

УДК 621.456

**ЯДЕРНАЯ ЭНЕРГЕТИКА – КЛЮЧ К НАЧАЛУ
ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ НА МАРС****© 2020 г. А. С. Коротеев¹, Н. И. Архангельский^{1, *}, Е. И. Музыченко¹,
В. М. Нестеров¹, А. Г. Цветков¹**¹*Государственный научный центр Российской Федерации – федеральное государственное унитарное предприятие “Исследовательский центр им. М.В. Келдыша” (ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша”),
Москва, Россия***e-mail: kerc@elnet.msk.ru*

Поступила в редакцию 16.02.2020 г.

После доработки 22.05.2020 г.

Принята к публикации 28.05.2020 г.

Проведен анализ рационального типа энергодвигательного обеспечения экспедиций на начальном этапе пилотируемых полетов на Марс. Рассмотрены различные типы двигательных и энергодвигательных установок большой и малой тяги, а также сценарии экспедиций пилотируемых полетов по “ускоренным” и упрощенным схемам при отсутствии поддерживающей марсианской базы. Показана рациональность осуществления экспедиций на базе комбинации ЯРД + ЯЭУ. Определены облик и возможные характеристики данного варианта экспедиционного комплекса, а также состав средств выведения его элементов на орбиту сборки. Выполнена предварительная оценка стоимости разработки комплекса и стоимости подготовки единичной экспедиции.

Ключевые слова: марсианский экспедиционный комплекс (МЭК), энергодвигательное обеспечение, пилотируемый полет, ядерный ракетный двигатель, ядерная энергетическая установка

DOI: 10.31857/S0002331020030036**ВВЕДЕНИЕ**

Марс вызывает повышенный интерес ученых благодаря своей доступности и вероятности обнаружения каких-либо форм внеземной жизни. Также он уникален с точки зрения исследования эволюции планет Солнечной системы с целью прогнозирования развития Земли и ее биосферы. В связи с этим космические агентства ведущих стран, в том числе и России, рассматривают полет человека на Марс как одну из перспективных задач развития космонавтики.

Создание пилотируемого комплекса и осуществление полета на Марс – сложная и глобальная по объему задача, требующая реализации новейших технологий. Ее решение возможно только в рамках международной кооперации. Россия, накопившая огромный интеллектуальный и технологический потенциал для реализации пилотируемых экспедиций на Марс, могла бы занять достойное место в этой кооперации. Прежде всего речь идет о решении проблем жизнедеятельности и безопасности экипажа, а также энергодвигательного обеспечения марсианского комплекса на базе космических ядерных технологий, где Россия пока занимает лидирующие позиции.

Выполнение перелета к Марсу и возвращение на Землю может быть осуществлено с использованием различных энергодвигательных систем. С целью выбора рациональ-

ного энергодвигательного обеспечения МЭК для начального этапа пилотируемых полетов по “ускоренным” схемам были рассмотрены как двигательные установки большой тяги — на базе ЖРД и ядерных тепловых двигателей, так и двигательные установки малой тяги — ЭРДУ на базе ядерных и солнечных энергоустановок, а также варианты их комбинаций. При этом были рассмотрены различные схемы и сценарии осуществления марсианской пилотируемой экспедиции — одно- и двухкорабельные схемы экспедиций, сценарии с прямыми межпланетными перелетами при осуществлении операций разгона и торможения только за счет работы маршевых ДУ, с реализацией маневров в гравитационном поле Венеры, с использованием аэродинамического торможения в атмосферах Марса и Земли, а также сценарии с коротким (до 30 сут) и длительным (до ~2-х лет) пребыванием экспедиции на Марсе. Проведенное исследование было сфокусировано на начальном периоде осуществления пилотируемых экспедиций на Марс и не рассматривало таких решений более отдаленной перспективы как наличие поддерживающей марсианской базы и/или использование произведенного на Марсе топлива с целью снижения начальной массы МЭК на стартовой околоземной орбите.

По итогам предварительного сравнения по совокупности противоречивых критериев — минимального технического риска, минимальной продолжительности экспедиции и минимальной начальной массы МЭК на околоземной орбите, в работе в качестве наилучшего был выбран вариант комплекса на базе комбинации ЖРД + ЯЭУ для углубленной проработки его массовых характеристик и рациональных компоновочных решений, определения сценария сборки МЭК на околоземной орбите, состава используемых для этого средств выведения (РН и РБ), а также для предварительной оценки затрат на обеспечение единичной экспедиции и на разработку элементов МЭК.

ВЫБОР ВАРИАНТОВ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ МЭК ДЛЯ ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО АНАЛИЗА

При сравнении возможных вариантов осуществления экспедиций на рассматриваемом начальном этапе пилотируемых исследований Марса главными критериями выбора были приняты минимальный технический риск осуществления экспедиции и минимальное медикобиологическое воздействие на экипаж сопутствующих неблагоприятных факторов (невесомости, космической радиации, отсутствия магнитного поля и пр.), определяемое общей продолжительностью экспедиции. При этом в качестве “временного” ориентира была принята максимальная продолжительность непрерывного пребывания человека в космических условиях, достигнутая космонавтом В.В. Поляковым на орбитальной станции “Мир” и равная 438-ми суткам.

Поэтому выбор вариантов энергодвигательного обеспечения и сценариев экспедиции для проведения последующего, более подробного проектного анализа, был осуществлен исходя из условия обеспечения максимальной вероятности благополучного возвращения экипажа на Землю, предполагающего обязательность выполнения следующих концептуальных решений:

- 1) схема полета не должна содержать операций с дополнительными техническими рисками;
- 2) общая длительность экспедиции не должна превышать 440 сут;
- 3) принимаемые технические решения по энергодвигательному обеспечению МЭК должны иметь максимальную степень отработанности;
- 4) допустимое сближение МЭК с Солнцем на участке межпланетных перелетов должно быть не менее 0.57 а.е. (85 млн км) [1];
- 5) с целью ограничения перегрузок на экипаж и аэротермодинамического воздействия на конструкцию КВЗ его скорость при входе в атмосферу не должна превышать 12.5 км/с.

При этом было принято положение, что начальная масса МЭК на околоземной орбите, определяющая необходимую номенклатуру, число пусков средств выведения (РН и РБ), объем и продолжительность сборки МЭК, а, следовательно, и затраты на обеспечение экспедиции, должна быть как можно меньшей.

На начальном этапе исследований, как более сложная в реализации и снижающая безопасность экипажа, была исключена из дальнейшего рассмотрения двухкорабельная схема, когда пилотируемые и непилотируемые части МЭК доставляются раздельно на околомарсианскую орбиту для последующей стыковки.

На этом же этапе были исключены и варианты экспедиции с длительным (до ~2 лет) ожиданием на Марсе момента, благоприятного для возвращения на Землю, поскольку при этом значительно возрастают сложность и стоимость экспедиции в связи с необходимостью одновременной с экипажем доставки и размещения жилых объемов в марсианском грунте для защиты экипажа от воздействия неблагоприятных внешних факторов. Кроме того, перед возвращением к Земле орбитальный комплекс в течение ~2-х лет ожидания будет находиться на орбите без экипажа, что по опыту работ с околоземными орбитальными станциями является весьма нежелательным.

На последующем этапе анализа были исключены из рассмотрения варианты использования в составе МЭК маршевых двигательных установок малой тяги – ЭРДУ на базе ядерных и солнечных энергоустановок. Эти варианты имеют ряд несомненных достоинств применительно к МЭК в сравнении с другими типами двигательных установок, в частности, при их использовании:

- обеспечиваются наиболее благоприятные и безопасные условия возвращения экипажа с минимальными скоростями при входе в земную атмосферу;
- практически отсутствует проблема длительного хранения криогенного топлива на борту.

При этом высокий удельный импульс ЭРДУ обеспечивает:

- минимальную начальную массу МЭК на околоземной орбите и, следовательно, минимальный наряд средств выведения частей МЭК на орбиту сборки – РН и РБ, стоимость которых составляет, по проведенным оценкам, основную долю стоимости проведения экспедиции;
- возможность сделать марсианский орбитальный комплекс многоразовым.

Вместе с тем, для вариантов МЭК с ядерными и солнечными ЭРДУ имеет место такой серьезный недостаток, как наличие в схеме межпланетных перелетов участков “раскрутки” и “скрутки” в гравитационных полях Земли и Марса, значительно увеличивающих общую продолжительность пилотируемой экспедиции. В связи с этим обеспечение основного требования по ограничению суммарной длительности пилотируемой марсианской экспедиции $t_2 \leq 440$ сут приведет либо к неприемлемо большим, с точки зрения технической реализации, требуемым значениям мощности бортовой энергоустановки, либо к усложнению схемы проведения экспедиции, чреватому увеличением рисков для экипажа. К тому же в длительном процессе “раскрутки” у Земли элементы МЭК получают большие дополнительные дозы ионизирующих излучений в зоне ее радиационных поясов. Для варианта МЭК с солнечной ЭРДУ эти недостатки еще более усугубляются тем, что мощность его солнечных батарей падает вследствие:

- деградации фотопреобразователей от излучений в радиационных поясах Земли;
- снижения плотности солнечного излучения по мере удаления от орбиты Земли.

Двигатели большой тяги имеют более высокие потенциальные возможности в плане достижения минимальной продолжительности экспедиции с учетом технической реализуемости. Рассмотрены следующие варианты таких двигателей:

- 1) ЖРД на криогенных и высококипящих компонентах топлива;
- 2) бимодальный ЯРД;
- 3) ЯРД в комбинации с ЯЭУ.

Бимодальный ЯРД имеет один многоцелевой ядерный реактор, обеспечивающий как нагрев водорода для создания тяги (двигательный режим), так и нагрев теплоносителя системы энергопреобразования, вырабатывающего электроэнергию для бортовых систем МЭК, включая холодильные установки (энергетический режим).

В комбинации ЯРД + ЯЭУ используется однорежимный ЯРД, который обеспечивает создание только тяги (посредством нагрева водорода в реакторе для последующего истечения из сопла). ЯЭУ имеет свой реактор, выполняющий только функцию нагрева теплоносителя системы энергопреобразования для выработки электроэнергии (на питание холодильных установок системы хранения жидкого водорода и покрытие других бортовых нужд МЭК).

Из рассмотренных вариантов ЖРД имеют наиболее высокую степень отработанности и низкую стоимость. Однако использование ЖРД, имеющих относительно низкий удельный импульс тяги, приводит к максимальной начальной массе МЭК на околоземной орбите и, соответственно, к максимальным затратам на проведение экспедиции. В случае использования в составе МЭК кислородно-водородных ЖРД, имеющих наибольший удельный импульс тяги, возникает проблема длительного (до ~1.5 лет) хранения криогенных компонентов топлива, требующего использования на борту энергоустановки и холодильной системы с потребляемой электрической мощностью до 150 кВт [1]. В связи с этим выбрана схема экспедиции с использованием кислородно-водородных ЖРД только при уходе МЭК от Земли, а для торможения у Марса и возвращения к Земле применяются ЖРД на стабильных компонентах топлива.

Бимодальный ЯРД с многоцелевым ядерным реактором наиболее сложен в конструктивно-схемном исполнении и эксплуатации, а также в разработке. Мощности реактора на двигательном и энергетическом режимах работы отличаются более чем на два порядка, что в сочетании с разноплановыми режимами работы предъявляют требования к реактору и оборудованию бимодальной установки, не имеющие аналогов ни в ракетной технике, ни в атомном энергомашиностроении [1].

Использование в составе МЭК комбинации ЯРД + ЯЭУ является более простым техническим решением, позволяющим к тому же в полной мере реализовать присущие выбранным (для ЯРД и ЯЭУ) различным типам реакторов потенциальные возможности в плане достижения наилучших энергомассогабаритных характеристик. В частности, значительно лучшее, в сравнении с бимодальной установкой, соотношение тяги и массы ЯРД, а также его компактность, обеспечивают возможность реализации МЭК с более высокой начальной тяговооруженностью. Это позволит минимизировать количество орбитальных витков и ускорить прохождение радиационных поясов Земли при отлете к Марсу, либо организовать дополнительное резервирование двигательной установки с целями повышения ее надежности и ограничения требуемого ресурса модульных ЯРД.

Кроме того, для этого варианта МЭК имеет место относительно высокая степень отработанности прототипов двигательной и энергетической установок. Разработка в 1965–1985 годах в КБХА ЯРД 11Б91 (РД-0410) тягой 35 кН была доведена до серии огневых испытаний на Семипалатинском ядерном полигоне [2]. ЯЭУ требуемой электрической мощности может быть реализована на базе технологий, разрабатываемых в рамках проекта ядерной энергодвигательной установки КА [3].

Соответственно, для дальнейшего анализа “ускоренных” перелетов выбраны однокорабельные варианты МЭК на базе ЖРД и комбинации ЯРД + ЯЭУ.

СРАВНЕНИЕ ВАРИАНТОВ МЭК НА БАЗЕ ЖРД И КОМБИНАЦИИ ЯРД + ЯЭУ

Для “ускоренных” схем перелетов проведено сравнение вариантов МЭК на базе ЖРД и комбинации ЯРД + ЯЭУ при заданной суммарной продолжительности экспедиции $t_{\Sigma} = 440$ суток и одинаковой скорости входа корабля возвращения в атмосферу Земли $V_{\text{вх}} = 12.5$ км/с. При заданных значениях t_{Σ} и $V_{\text{вх}}$ критерием сравнения вариан-

тов принята начальная масса МЭК на околоземной орбите M_0 , определяющая сложность и длительность сборки МЭК, а также стоимость экспедиции в целом.

Сравнение выполнено в предположении следующего состава и массы выводимой полезной нагрузки МЭК:

- орбитальный комплекс – 60 т;
- взлетно-посадочный комплекс, отделяемый от МЭК на околомарсианской орбите – 55 т (с экипажем);
- корабль возвращения на Землю – 16.5 т (при запасе скорости $\Delta V_{\text{хар}} = 1.38$ км/с).

В расчетах удельный импульс тяги ЖРД на компонентах $\text{H}_2 + \text{O}_2$ принят равным 4609 Н·с/кг, на высококипящих компонентах АТ + НДМГ – 3236 Н·с/кг; удельный импульс тяги ЯРД – 8826 Н·с/кг. Относительные конечные массы ускорителей с ЖРД (отнесенные к массе расходующего топлива) приняты равными $a_k = 0.1$ и 0.15 для топлив АТ + НДМГ и $\text{H}_2 + \text{O}_2$ соответственно; конечная относительная масса топливных баков ЯРД с элементами системы термостатирования водорода принята равной $a_6 = 0.23$. Масса одного модульного ЯРД с радиационной защитой и элементами крепления принята равной $M_{\text{ЯРД}} = 3.3$ т, а масса ЯЭУ – $M_{\text{ЯЭУ}} = 14$ т; для связки ЯЭУ с четырьмя модульными ЯРД предусмотрен конструкторский резерв в размере 3.1 т.

Высота околоземной орбиты сборки и старта для МЭК на базе ЖРД принята равной $H = 400$ км, для МЭК на базе ЯРД – радиационно безопасная орбита высотой $H_{\text{РБО}} = 800$ км. Высоты перицентра/апоцентра орбиты ожидания у Марса приняты равными $H_{\pi}/H_{\alpha} = 400/20000$ км.

В общем случае рассматриваемая “ускоренная” схема межпланетных перелетов МЭК с двигателями большой тяги предусматривает создание четырех импульсов скорости. Первым импульсом скорости ΔV_1 обеспечивается уход МЭК с орбиты Земли по гиперболической траектории к Марсу. Второй импульс скорости ΔV_2 создается для перехода МЭК на околомарсианскую орбиту, где производится отделение и спуск ВПК с экипажем на поверхность Марса. После выполнения программы экспедиции продолжительностью 30 сут, возвращения экипажа к МЭК на околомарсианской орбите, создается третий импульс скорости ΔV_3 для ухода МЭК к Земле.

При достижении грависферы Земли осуществляется переход экипажа из орбитального комплекса в КВЗ, который отделяется и корректирует траекторию своего движения. Четвертый импульс скорости ΔV_4 создается тормозной ступенью КВЗ с целью выполнения ограничения $V_{\text{вх}} \leq 12.5$ км/с. После создания импульса скорости ΔV_4 корабль возвращения стабилизируется перед входом в атмосферу, а остальная часть МЭК уходит от Земли по гиперболической траектории.

Результаты оценки начальной массы M_0 сравниваемых вариантов МЭК в зависимости от даты старта, полученной на примере ряда синодических периодов временного интервала 2031–2039 гг., охватывающего момент ближнего великого противостояния Земли и Марса в 2035 г., приведены на рис. 1. Сравниваемые значения начальной массы M_0 получены при оптимальных условиях осуществления перелетов Земля → Марс → Земля с минимальными энергетическими затратами, обеспечиваемыми совместным выбором:

- оптимальных дат старта МЭК в каждом синодическом периоде;
- оптимальных соотношений импульсов скорости МЭК на всех этапах перелетов для заданной продолжительности экспедиции t_{Σ} ;
- момента выдачи импульса скорости ΔV_4 непосредственно перед входом КВЗ в земную атмосферу.

Из представленных оценок следует, что при “ускоренных” схемах экспедиций вариант МЭК на базе ЖРД не конкурентоспособен из-за неприемлемо высокой начальной массы. При наилучшей дате старта (31.03.2033 г.) и наиболее выгодных для варианта МЭК с ЖРД оптимальных условиях, обеспечивающих абсолютный минимум

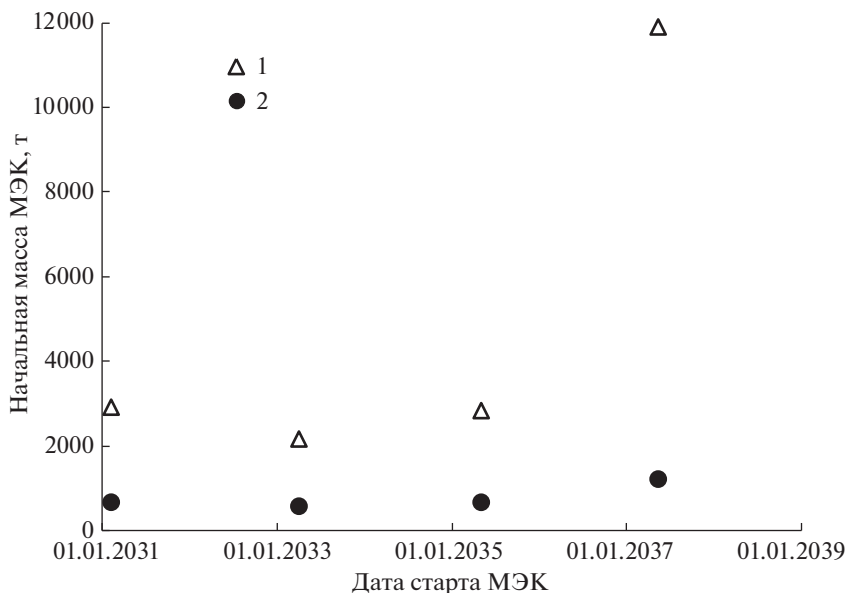


Рис. 1. Начальные массы вариантов МЭК для оптимальных дат старта в каждом из синодических периодов: 1 – МЭК на базе ЖРД; 2 – МЭК на базе ЯРД.

энергозатрат на межпланетные перелеты, его начальная масса ($M_0 \approx 2200$ т) превышает массу МЭК на базе ЯРД почти в 4 раза. При любом отклонении от выше названных оптимальных условий осуществления перелетов Земля $\rightarrow$ Марс $\rightarrow$ Земля преимущество варианта МЭК на базе ЯРД по массе M_0 становится еще более значительным.

Кроме того, как следует из рис. 1, при изменении даты старта (переносе даты старта из одного синодического периода в другой, менее благоприятный синодический период) для МЭК на базе ЖРД, имеет место значительное увеличение начальной массы МЭК на базе ЖРД. Это означает, что в случае отмены старта МЭК в оптимальном для экспедиции синодическом периоде придется либо значительно наращивать состав и энергетические возможности МЭК на орбите сборки для реализации экспедиции и осуществления его старта в ближайшем синодическом периоде, что за ~ 2 г. осуществить практически не реально, либо перенести начало экспедиции на 15–17 лет до следующего периода великого противостояния Земли и Марса.

Для варианта МЭК на базе ЯРД изменение значений начальной массы имеет положительный характер для двух-трех синодических периодов в окрестности точки очередного великого противостояния Земли и Марса. Это говорит о том, что благодаря более высокому удельному импульсу тяги ЯРД, характеристики МЭК на его основе намного менее чувствительны к изменению требуемой энергетики перелетов Земля $\rightarrow$ Марс $\rightarrow$ Земля при переходе от одного синодического периода к другому.

Таким образом, применение ЯРД, по сравнению с ЖРД, позволяет значительно снизить не только требуемую начальную массу МЭК, но и риски влияния на нее переноса даты старта.

ОБЛИК И ХАРАКТЕРИСТИКИ МЭК НА БАЗЕ КОМБИНАЦИИ ЯРД + ЯЭУ

Необходимость длительного (~ 1 г.) хранения на борту МЭК криогенного водорода в процессе межпланетных перелетов требует использования холодильных установок

электрической мощностью порядка 100–150 кВт. С учетом мощности, необходимой для питания бортовых систем МЭК, общий уровень электрической мощности, вырабатываемой ЯЭУ, должен составлять до 200 кВт.

Для ЯЭУ принято использование высокотемпературного газоохлаждаемого реактора на быстрых нейтронах. Возможные параметры ЯЭУ:

Система преобразования энергии	турбомашинная (по циклу Брайтона)
Суммарное время работы	440 сут
Генерируемая электрическая мощность	до 200 кВт
Температура нагрева теплоносителя	1500 К
Тип холодильника-излучателя	панельный, фиксированной геометрии
Площадь холодильника-излучателя	400 м ²
Суммарная масса установки	14 т

Кроме ЯЭУ в состав энергодвигательного комплекса МЭК входит связка из четырех модульных ЯРД. Для ЯРД принята концепция реактора с промежуточным спектром нейтронов. Модульный ЯРД имеет следующие характеристики [4]:

Рабочее тело	водород
Тепловая мощность реактора	340 МВт
Температура рабочего тела перед соплом	2900 К
Тяга	68 кН
Удельный импульс тяги	8826 Н·с/кг
Масса (со средствами подачи водорода)	2890 кг

Общая компоновка МЭК в стартовом положении на околоземной орбите приведена на рис. 2. Выбранная компоновка с четырьмя модульными ЯРД и расположенной между ними ядерной энергоустановкой хорошо сочетается по конфигурации радиационной защиты с общей компоновкой МЭК, в которой крестообразно расположенные боковые баки 1-й и 2-й ступеней и удлиненный центральный бак 3-й ступени с водородом обеспечивают дополнительную радиационную защиту экипажу.

Рассмотрена многовитковая схема ухода МЭК с околоземной орбиты к Марсу с целью ограничения гравитационных потерь скорости. На этом этапе после каждого из четырех включений модульных ЯРД (как и после включений на последующих этапах перелетов) осуществляется расхолаживание реакторов. Сброс водородных баков на участке ухода к Марсу производится попарно, по мере их опорожнения. После отработки импульса скорости ΔV_1 и перехода на гиперболическую траекторию ухода к Марсу, кроме водородных баков производится сброс пары модульных ЯРД.

Баки 2-й ступени, а затем и ВПК, отделяются после отработки импульса ΔV_2 и выхода на околомарсинскую орбиту. После отработки импульса скорости ΔV_3 и выхода МЭК на траекторию возвращения к Земле сбрасывается вторая пара модульных ЯРД, а бак 3-й ступени остается в составе комплекса как конструктивный элемент дополнительного дистанцирования орбитального комплекса (жилого и складского модулей) с экипажем от реактора ЯЭУ. При этом ЯЭУ переводится на режим пониженной в ~4 раза электрической мощности ($N_{эл} \approx 50$ кВт) для продолжения электропитания бортовых систем МЭК. В качестве дублирующей энергоустановки в составе орбитального комплекса имеется собственная солнечная ЭУ [1], используемая для снабжения бортовых систем электроэнергией в случаях возникновения аварийных ситуаций с выключением ЯЭУ.

В таблице 1 представлены основные проектно-баллистические характеристики МЭК на базе ЯРД и ЯЭУ по этапам полета на примере старта экспедиции в 2033 г., перед периодом великого противостояния Земли и Марса.

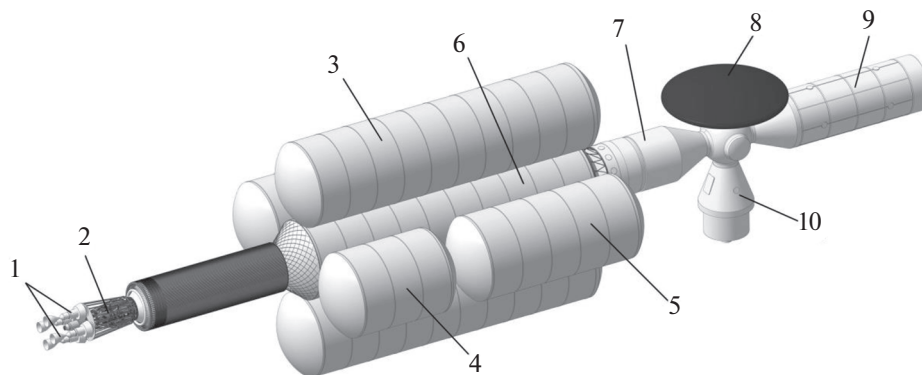


Рис. 2. Компонировочная схема МЭК на базе ЯРД и ЯЭУ: 1 – ЯРД; 2 – ЯЭУ; 3 – большой бак 1-й ступени; 4 – малый бак 1-й ступени; 5 – бак 2-й ступени; 6 – бак 3-й ступени; 7 – складской модуль; 8 – взлетно-посадочный модуль; 9 – жилой модуль; 10 – корабль возвращения на Землю.

Таблица 1. Проектно-баллистические характеристики МЭК на базе ЯРД и ЯЭУ

Характеристика	Значение
Дата старта	31.03.2033
1. Уход с околоземной радиационно безопасной орбиты ($H_{РБО} = 800$ км)	
Суммарное время работы ЯРД, час	1.7
Создаваемый импульс скорости МЭК, км/с	3.46
Масса МЭК, т:	
– стартовая	589
– конечная	358
Масса общего расхода водорода на этапе, т	199
– в том числе на расхолаживание реакторов ЯРД	9.6
2. Переход на околомарсианскую орбиту ($H_{\pi} = 400$ км, $H_{\alpha} = 20000$ км)	
Время работы ЯРД, ч	1.3
Создаваемый импульс скорости МЭК, км/с	2.23
Масса МЭК, т:	
– стартовая	337
– конечная	262
Масса рабочего расхода водорода, т	75
3. Уход с околомарсианской орбиты к Земле	
Время работы ЯРД, ч	1.1
Создаваемый импульс скорости МЭК, км/с	3.56
Масса МЭК, т:	
– стартовая (с учетом возврата экспедиции на борт МЭК)	189
– конечная	126
Масса рабочего расхода водорода, т	~63
4. Торможение КВЗ перед входом в земную атмосферу	
Начальная масса КВЗ с тормозной ступенью, т	26.9
Создаваемый импульс скорости торможения КВЗ, км/с	2.79
Интегральные характеристики	
Начальная масса МЭК, собранного на околоземной орбите, т	~590
Суммарная продолжительность пилотируемой экспедиции, сут	440
включая участки:	
– прямого перелета Земля → Марс	169
– пребывания ОК на орбите Марса	30
– обратного перелета Марс → Земля	241
Максимальное сближение МЭК с Солнцем (при перелете Марс → Земля), млн км	85
Скорость входа КВЗ в атмосферу Земли, км/с	12.5

Таблица 2. Характеристики средств выведения элементов МЭК на орбиту сборки

№ пуска	Ракета-носитель	Грузоподъемность РН, т	РБ довыведения	Выводимые элементы МЭК
1	“Енисей”	~100	Типа “Фрегат” ¹⁾	ОК + топливо
2				ВПК + топливо
3				Бак 3-й ступени
4	“Ангара-А5В”	37.5	“Фрегат”	Связка 4 ЯРД + ЯЭУ-200
5	“Енисей”	~100	Типа “Фрегат” ¹⁾	Большой бак 1-й ступени
6				Большой бак 1-й ступени
7				Малый бак 1-й ст. + бак 2-й ст.
8	“Ангара-А5П”	~21 ²⁾	КВЗ	Малый бак 1-й ст. + бак 2-й ст.
9				КВЗ с экипажем

Примечания: ¹⁾ – вариант РБ повышенной энерговооруженности [5]; ²⁾ – масса КВЗ, выводимого на орбиту $H_{\pi}/H_{\alpha} = 135/480$ км, $i = 51.7^{\circ}$.

Таблица 3. Стоимостные показатели элементов МЭК и средств их доставки

Элемент	Стоимость, млрд руб.	Доля общей, стоимости, %
Средства доставки элементов МЭК на орбиту сборки:	113.6	60.6
– производство и пуск ракет-носителей	108.4	57.8
– производство и пуск разгонных блоков довыведения	5.2	2.8
Корабль возвращения экипажа на Землю	4.0	2.1
Тормозной блок корабля возвращения	0.6	0.3
ОК и ВПК	30	16
Маршевые ЯРД (4 шт.)	14.0	7.4
Энергоустановка ЯЭУ-200	8.0	4.3
Водородные баки (7 шт.)	16.5	8.8
Водород	1.0	0.5
Итого	187.7	100

В таблице 2 представлены порядок пусков и состав средств доставки – РН и РБ, используемых для выведения элементов МЭК на околоземную орбиту сборки, с указанием грузоподъемности РН на низкую опорную орбиту ($H = 200$ км) и соответствующих выводимых элементов комплекса.

При потребности в рассматриваемом случае в 7-ми пусках РН 100-тонного класса и 2-х пусках РН тяжелого класса семейства “Ангара”, учитывая реализованный темп пусков многоразовой транспортной системы “Спейс шаттл” (до 8–9 пусков в год), ожидается, что доставка элементов МЭК и его сборка на околоземной орбите могут быть завершены за ~1 г. Сокращение сроков формирования МЭК на околоземной орбите возможно при использовании международной кооперации.

В таблице 3 представлены приблизительные оценки стоимости элементов МЭК и средств их доставки на орбиту сборки. Оценки проведены на основе данных, используемых при проработке проектов лунных комплексов, приведенных к ценам 2019 г., с использованием данных об изменениях среднегодовой инфляции в России.

Согласно приведенной оценке, основную долю (не менее 60%) общей стоимости формируемой экспедиции составляют затраты на производство и пуски средств доставки элементов МЭК на орбиту сборки – ракет-носителей и разгонных блоков. Суммарные затраты на подготовку единичной пилотируемой экспедиции на Марс, отнесенные, для оценки их уровня к объему планировавшегося на 2019 г. бюджета Роскосмоса, составляют примерно 110%, или 6–9% профицита (по разным оценкам) бюджета России, исполненного в 2019 г.

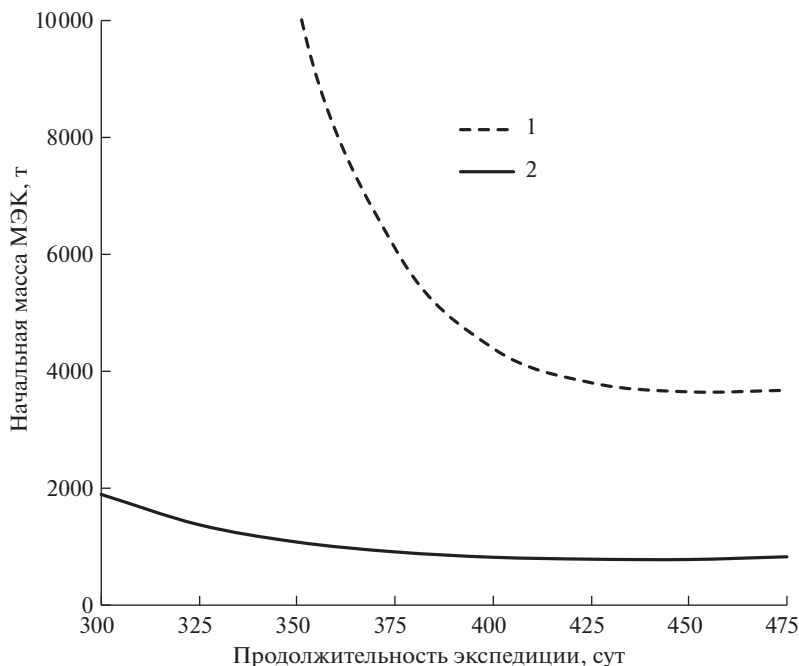


Рис. 3. Изменение начальной массы вариантов МЭК в зависимости от продолжительности экспедиции: 1 – МЭК на базе ЖРД; 2 – МЭК на базе ЯРД и ЯЭУ.

Оценка затрат на создание элементов МЭК выполнена в предположении, что к началу работ над проектом МЭК в рамках других проектов, включая программу пилотируемого исследования Луны и проекта [3], будут созданы:

- 1) пилотируемая РН “Ангара-А5П”;
- 2) грузовые РН “Ангара-А5В” и “Енисей” со стартовыми комплексами;
- 3) варианты РБ типа “Фрегат” повышенной грузоподъемности [5] как для довыведения элементов МЭК на орбиту сборки, так и для торможения КВЗ;
- 4) КВЗ на базе пилотируемого транспортного корабля нового поколения “Орел”;
- 5) ЯЭУ электрической мощностью 200 кВт;
- 6) орбитальный комплекс для сборки МЭК с системой хранения топлива;
- 7) наземная инфраструктура по хранению, техническому обслуживанию, подготовке и запуску на орбиту ЯЭУ и ЯРД.

К вновь разрабатываемым основным элементам МЭК отнесены:

1. марсианские ОК и ВПК суммарной стоимостью создания ~260 млрд руб;
2. модульный ЯРД со стоимостью создания 24–55 млрд руб;
3. водородные баки со стоимостью создания их производства ~150 млрд руб (с учетом затрат на создание крупнотоннажного производства жидкого водорода, системы его хранения и транспортировки, завода в районе космодрома “Восточный” по производству и сборке крупногабаритных элементов и прочей наземной инфраструктуры).

Общие затраты на создание вновь разрабатываемых элементов МЭК оцениваются величиной ~450 млрд руб. При 10-летнем цикле разработки средние ежегодные затраты на создание элементов МЭК будут равны ~45 млрд руб, что составляет ~26% от объема бюджета госкорпорации Роскосмос, планировавшегося на 2019 г.

Для сравниваемых вариантов МЭК с ЯРД и ЖРД исследованы также предельные возможности и цена сокращения продолжительности пилотируемых экспедиций t_{Σ} . Ввиду повторяемости через каждые 15–17 лет наиболее благоприятного взаимного расположения Земли и Марса, а также с целью обеспечения условий сравнения, наиболее выгодных для МЭК с ЖРД, рассмотрен синодический период 2050–2051 гг. с минимальными энергозатратами на перелеты Земля → Марс → Земля. Учитывая ограниченность тяги тормозной ступени КВЗ, в данных расчетах принято условие о заблаговременном проведении маневра его торможения – непосредственно с момента входа в грависферу Земли. Результаты расчетов представлены на рис. 3 в виде зависимостей начальной массы МЭК от суммарной продолжительности экспедиции t_{Σ} . Каждая точка представленных зависимостей соответствует своей оптимальной дате старта МЭК.

Как и в работе [6] для оптимального синодического периода 2033–2034 гг., получено, что при сокращении времени $t_{\Sigma} < 400$ сут, вызывающем резкое увеличение требуемой энергетики межпланетных перелетов Земля → Марс → Земля, имеет место экспоненциальный характер роста начальной массы МЭК на базе ЖРД. В тех же условиях вариант МЭК на базе ЯРД, имеющий почти в 5 раз меньшую исходную начальную массу (при $t_{\Sigma} = 440$ сут – $M_0 \approx 770$ т против ~ 3700 т у МЭК на базе ЖРД), демонстрирует возможность снижения продолжительности экспедиции до 325–300 сут при умеренном увеличении массы M_0 – до 1370–1900 т.

Можно отметить и наличие у рассматриваемой комбинации ЯРД + ЯЭУ определенного резерва в улучшении характеристик МЭК за счет введения на этапе возвращения комплекса к Земле дополнительно к режиму большой тяги ЯРД длительного режима малой тяги ЭРДУ, питание которой обеспечивается ЯЭУ. Этим может быть обеспечено как снижение расхода водорода и начальной массы МЭК [7], так и создание более благоприятных условий для последующего входа КВЗ в атмосферу Земли.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе выполнен анализ рационального типа энергодвигательного обеспечения экспедиций на начальном этапе пилотируемых полетов на Марс с реализацией полетов по “ускоренным” и упрощенным схемам при отсутствии поддерживающей марсианской базы. В этих условиях, благодаря сочетанию большой тяги и высокого удельного импульса, рациональным вариантом двигательного обеспечения МЭК является ЯРД, использующий водород в качестве рабочего тела. Применение ЯРД, по сравнению с ЖРД, позволяет не только снизить в несколько раз требуемую начальную массу МЭК, но и обеспечивает более стабильные условия его формирования и реализации экспедиции, допуская возможность переноса даты ее старта из одного синодического периода в следующий без риска существенного изменения требуемых энергетических возможностей марсианского комплекса.

В составе МЭК целесообразно использование связки из четырех ЯРД с однорежимным реактором в комбинации с ядерной энергоустановкой проектной мощностью ~ 200 кВт. На базе данного энергодвигательного обеспечения может быть реализован МЭК с полезным грузом массой ~ 132 т, способный осуществить доставку и возвращение экспедиции на Землю за 440 сут, что соответствует достигнутой длительности непрерывного пребывания человека в космических условиях. При начальной массе МЭК на околоземной орбите, равной ~ 590 т, его орбитальная сборка может быть осуществлена за время ~ 1 г. По приближенным оценкам общая стоимость формируемой экспедиции вместе с затратами на производство и пуски средств доставки элементов МЭК на орбиту сборки может составить ~ 190 млрд руб в ценах 2019 г., а стоимость создания вновь разрабатываемых элементов МЭК с учетом создания производства жидкого водорода и крупногабаритных баков – ~ 450 млрд руб.

ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

ВПК – взлетно-посадочный комплекс
 ЖРД – жидкостный ракетный двигатель
 КВЗ – корабль возвращения на Землю
 МЭК – марсианский экспедиционный комплекс
 ОК – орбитальный комплекс
 РБ – разгонный блок
 РН – ракета-носитель
 ЭРДУ – электроракетная двигательная установка
 ЯРД – ядерный ракетный двигатель
 ЯЭУ – ядерная энергетическая установка

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пилотируемая экспедиция на Марс. / Под ред. Коротеева А.С. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 с.
2. Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П., Павельев А.А. Ядерные ракетные двигатели. М.: ООО “Норма-Информ”, 2001. 416 с.
3. Коротеев А.С., Ошев Ю.А., Попов С.А., Каревский А.В., Солодихин А.Е., Захаренков Л.Э., Семенкин А.В. Ядерная энергодвигательная установка космического аппарата // Изв. РАН. Энергетика. 2015. № 5. С. 45–59.
4. Коротеев А., Гафаров А., Сметанников В., Колганов В., Пономарев-Степной Н., Усов В., Зродников А., Ионкин В., Федик И., Николаев Ю., Васильковский В., Андреев П., Рачук В., Белогуров А. Опыт создания и основные направления развития и применения космической ядерной энергетики в России // Бюллетень по атомной энергии, ФГУП “ЦНИИАтоминформ”. 2003. № 10. С. 31–36.
5. Асуюшкин В.А., Федоскин Д.И., Жумаханов Н.Б. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооруженности “Фрегат-СБУ” // Вестник “НПО им. С.А.Лавочкина”. 2017. № 2(36). С. 147–156.
6. Коротеев А.С., Архангельский Н.И., Акимов В.Н., Музыченко Е.И., Кувшинова Е.Ю. Ядерные ракетные двигатели: состояние разработки и перспективы применения // Атомная энергия. 2018. Т. 124. Вып. 4. С. 206–211.
7. Ватель М.Н., Карраск В.К., Коротеев А.С., Костылев А.М., Пульхрова И.Г., Семенов В.Ф., Хатмулев В.А. Ядерная энергодвигательная установка с твердофазным реактором для марсианского экспедиционного комплекса // ЦНТИ “Поиск”. Научно-технический сборник “Ракетно-космическая техника”. НИИТП, 1992. Вып. 1(134). Ракетные двигатели и энергетические установки. Системы и средства бортовой энергетики. С. 121–129.

Nuclear Energy – the Key for Beginning the Manned Mars Flights

A. S. Koroteev^a, N. I. Arkhangelsky^{a,*}, E. I. Muzychenko^a,
 V. M. Nesterov^a, and A. G. Tsvetkov^a

^aState Scientific Center of the Russian Federation – Federal State Unitary Enterprise
 Keldysh Research Centre (SSC Keldysh Research Centre), Moscow, Russia

*e-mail: kerc@elnet.msk.ru

The paper analyzes the rational type of propulsion and power support for expeditions at the initial stage of manned flights to Mars. Various types of propulsion and power propulsion systems of large and small thrust, as well as various schemes and scenarios of expeditions in terms of the implementation of manned flights according to “accelerated” and simplified schemes, in the absence of a supporting Martian base, are considered. The rationality of the implementation of expeditions under these conditions on the basis of a combination of NRE + NPP is shown. The appearance and possible characteristics of this embodiment of the expeditionary complex, as well as the composition of launch vehicles for deployment of its elements into the orbit of the assembly are determined. A preliminary assessment of expenses for the expeditionary complex development is made, as well as the cost of preparing a single expedition.

Keywords: Martian expeditionary complex, propulsion and power support, manned flight, nuclear rocket engine, nuclear power plant, liquid rocket engine