателя можно считать двигатель RITA 150. Приведем основные параметры двигателя RITA-150: тяга 0.150 ньютон, удельный импульс 4650 сек, входная электрическая мощность 4.3 кВт, общий КПД двигателя 0.795. Основные результаты в настоящей работе получены для варианта двигательной установки с удельным импульсом 4500 сек.

В настоящем исследовании поставлена следующая задача: ориентируясь на массу на базовой орбите порядка 200...220 тон и электрическую мощность ядерной энергетической установки порядка 3000 кВт, найти максимально допустимый уровень удельной массы

энерго-двигательной установки (ядерной энергетической установки и электроракетной двигательной установки), при котором можно реализовать пилотируемый полет на Марс.

Анализируемые требования к характеристикам энерго-двигательной установки зависят от общей концепции марсианской миссии (включая ее схему), от многих характеристик элементов пилотируемого комплекса. Коротко опишем выбранную для анализа концепцию и перечислим важнейшие характеристики пилотируемого комплекса с выбранными для анализа численными значениями:

Сначала о концепции проекта. Для полета на Марс используются два космических аппарата.

Первый (основной) аппарат собирается на радиационно-безопасной орбите (круговая орбита высотой 800 км). Он включает пилотируемый орбитальный комплекс (со всеми системами, обеспечивающим жизнедеятельность экипажа во время экспедиции), ядерную энергетическую установку, электроракетную двигательную установку, систему хранения рабочего тела для электроракетной двигательной установки (ксенона) с самим рабочим телом, посадочно-взлетный марсианский комплекс.

Второй космический аппарат (корабль возвращения на Землю - КВЗ) предназначен для доставки экипажа на основной космический аппарат и для доставки экипажа на Землю после выполнения марсианской миссии. Системы жизнеобеспечения этого КА обеспечивают жизнедеятельность экипажа на ограниченных временных интервалах (до стыковки корабля возвращения на Землю с основным КА и после отстыковки КА от основного КА при завершении экспедиции).

Количество членов экипажа полагаем минимальным равным 4 человека [1].

Время пребывания экипажа вне Земли рассматривается равным 1000...1100 суток. Такое увеличение времени (по отношению к часто рассматриваемому времени) дает возможность снизить требования к энергетическим и массовым характеристикам проекта.

Общая схема полета рассматривается следующей:

- На **радиационно-безопасной орбите** собирается основной космический аппарат. Высота этой круговой орбиты выбирается из условия ядерной безопасности 800 км. Заметим, что авторы ряда публикаций считают возможным уменьшить эту высоту, чтобы упростить операцию выведения элементов пилотируемого комплекса на орбиту сборки. Наклонение радиационно-безопасной орбиты должно выбираться из условия располагаемого космодрома и допустимых азимутов запуска с него. Мы условно считаем, что это наклонение 51.6 градусов, но на результатах приводимо анализа это никак не сказывается.

- Затем ядерная электроракетная двигательная установка основного КА обеспечивает его перелет на *орбиту стыковки* со вторым КА. Орбита стыковки выбирается круговой суточной. Наклонение этой орбиты предполагается равным наклонению используемой радиационно-безопасной орбиты. Радиус этой орбиты 42160 км (период обращения по орбите равен одним суткам) в общем случае является выбираемым параметром схемы полета. Мы посчитали, что выбранная суточная орбита позволяет рационально решить проблему ограничения времени пребывания в экспедиции экипажа и проблему энергетики выведения экипажа во втором КА на орбиту стыковки. Траектория перелета основного КА на орбиту стыковки является многовитковой и занимает большое время, измеряемое многими месяцами. Этот перелет осуществляется без экипажа, а траектория перелета проходит через радиационные пояса Земли.
- Выведение экипажа на орбиту стыковки осуществляется химическим разгонным блоком. В этот момент экипаж располагается в корабле возвращения на Землю, то есть полезной нагрузкой для используемого химического разгонного блока является корабль возвращения на Землю с экипажем. Химический разгонный блок стартует с низкой базовой околоземной орбиты, наклонение и долгота восходящего узла которой равны наклонению и долготе восходящего узла орбиты стыковки.
- На орбите стыковки осуществляется стыковка основного КА и корабля возвращения на Землю вместе с экипажем.
- Дальнейший полет орбитального комплекса к Марсу осуществляется с помощью электроракетной двигательной установки основного КА. Траектория полета к Марсу включает участок «раскрутки» КА с орбиты стыковки до выхода КА из грависферы Земли, участок гелиоцентрического перелета КА в окрестность Марса, участок «скрутки» КА в окрестности Марса для выхода на орбиту искусственного спутника Марса. Высота круговой орбиты искусственного спутника Марса принимается равной 500 км.
- На орбите спутника Марса от КА отделяется посадочно-взлетный марсианский комплекс с двумя членами экипажа (два других члена экипажа остаются на орбитальном комплексе). Он осуществляет посадку на поверхности Марса. Экипаж проводит исследования Марса.
- После окончания научных исследований Марса, экипаж с помощью взлетной марсианской ракеты, входящей в состав посадочного комплекса, стартует с Марса и

возвращается к орбитальному комплексу на орбите у Марса. Экипаж взлетной с Марса ракеты переходит в орбитальный комплекс. Взлетная ракета остается на орбите у Марса.

- Время пребывания орбитального комплекса на орбите у Марса является важной характеристикой и принимается равным 30 суток. Полагаем, что 30 суток разделяет момент выхода на орбиту у Марса и момент старта с этой орбиты для осуществления обратного перелета к Земле.
- Орбитальный комплекс вместе со всем экипажем с использованием своей электроракетной двигательной установки осуществляет старт с околомарсианской орбиты для обратного полета к Земле.
- Траектория обратного перелета к Земле включает участок «раскрутки» КА с околомарсианской орбиты до выхода КА из грависферы Марса, участок гелиоцентрического перелета КА в окрестность Земли. Вход в окрестность Земли (в грависферу Земли) реализуется так, что после отделения корабля возвращения от орбитального комплекса, корабль возвращения вошел в атмосферу Земли с относительно небольшой скоростью (не превышающей 12 км/сек). Выбираемый угол входа корабля возвращения на Земли в атмосферу и управление движением корабля на этапе входа КА в атмосферу должны обеспечить спуск экипажа на поверхность Земли.
- После отделения корабля возвращения от орбитального комплекса орбитальный комплекс своей двигательной установкой переводится на гиперболическую орбиту пролета Земли. Осуществляется гравитационный маневр орбитального комплекса у Земли, и он выходит на некоторую гелиоцентрическую орбиту. Принципиально этот аппарат может быть использован в дальнейшем, но этот вопрос в работе не исследовался, прежде всего, имея в виду ограниченный ресурс систем этого космического аппарата (например, таких систем, как электроракетная двигательная установка).

Перечислим несколько важнейших характеристики пилотируемого комплекса, величина которых определяет массовую сводку всего анализируемого проекта.

- Считаем, что посадочно-взлетный марсианский корабль имеет массу 35 т [1, 2]. Эта масса зависит от числа членов экипажа, осуществляющего посадку на Марс и от времени пребывания экипажа на Марсе. Мы рассматриваем минимальное число членов экипажа (2 человека) и минимально-разумное время пребывания на Марсе, поэтому считаем, оценка величины массы, опубликованная в работах [1, 2], корректна. Заметим, что в литературе можно встретить и более оптимистическую оценку массы посадочно-

взлетного марсианского комплекса. Так в [4] масса посадочно-взлетного орбитального комплекса считается равной 24 т;

- Считаем, что космический аппарат возвращения на Землю имеет массу 15 т. Эта величина соответствует данным из [1, 2].
- О массе межпланетного орбитального комплекса. Результаты проведенного проектно-баллистического исследования, являющегося основным результатом настоящей работы, не зависит от массы межпланетного орбитального комплекса. Вся анализируемая и оптимизируемая траектория рассматриваемого полета зависит от текущей массы КА, располагаемой тяги электроракетной двигательной установки и программы полета КА. При расчетах начальная масса КА оказывается фиксированной. При этом проектно-баллистическая оптимизация миссии сводится к минимизации массы рабочего тела электроракетной двигательной установки, требуемого для реализации миссии, или максимизации конечной массы КА (массы КА в момент подлета к Земле при возвращении с Марса). Межпланетный орбитальный комплекс является составной частью КА и в момент возвращения КА к Земле. Поэтому от величины массы межорбитального комплекса не зависит вся траектории марсианской миссии. Но она будет определять массы остальных систем КА (в частности и массы энерго-двигательной установки). Мы приведем результаты анализа для двух значений массы межпланетного орбитального комплекса: 52.1 т и 60 т [1]. Принципиально эта масса зависит от количества членов экипажа и времени пребывания экипажа на комплексе. В [2] приводится менее оптимистическая оценка массы этого комплекса - 70 т. Нам показалось, что оценка в 70 т. излишне пессимистична.

Анализ варианта пилотируемой экспедиции на Марс продолжительностью 1000 суток

В разделе представлен анализ пилотируемой экспедиции на Марс в предположении, что пребывание в космосе экипажа ограничено (равно) 1000 сутками. Напомним, что пилотируемый КА, в котором космонавты будут возвращаться на Землю (КВЗ) подстыковывается к основному КА, включающему межпланетный обитаемый комплекс (МОК), ядерную энергетическую установку, электроракетную двигательную установку и топливный отсек, на суточной околоземной орбите сборки. На эту орбиту основной КА выводится с орбиты высотой 800 км с помощью собственной энерго-двигательной системы. Пилотируемый КА доставляется на эту орбиту с помощью химического разгонного блока.

Предполагается, что на базовой околоземной орбите (высотой 800 км) основной КА в момент старта с нее имеет массу равную 200 т.

Рассматривается следующий вариант энерго-двигательной установки:

- Тяга двигательной установки 84 Н.
- Удельный импульс используемых двигателей 4500 с.
- Такая двигательная установка обеспечивает 1.853 МВт реактивной мощности струи.

Двигательную установку считаем нерегулируемой, то есть ее тяга и удельная тяга постоянны на всех участках работы двигателя. Допускается многократное включение этой двигательной установки. Вводится функция включения-выключения («переключения») двигательной установки. Двигатель считается включенным тогда, когда функция переключения является положительной. Пассивные участки полета КА соответствуют отрицательным значениям функции переключения.

Полученный нами результат (траектория КА, требуемые запасы топлива и массы КА во всех характерных точках траектории, массы отдельных установок КА и, в частности, масса энерго-двигательной установки) не зависит от КПД двигательной установки.

От этого КПД зависит требуемая электрическая мощность, подаваемая на двигательную установку, требуемая удельная масса энерго-двигательной установки. В предположении о том, что масса энерго-двигательной установки является линейной однородной функцией ее мощности, удельная масса энерго-двигательной установки двигателя оказывается обратно пропорциональной КПД двигателя. Для оценок рассматривались КПД двигателя в диапазоне 0.6...0.8 (напомним, КПД RITA150 равен 0.795).

Полученная траектория и ее свойства не зависят и от удельной массы топливного отсека. Можно рассматривать диапазон этого параметра *ato* 0.05...0.15. Для корректной оценки, по-видимому, удельную массу топливного отсека можно принимать равной 0.10.

Несколько слов о выбранных для анализа проекта характеристиках двигательной установки. Выбранная тяга (84 Н) двигательной установки в начале полета КА обеспечивает ускорение 0.454 мм/с. Такое ускорение обеспечивает достижение основным КА суточной орбиты за примерно 115 суток. Уход КА с суточной орбиты и достижение скорости покидания земной окрестности занимает немного больше двух месяцев. Гелиоцентрическая траектория КА для рассматриваемой длительности экспедиции оказывается не очень напряженной, что позволяет, оптимизируя траекторию перелета, добиться относительно небольших потерь в скорости КА. Принципиально существует возможность немного уменьшить тягу двигательной установки, но очень не много. Уменьшение тяги приводит к тому, что время гелиоцентрического полета оказывается близко к минимально возможному

времени. При этом возрастают потери в скорости на гравитацию и управление, что негативно сказывается на массовой сводке КА.

Выбранный удельный импульс, с нашей точки зрения, достаточно рационален. Уменьшение удельного импульса приводят к росту массы рабочего тела. Попытка использовать удельный импульс порядка 3000 с. окончилась неудачей. Затраты массы рабочего тела с учетом сухой массы топливного отсека оказались такими большими, что никакой массы к Земле не удалось доставить (точнее масса энерго-двигательной установки оказывалась отрицательной). Оптимальное значение удельного импульса оказывается несколько большим рассматриваемого значения.

Выбранная для анализа начальная масса основного КА на базовой околоземной орбите (200 т) является с нашей точки зрения, разумной и, по-видимому, очень близкой к минимальной массе, если учитывать, что в состав КА входит межпланетный орбитальный комплекс массой 52.1...60 т и посадочно-взлетный марсианский корабль массой 35 т.

Для реализации экспедиции к 22 ноября 2034 года на базовой околоземной орбите должен быть подготовлен к старту с нее основной КА массой 200 т, включающий межпланетный обитаемый комплекс, энерго-двигательную установку, посадочно-взлетный марсианский корабль и заправленный топливный отсек. Масса заправленного топлива при этом равна 80015.7 кг.

Этап перевода основного КА на орбиту стыковки занимает 114.9 суток. При этом тратится 18900.1 кг топлива. Основной КА должен быть готов к стыковке с пилотируемым КА (КВЗ) к 17 марта 2035 года. К этому моменту КВЗ (его масса 15 т) выводится химическим разгонным блоком на ту же суточную орбиту. За три дня проводятся операции по сближению космических аппаратов и их стыковке. Экипаж располагается в пилотируемом орбитальном комплексе. Осуществляются необходимые проверки всех систем КА.

Объединенный комплекс (его масса 196099.9 кг) стартует с орбиты стыковки 20 марта 2035 года. Следует этап «раскрутки» у Земли до набора КА параболической скорости, с которой КА покидает окрестность Земли. Время «раскрутки» 66.9 суток. За это время тратится 11004.0 кг топлива. Масса КА в момент выхода на гелиоцентрическую траекторию 185095.9 кг.

Гелиоцентрический участок перелета к Марсу занимает 273.0 суток. На этом участке КА имеет два активных участка полета разделенных пассивным участком. Первый активный участок занимает примерно 85 суток. Пассивный участок продолжается примерно 134.4 суток. Второй активный участок продолжается примерно 53.3 суток. На гелиоцентрическом участке полета от Земли к Марсу тратится 23012.3 кг топлива. Суммарное моторное время

гелиоцентрического перелета 139.9 суток. В конце гелиоцентрического перелета в окрестности Марса масса КА равна 162083.6 кг.

Следующим участком является участок скрутки КА в окрестности Марса. Было принято, что КА должен быть доставлен на круговую околомарсианскую орбиту высотой 500 км. Время скрутки КА в окрестности Марса при выходе на круговую орбиту высотой 500 км оказывается равным 64.9 суток. КА прибывает на около марсианскую орбиту 28 апреля 2036 года. За время скрутки тратится 10657.7 кг топлива. Масса КА в момент выведения на околомарсианскую орбиту равна 151425.9 кг.

На орбите около Марса КА остается 30 суток. За это время должны быть реализована вся программа исследования Марса, включая спуск на поверхность Марса посадочно-взлетного комплекса, проведение исследований на поверхности Марса, возврат взлетной ракеты к орбитальному комплексу, подготовку к этапу возвращения на Землю. Как уже отмечалось, посадочно-взлетный комплекс не возвращается на Землю. Часть его остается на поверхности Марса, а часть на орбите у Марса.

Масса КА при старте с околомарсианской орбиты для возвращения на Землю составляет 116425.9 кг. Старт осуществляется 28 мая 2036.

Следующим этапом является этап раскрутки у Марса. Она занимает 46.1 суток. За это время тратится 7576.9 кг топлива. При выходе на гелиоцентрическую орбиту масса КА равна 108849.0 кг.

Этап гелиоцентрического перелета начинается небольшим по продолжительности (примерно 8 суток) активным участком. Интересно, что двигатель КА обеспечивает положительную величину радиальной гелиоцентрической скорости, и КА довольно долго на этом участке увеличивает свое расстояние от Солнца. Затем двигатель КА выключается, и КА осуществляет пассивный полет. Он продолжается 269.5 суток.

На траектории обратного полета существуют два активных участка и два пассивных. Длительность второго активного участка около 46 суток.

КА подлетает к Земле на пассивной траектории. В этот момент масса КА равна 99984.3 кг. Время работы двигателя на участке гелиоцентрического обратного перелета оказывается равным 53.9 суток.

При подлете к Земле КА имеет очень небольшой гиперболический избыток скорости относительно Земли (меньше 3.56 км./с), что обеспечивает небольшую скорость входа спускаемого пилотируемого КА в атмосферу Земли – 11.66 км/с. Время полета на гелиоцентрическом участке обратного перелета оказывается равным 519.2 суток. Экипаж возвращается на Землю 14 декабря 2037 года.

Отделение спускаемого КА от космического комплекса происходит на большом удалении от Земли. Спасение межпланетного обитаемого комплекса программой полета не предусматривается. Он осуществляет гравитационный маневр у Земли и выходит на гелиоцентрическую орбиту.

Основные характеристики рассмотренной экспедиции приведены в таблице 1.

Таблица 1

Массовые и временные характеристики экспедиции к Марсу. Время экспедиции 1000 суток.

Характеристика момента времени	Масса КА кг	Использованная масса топлива кг	Время выполнение операции сутки	Календарное время
Старт с радиационно-безопасной орбиты	200000			22 ноября 2034
Момент выведения на орбиту стыковки	181099.9	для выведения основного КА на орбиту сборки 18900.1	перелета на суточную орбиту основного КА 114.9	17 марта 2035 года
Старт с орбиты стыковки	196099.9			20 марта 2035
начало гелиоцентрического перелета от Земли к Марсу	185095.9	для раскрутки с орбиты сборки 11004.0	раскрутки с орбиты сборки 66.9	26 мая 2035
Вход в грависферу Марса	162083.6	для гелиоцентрического перелета к Марсу 23012.3	гелиоцентрического перелета к Марсу 273.0	24 февраля 2036
Выход на околomarсианскую орбиту	151425.4	для выхода на околomarсианскую орбиту 10657.7	скрутки у Марса 64.8	28 апреля 2036
Старта с околomarсианской орбиты	116425.4		пребывания орбитального комплекса на околomarсианской орбите 30	28 мая 2036
Выход из грависферы Марса	108849.0	для выхода из грависферы Марса (раскрутка у Марса) 7576.9	раскрутки у Марса 46.1	13 июля 2036
Подлет КА к Земле	99984.3	для гелиоцентрического перелета от Марса к Земле 8864.7	гелиоцентрического перелета от Марса к Земле 519.2	14 декабря 2037
Вход в грависферу Земли	Скорость входа в атмосферу 11.611 км/с			

На нескольких графиках представлены результаты расчета траектории полета при реализации рассматриваемой пилотируемой экспедиции.

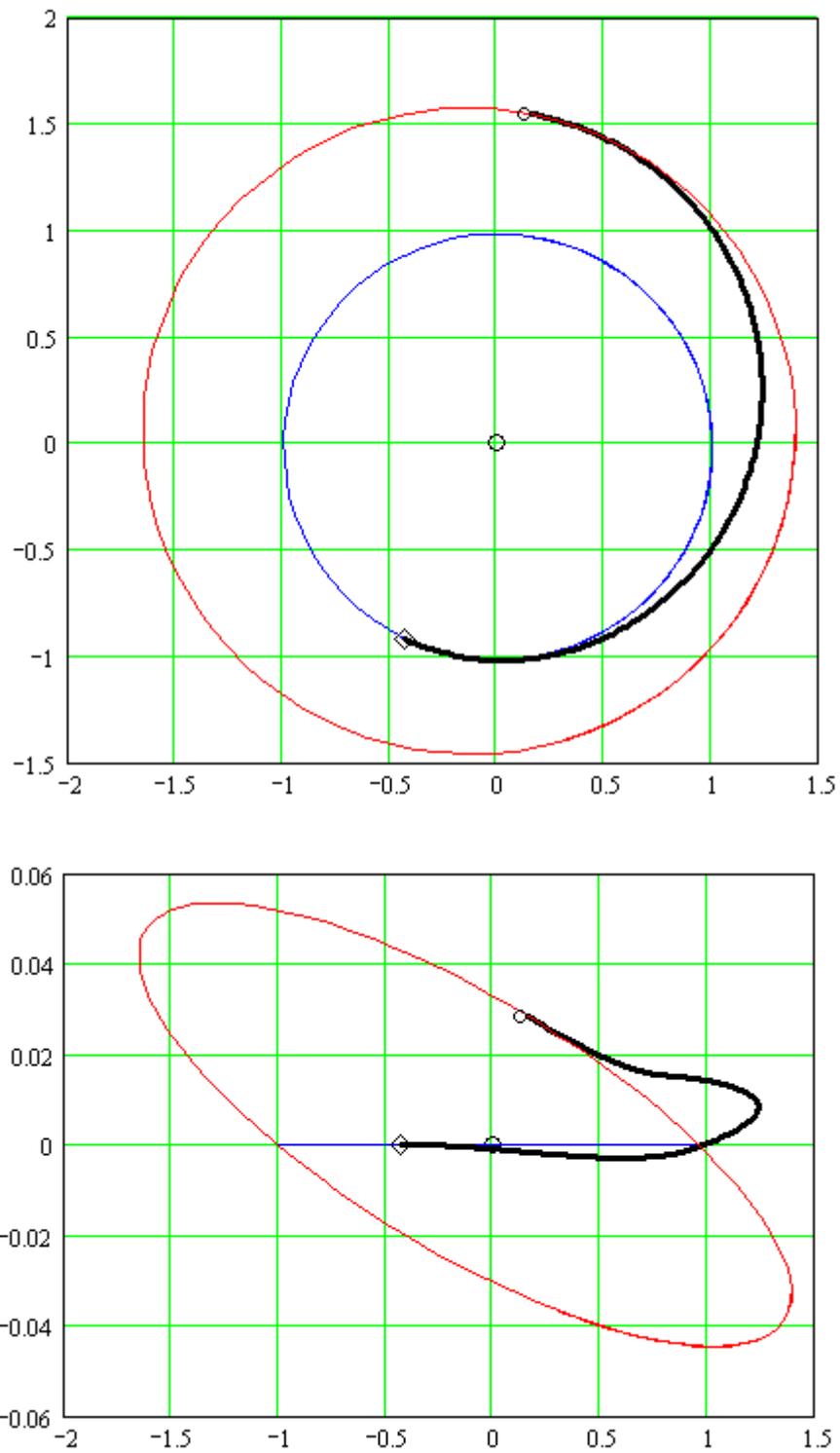


Рисунок 2 - Гелиоцентрическая траектория полета к Марсу. Проекция на плоскость эклиптики и на плоскость x - z эклиптической системы координат

На Рисунке 2 представлены проекции гелиоцентрической траектории КА при полете от Земли к Марсу на плоскость эклиптики и на плоскость x-z. На Рисунке 3 представлена функция переключения двигателя, вдоль гелиоцентрической траектории полета к Марсу. Видно, что на гелиоцентрической траектории полета к Марсу существуют два активных участка, которые разделены пассивным участком.

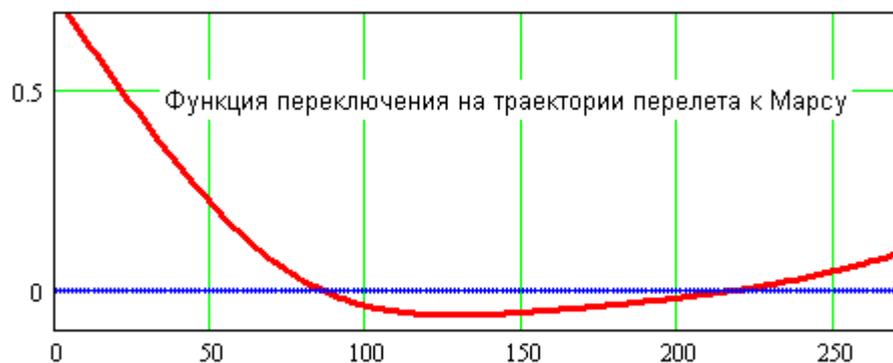


Рисунок 3 - Функция переключения двигателя (вверху) вдоль гелиоцентрической траектории полета к Марсу. Ось абсцисс – время полета в сутках

На Рисунке 4 представлено полученное оптимальное управление углом тангажа и углом рыскания на активных участках гелиоцентрического перелета КА от Земли к Марсу. Диапазон оптимальных значений угла тангажа $[-4^\circ \dots 18^\circ]$ достаточно узок. Не велики и значения угла рыскания. Максимальный угол рыскания менее 27° . Минимальный угол рыскания превышает -10° . На первом активном участке изменяется знак этого угла.

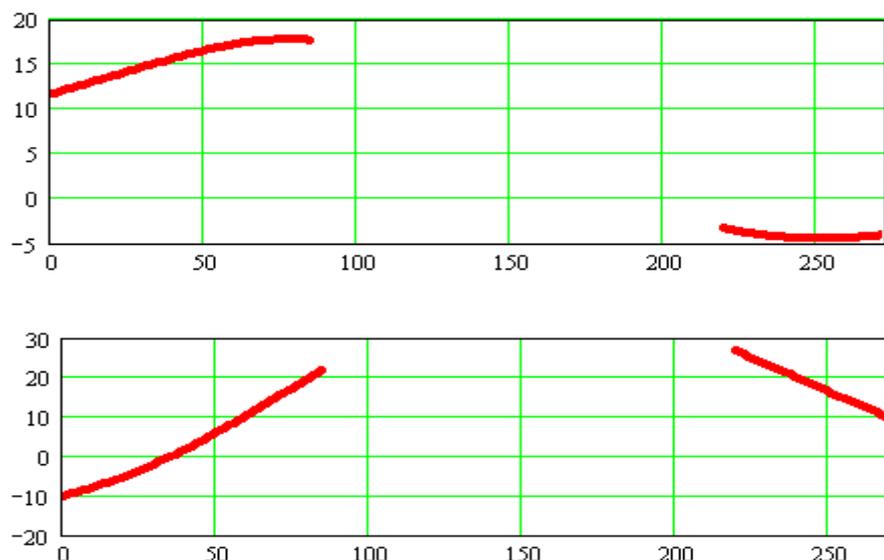


Рисунок 4 - Угол тангажа (сверху) и угол рыскания на гелиоцентрическом перелете от Земли к Марсу. Ось абсцисс – время полета в сутках

На Рисунке 5 представлены проекции гелиоцентрической траектории КА при полете от Марса к Земле на плоскость эклиптики и плоскость $x-z$.

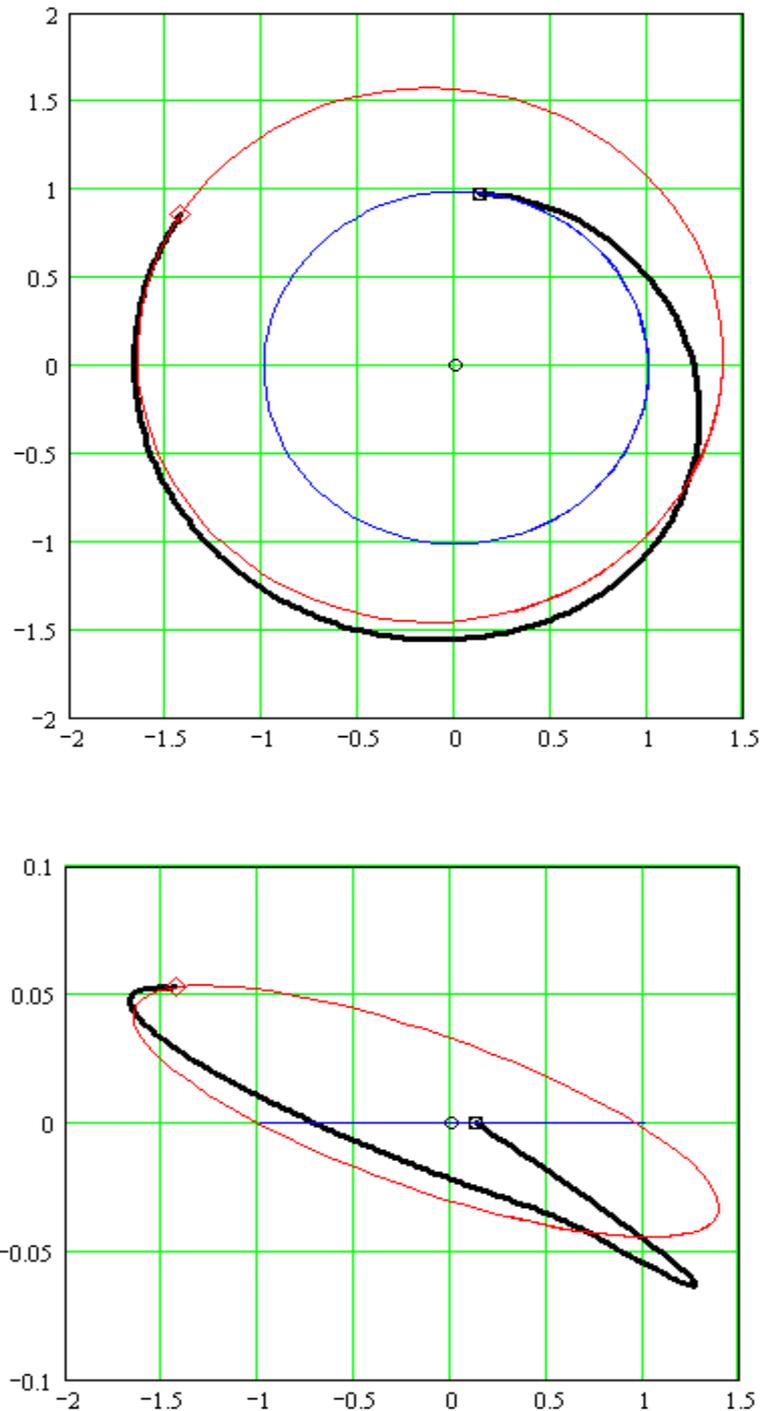


Рисунок 5 - Гелиоцентрическая траектория полета от Марса к Земле. Проекция на плоскость эклиптики и на плоскость $x-z$ эклиптической системы координат

На Рисунке 6 представлена функция переключения двигателя вдоль гелиоцентрической траектории полета от Марса к Земле. Видно, что на траектории перелета

есть два активных участка и два пассивных участка. Длительности активных участков (8.1 суток и 46 суток) очень малы по сравнению с длительностью пассивных участков (269 и 195.5 суток).

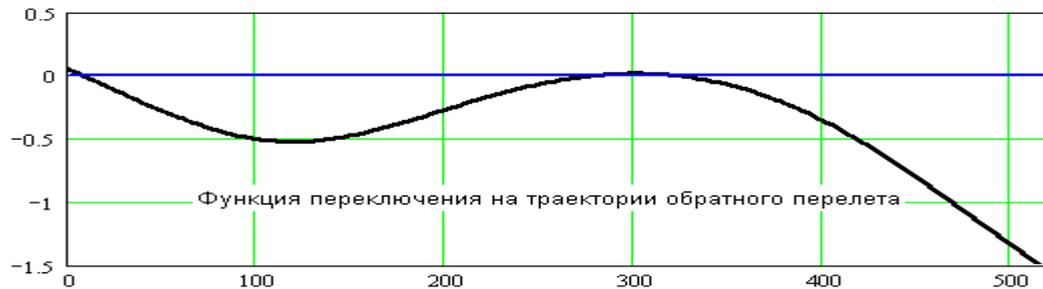


Рисунок 6 - Функция переключения двигателя вдоль гелиоцентрической траектории полета от Марса к Земле. Ось абсцисс – время полета в сутках

На Рисунке 7 представлено полученное управление углом тангажа (сверху) и углом рыскания на активных участках гелиоцентрического перелета от Земли к Марсу. Видно, что на первом активном участке тяга двигателя увеличивает и трансверсальную, и радиальную составляющие скорости КА. На втором активном участке (когда КА находится на наиболее удаленном от Солнца участке траектории), угол тангажа близок к 180° . Тяга двигателя тормозит КА.

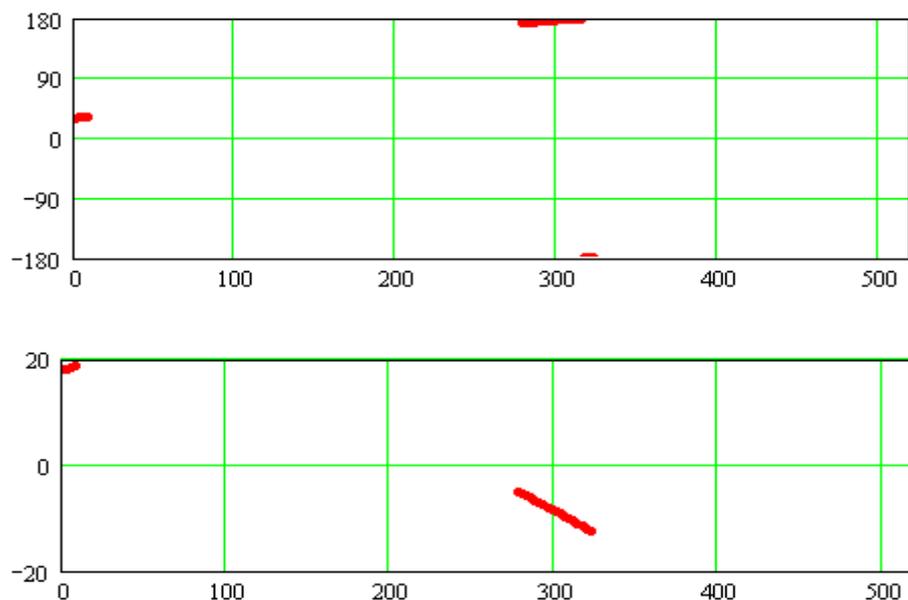


Рисунок 7 - Угол тангажа (сверху) и угол рыскания на гелиоцентрическом перелете от Марса к Земле. Ось абсцисс – время полета в сутках

На полученной траектории полета масса КА, подлетающего к окрестности Земли на обратном перелете оказывается равной 99984.3 кг. После отделения от КА корабля

возвращения на Земли масса КА равна 84984.3 кг. В эту массы входит масса пилотируемого космического комплекса, масса энерго-двигательной установки, массы систему хранения рабочего тела для электроракетной двигательной установки (ксенона) без истраченного рабочего тела. Фиксируя массу пилотируемого космического комплекса (варьируем в диапазоне 50...60 тон) и удельную массу систему хранения рабочего тела для электроракетной двигательной установки (отношение «сухой» масса системы к массе рабочего тела, она варьируется в диапазоне 0.05...0.15) легко определить максимальную массу энерго-двигательной установки, при которой можно реализовать описанную пилотируемую миссию.

На Рисунке 8 на плоскости: - удельная масса системы хранения (ось абсцисс, начальная точка соответствует удельной массе 0.05, конечная удельной массе 0.15) – масса орбитального пилотируемого комплекса (ось ординат, начальная точка соответствует массе 50 т, конечная точка – массе 60 т) приведены изолинии значений максимальной массы энерго-двигательного комплекса, при которых можно реализовать проект Марсианской экспедиции. Цифры на изолиниях есть значения этой массы. Видно, что даже для самых оптимистических характеристиках (удельная масса системы хранения рабочего тела 0.05 и массе орбитального пилотируемого комплекса 50 т) масса энерго-двигательной установки не должна превышать 29 т.

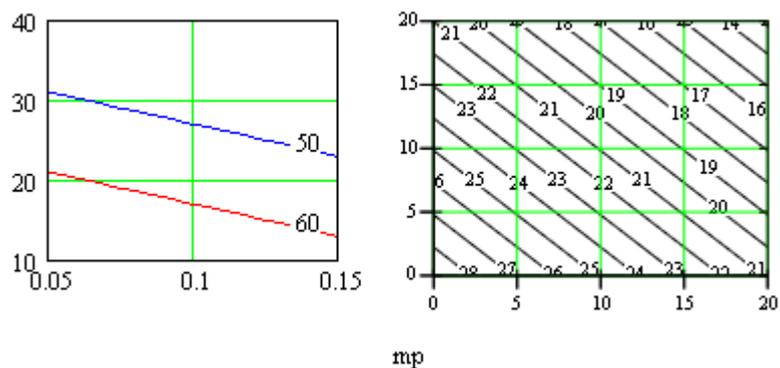


Рисунок 8 - Максимальная масса энерго-двигательной установки как функция удельной масса системы хранения рабочего тела и массы орбитального пилотируемого комплекса. Левая часть рисунка: масса энерго-двигательной установки [т] как функция удельной масса системы хранения рабочего тела для двух значений массы орбитального пилотируемого комплекса (50 т – верхняя линия; 60 т – нижняя линия).

Правая часть рисунка: изолинии массы энерго-двигательной установки на плоскости: удельная масса системы хранения рабочего тела (ось абсцисс) - масса орбитального пилотируемого комплекса (ось ординат). Числа на изолиниях – максимальная масса энерго-двигательной установки в тоннах

На Рисунке 9 приведены изолинии максимально допустимых значений удельной массы энерго-двигательной установки (отношение массы установки к электрической

мощности, подводимой к двигателю) как функции тех же аргументов (удельной масса системы хранения рабочего тела (ось абсцисс) и массы орбитального пилотируемого комплекса (ось ординат)). Левая часть рисунка соответствует полному КПД используемого ионного двигателя равного 0.7. Правая часть рисунка соответствует КПД равному 0.8.

Видно, что если полный КПД двигателя равен 0.8, то реализация проекта возможно только тогда, когда удельная масса энерго-двигательной установки не превысит 12.5 кг/кВт. И это для оптимистических прогнозов по удельной массе системы хранения рабочего тела (0.05) и по массе орбитального пилотируемого комплекса (50 т). Если же удельная масса системы хранения рабочего тела окажется равной 0.1, а масса орбитального пилотируемого комплекса будет равна 60 т, то для реализации проекта необходимо достичь значения удельной массы энерго-двигательной установки, не превышающей 7.5 кг/кВт.

Если полный КПД двигателя равен 0.7 (левая часть рисунка 10), то реализация проекта может быть возможна только тогда, когда удельная масса энерго-двигательной установки не превысит 11 кг/кВт (при оптимистическом прогнозе по удельной массе системы хранения рабочего тела и по массе орбитального пилотируемого комплекса).

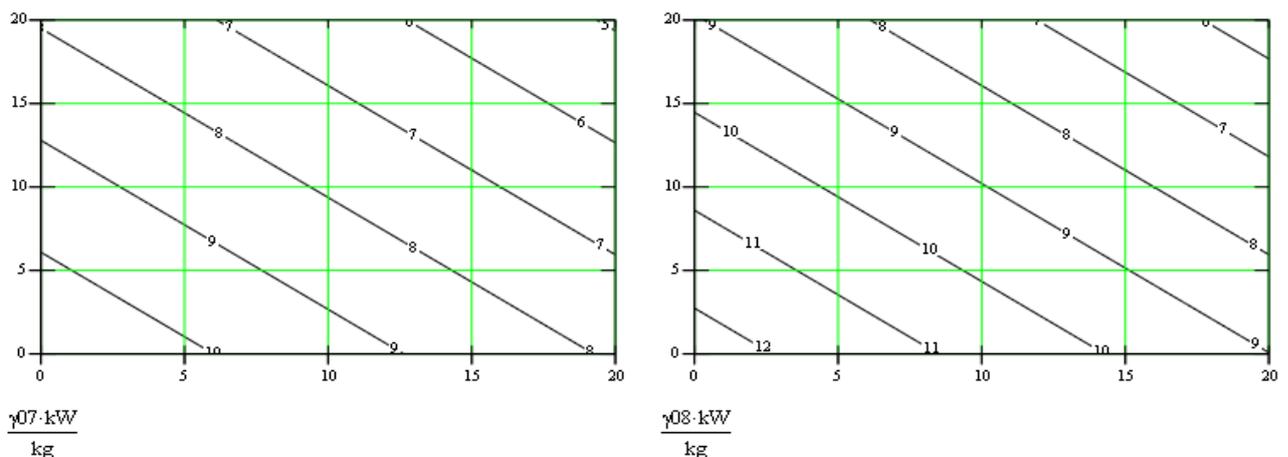


Рисунок 9 - Изолинии максимально допустимых значений удельной массы энерго-двигательной установки как функции удельной масса системы хранения рабочего тела (ось абсцисс) и массы орбитального пилотируемого комплекса (ось ординат). Левая часть рисунка соответствует КПД двигателя равного 0.7, правая – КПД равного 0.8. Числа на изолиниях – максимальная удельная масса энерго-двигательной установки в кг/кВт

Проведенный анализ показывает, что реализация рассматриваемого проекта марсианской миссии требует создания энерго-двигательной установки с весьма малой удельной массой. Предположим, что удастся добиться снижения удельной масса системы хранения рабочего тела до значения 0.06. Пусть масса пилотируемого орбитального комплекса равна 60 т, как это считается в [1]. Пусть КПД двигателя равен 0.8. Тогда для реализации проекта удельная масса энерго-двигательной установки должна быть не более

8.712 кг/кВт. Если предположить, что удельная масса ядерной установки равна 5 кг/кВт [1], то удельная масса электроракетной двигательной установки должна быть 3.7 кг/кВт. Возможно, что таких характеристик удастся добиться. Если же нет, то не отказываясь от общей концепции проекта можно: во-первых, увеличить удельный импульс ионного двигателя и, во-вторых, увеличить время пребывания экипажа в экспедиции.

Приведем характеристики проекта со временем пребывания экипажа в экспедиции 1100 суток. Считаем, что удельный импульс электроракетной двигательной установки равен 5500 сек, тягу электроракетной двигательной установки полагаем равной 44.5 Н. При этом требования по уровню потребляемой двигателем электрической мощности уменьшается более чем в 1.5 раза (в рассматриваемом варианте реактивная мощность равна 1200 кВт). В таблице 2 приведены основные результаты проектно-баллистического анализа такого проекта.

Таблица 2

Массовые и временные характеристики экспедиции к Марсу. Время экспедиции 1130 суток.

Параметр	масса, кг	Расход массы ксенона, кг	Время выполнения операции, сутки
Радиационно-безопасная орбита	200000	0	0
Перелет основного КА на орбиту стыковки	184397.7	15602.33	218.893
Стыковка основного КА с пилотируемым КВЗ	199397.7	0	0
Раскрутка КА с орбиты стыковки до выхода из окрестности Земли	190648.6	8749.108	122.7455
Подлет КА к окрестности Марса	164938.2	25710.39	460
Скрутка КА в окрестности Марса с выходом на околomarсианскую орбиту	155859.2	9079.008	127.365
Отделение от КА посадочно-взлетного марсианского комплекса	123359.2	0	0
Посадка на Марс, исследование Марса, возврат взлетной ракеты с экипажем на КА			30
Раскрутка КА в окрестности Марса, покидание окрестности Марса	116808.6	6550.587	94.7
Подлет КА к окрестности Земли	107003.1	7305.4	271.9
Общий расход масса и времени		72996.9	1347.6
Продолжительность полета экипажа			1128.7
Масса КА после отделения КВЗ	92003.1		

На Рисунке 10 приведены изолинии максимально допустимых значений удельной массы энерго-двигательной установки как функции удельной масса системы хранения рабочего тела (ось абсцисс, диапазон варьирования 0.05...0.15) и массы орбитального пилотируемого комплекса (ось абсцисс, диапазон варьирования 50...60 т)). Левая часть

рисунка соответствует полному КПД ионного двигателя равного 0.7. Правая часть рисунка соответствует КПД равному 0.8.

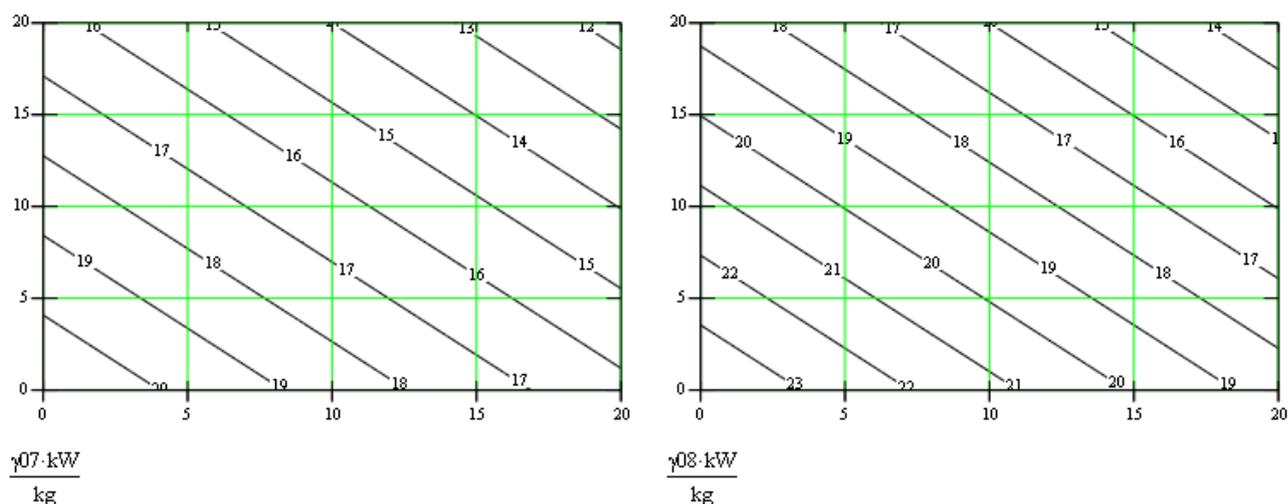


Рисунок 10 - Изолинии максимально допустимых значений удельной массы энерго-двигательной установки как функции удельной масса системы хранения рабочего тела (ось абсцисс) и массы орбитального пилотируемого комплекса (ось ординат). Левая часть рисунка соответствует КПД двигателя равного 0.7, правая – КПД равного 0.8. Числа на изолиниях – максимальная удельная масса энерго-двигательной установки в кг/кВт

Анализ приведенных изолиний показывает, что реализация такого варианта проекта марсианской миссии не предъявляет серьезных, трудно реализуемых требований по удельной массе энерго-двигательной установки. Максимальная допустимая для реализации проекта удельная масса оказывается больше чем 12...14 кг/кВт. Для варианта с удельной массой системы хранения рабочего тела для ЭРД 0.1 (по нашему мнению, более чем реальная величина), при массе пилотируемого комплекса 60 тонн и полном КПД двигателя 0.75 достаточно достичь удельной массы энерго-двигательной установки равной 15 кг/кВт.

Как дополнительный резерв можно было бы рассмотреть возможность отделения отдельных емкостей системы хранения рабочего тела (топливных баков) при реализации экспедиции. Это может привести к дополнительному выигрышу в массовой сводке КА.

На Рисунке 11 показана предельно допустимая удельная масса энерго-двигательной установки как функции КПД электроракетной двигательной установки. Нижняя линия соответствует случаю, когда масса пилотируемого орбитального комплекса равна 60 тонн, для верхней линии эта масса равна 50 тонн. Удельная масса системы хранения ксенона принята равной 0.1.

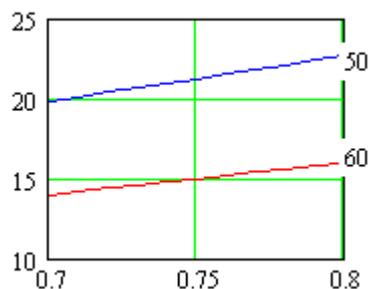


Рисунок 11 – *Предельно допустимое значение удельной массы энерго-двигательной установки как функции КПД электроракетной двигательной установки для двух значений массы пилотируемого орбитального комплекса 50 и 60 тонн*

Заключение

Выполненное исследование доказывает, что, если допустить возможность пребывания человека вне Земли (в космосе) в течение 1000...1100 дней, тогда для реализации пилотируемой экспедиции на Марс возможно реализовать транспортную космическую систему со следующими свойствами:

- На радиационно-безопасную околоземную орбиту (ее высота принята равной 800 км) должен быть выведен основной КА с массой порядка 200 тонн.
- Этот основной КА должен иметь энергетическую систему на базе ядерного реактора и электроракетную двигательную установку;
- Удельная масса энерго-двигательной установки должна быть не больше, чем 15 кг/кВт (при общем КПД двигательной установки 0.75, удельной массой системы хранения рабочего тела 0.1, массе пилотируемого орбитального комплекса 60 тонн). Если КПД двигательной установки будет увеличена до значения 0.8, то тогда максимально допустимая величина удельной массы энерго-двигательной установки увеличиться до 16 кг / кВт.

По нашему мнению, представленные характеристики достижимы.

С нашей точки зрения, рассмотренный проект благодаря:

- относительно небольшим величинам массы КА на базовой околоземной орбите (порядка 200 т);
- и относительно небольшой величине электрической мощности энергетической установки (порядка 2000...3000 кВт),

не выглядит таким сказочным, как многие известные из литературы проекты.

Некоторые сомнения вызывают трудности создания электроракетной двигательной установки с такой большой мощностью. Очень не просто представить огромный «пакет»

существующих в настоящее время двигателей с суммарной мощностью, измеряемой киловаттами, и дающий тягу несколько десятков ньютонов.

Библиографический список

1. Пилотируемая экспедиция на Марс /Под редакцией А.С. Коротева. – М.: Российская академия космонавтики им. К.Э.Циолковского, 2006, 320 с.
2. O. Gorshkov, V. Akimov, A. Koroteev, V. Semenov. A Concept of Manned Mission to Mars. Comparative Analysis of Variants. The 60-th International Astronautical Congress, Paper IAC-09-A5.1.9, Daejon, Korea, 2009.
3. S. J. McGinnis. Nuclear Power Systems for Manned Mission to Mars. Naval Postgraduate School, Monterey, California, 2004.
4. M. Konstantinov, V. Petukhov. The Analysis of Required Characteristics of Electric Power Plant and Electric Propulsion at Realization of One Mission of Manned Expedition onto Mars Space Propulsion 2010 1841662, San Sebastian, Spain, 2010.

Сведения об авторах

Константинов Михаил Сергеевич, профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н.

Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: (499)158-47-46; e-mail: mkonst@bk.ru

Лёб Хорст Вольфганг, профессор Гиссенского университета им. Юстуса Либига, Германия, научный руководитель лаборатории ВЧ ИД Московского авиационного института (государственного технического университета), доктор (Dr.rer.nat.).

H-Buffering 16, D 35392 Giessen, Germany;

тел.: 0049-641-9933130, e-mail: Horst.w.loeb@expl.physik.uni-giessen.de

Петухов Вячеслав Георгиевич, доцент Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.

Ленинградское ш., д. 5, а/я 43, Москва, 125080;

тел.: (499)158-40-95; e-mail: vgpetukhov@gmail.com

Попов Гарри Алексеевич, профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н., академик.

Ленинградское ш., д. 5, а/я 43, Москва, 125080;

тел.: (499)158-00-20; e-mail: riame@sokol.ru