

УДК 629.78``313``:523.43(048.8)

ОБЗОР ПРОЕКТОВ ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ К МАРСУ

© 2018 г. Безяев И.В.¹, Стойко С.Ф.²

¹ООО «Производственное объединение «Металлист» (ПО «Металлист»)
Киевское шоссе, 35, г. Обнинск, Калужская обл., Российская Федерация, 249032,
e-mail: info@zavod-metallist.ru

²Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Рассмотрена история некоторых проектов пилотируемых полетов к Марсу в США и нашей стране, описаны особенности конструкции межпланетных кораблей и проведена реконструкция их внешнего облика. Представлены сегодняшние концепции, проекты, планы, перспективы исследования и освоения Марса. Предложены стратегия и задачи первых пилотируемых экспедиций на Марс, возможный облик и характеристики многоразового межпланетного экспедиционного комплекса (включая межпланетный орбитальный корабль, энергодвигательный комплекс, взлетно-посадочный комплекс, корабль доставки и возвращения экипажа), способного выполнять задачи по пилотируемым исследованиям межпланетного пространства от Венеры до Марса, включая Луну, спутники Марса и астероиды, с учетом современных требований по обеспечению безопасности и относительно низкой стоимости межпланетного комплекса. Предложен к рассмотрению вариант многоразового межпланетного комплекса с использованием жидкостной ракетной двигательной установки и аэрозахвата в атмосферах планет.

Ключевые слова: пилотируемая экспедиция к Марсу, история проектов пилотируемых межпланетных кораблей, межпланетный экспедиционный комплекс, аэрозхват в атмосферах планет.

A REVIEW OF PROJECTS FOR MANNED MISSIONS TO MARS

Bezyaev I.V.¹, Stoyko S.F.²

¹Production Association Metallist (PA Metallist)
35 Kievskoe shosse, Obninsk, Kaluga region, 249032, Russian Federation, *e-mail: info@zavod-metallist.ru*

²S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

The paper presents a historical survey of some of the projects for manned missions to Mars in USA and in our country, describes design features of interplanetary vehicles and reconstructs their configurations. It also presents the current concepts, projects, plans, prospects for study and exploration of Mars. It proposes a strategy and objectives for the first manned missions to Mars, a possible configuration and features of a reusable interplanetary expedition complex (including an interplanetary orbital vehicle, power-generation and propulsion system, landing and ascent vehicle, crew delivery and return vehicle), that is capable to support manned exploration of interplanetary space from Venus to Mars, including the Moon, moons of Mars and asteroids, taking into account current safety requirements and a relatively low cost of the interplanetary complex. It proposes an alternative design of the reusable interplanetary complex which uses liquid-propellant propulsion system and aerocapture in planetary atmospheres.

Key words: manned mission to Mars, history of projects for manned interplanetary vehicles, interplanetary expedition vehicle, aerocapture in planetary atmospheres.



БЕЗЯЕВ И.В.



СТОЙКО С.Ф.

БЕЗЯЕВ Игорь Валерьевич — директор по производству ПО «Металлист»,
e-mail: i.bezyaev@mail.ru

BEZYAEV Igor Valeryevich — Production Director of PA Metallist, e-mail: i.bezyaev@mail.ru

СТОЙКО Сергей Федорович — главный специалист лаборатории РКК «Энергия»,
e-mail: sergey.stoyko@rsce.ru

STOYKO Sergey Fedorovich — Chief Specialist of Laboratory at RSC Energia,
e-mail: sergey.stoyko@rsce.ru

Введение

Пилотируемая космонавтика играет важную роль в исследовании космического пространства. Особое место в пилотируемой космонавтике занимают планы, программы и проекты пилотируемых экспедиций на Марс — первой и, скорее всего, единственной на долгие десятилетия планеты, которую будет исследовать и осваивать человек.

История проектов полета человека на Марс насчитывает более 100 лет, начиная с «Аэлиты» А.Н. Толстого и продолжая текущими межпланетными программами ведущих космических стран. За это время проекты прошли большую эволюцию, причем многие идеи и технические решения практически отработывались и продолжают отработываться при полетах орбитальных станций, пилотируемых и грузовых кораблей, автоматических космических аппаратов. Это позволяет сегодня разрабатывать наиболее реализуемые варианты пилотируемой экспедиции на Марс [1–6].

Изучение и использование в современных и будущих проектах пилотируемых экспедиций на Марс богатейших материалов, идей, проработок множества проектов со всего мира позволяют найти оптимальные варианты концепции, стратегии и технического воплощения разрабатываемых марсианских программ.

Проанализировано более шестидесяти зарубежных проектов 1950–2000 гг.,

но из-за ограниченности объема статьи приведено краткое описание лишь нескольких концепций межпланетных экспедиций. Предложен к рассмотрению и дальнейшей проработке вариант многофазового межпланетного комплекса с жидкостной ракетной двигательной установкой (ЖРДУ) и аэрозахватом в атмосферах планет.

Некоторые пилотируемые марсианские проекты в США

Das Marsprojekt. В США в начале серии исследований, связанных с пилотируемыми экспедициями на Марс, стоял немецкий ракетный инженер Вернер фон Браун. В 1952 г. в Западной Германии была издана его новелла *Das Marsprojekt*, которая вышла через год в США под названием *Mars Project*. В этой книге фон Браун показал в деталях и с инженерным подходом возможность полета и исследования Марса с использованием только технологий, существующих в то время. Он представил проект марсианской экспедиции из 10 космических кораблей и 70 человек экипажа. Орбитальных станций для подготовки экспедиции не предусматривалось. Корабли собирались на околоземной орбите из элементов, доставляемых трехступенчатыми крылатыми ракетами-носителями многофазового использования. Требовалось 905 запусков таких грузовых ракет. Семь из десяти кораблей были предназначены для перелета к Марсу и обратно.

Они имели надувные тканевые сферы для экипажа и топливные баки с металлической метеоритной защитой. Оставшиеся три корабля были грузовыми и несли по одному крылатому планеру для посадки на поверхность планеты. Так как автоматические системы не были развиты, многие операции выполнялись вручную. Например, после того как корабль производил разгон, команда выходила в открытый космос, чтобы вручную отсоединить и сбросить опустевшие топливные баки. Фон Браун не предусматривал предварительных исследований планеты автоматическими зондами. Он предполагал, что единственное место на Марсе, где можно найти ровную площадку, пригодную для посадки планера с лыжным шасси, — это ледяная полярная шапка планеты. Первая группа людей, высадившаяся на планету, должна была покинуть планер и совершить героический переход протяженностью около 6 500 км для выбора места базового лагеря на экваторе Марса. Там им нужно было построить посадочную полосу для двух колесных планеров, ожидающих на орбите. После посадки планеров исследователям необходимо было отсоединить у них дельтавидные крылья и установить ракеты вертикально. Кроме этого, астронавты должны были развернуть надувные укрытия марсианской базы для дальнейшей работы по изучению Марса в течение 400 сут. Общая продолжительность экспедиции составляла около трех лет [7, стр. 1–4].

Первые работы NASA. В 1957 г., спустя месяц после того, как в СССР был запущен первый искусственный спутник Земли, инженеры Исследовательского Центра Льюиса (*Lewis Research Center*) начали исследования в области ядерных и электрических ракетных двигателей для межпланетного полета. Такие ракетные двигатели требовали меньше топлива, чем химические ракеты, и позволяли значительно снизить массу межпланетных кораблей. В апреле 1959 г. работники Центра представили Конгрессу результаты своей работы и ходатайствовали о дальнейшем финансировании. Конгресс удовлетворил запрос, и это стало первой работой научно-исследовательского центра по изучению Марсианской экспедиции под руководством NASA. Исследования велись по двум направлениям: ядерная ракетная двигательная установка (ЯРДУ) и электроракетная двигательная установка (ЭРДУ).

Вариант корабля с ЯРДУ. Для возможности выполнения расчетов первая группа инженеров сделала допущение, что полет корабля будет выполняться по профилю миссии конца 1960-х гг., который впоследствии стал стандартной виртуальной моделью для NASA.

Предложенная миссия начиналась с орбиты спутника Земли. Экипаж корабля — семь астронавтов. Разгон и выход на траекторию полета к Марсу обеспечивался ЯРДУ многократного включения, которая использовалась на всех последующих этапах полета. Двигательная установка крепилась к центральному топливному баку большой длины. Вокруг бака располагались две группы баков меньшего размера. Нижняя группа баков была предназначена для выхода на траекторию полета к Марсу, а верхняя — для торможения у Марса. В ЯРДУ топливо поступало из центрального бака, в который перекачивалось из соответствующих наружных баков в зависимости от этапа полета. Пустые баки сбрасывались. Такая схема обеспечивала хорошую защиту жилого модуля от теплового и радиационного излучений работающей ЯРДУ (рис. 1).

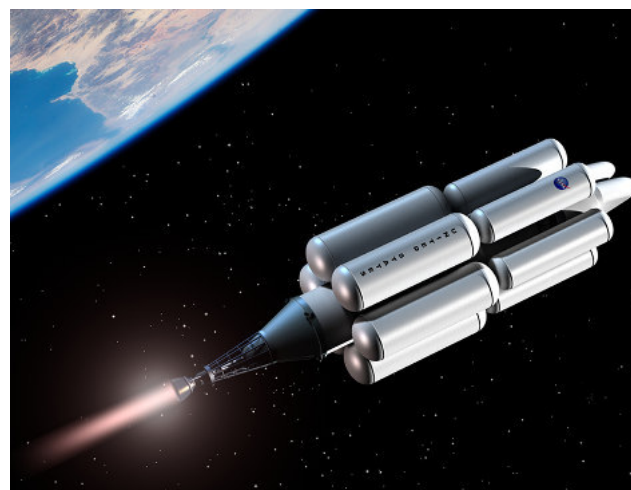


Рис. 1. Реконструкция концепции внешнего облика корабля с ЯРДУ, предложенной инженерами Исследовательского Центра Льюиса (*Lewis Research Center*) в 1960 г.

Перед Марсом корабль выполнял торможение и выходил на круговую орбиту. Посадка на поверхность совершалась в посадочном аппарате с использованием аэродинамического торможения. Маленький гусеничный вездеход позволял двум астронавтам расширить область исследования поверхности. По окончании исследований и возвращении десантной группы орбитальный корабль в очередной раз запустил ЯРДУ и переходил на траекторию

возвращения к Земле. Опустевший центральный бак вместе с ЯРДУ отделялся. Жилой модуль и возвращаемый на Землю аппарат продолжали полет по траектории. Перед Землей экипаж переходил в спускаемый аппарат, совершал прямой вход в атмосферу Земли и посадку.

В 1958 г. был открыт радиационный пояс вокруг Земли. Это увеличило внимание к радиационной безопасности экипажа. Инженеры предложили не делать защиту всего жилого модуля, а организовать небольшое радиационное убежище в центре жилого отсека, в котором экипаж мог бы пережить периоды повышенной радиационной активности, а также спать, что в целом сокращало суммарную дозу радиации, получаемой экипажем во время полета [8].

Вариант корабля с ЭРДУ и ядерной энергетической установкой (ЯЭУ). Вторая группа инженеров занималась проработкой вопросов, связанных с созданием межпланетного корабля с ЭРДУ и ЯЭУ. Ими был предложен вариант компоновки корабля, который впоследствии несколько изменялся, но основные принципы оставались. В состав корабля входили: ядерный реактор, нейтронный щит, теплообменник, щит гамма-излучения, рабочее тело, оборудование турбогенератора, радиатор, две кабины экипажа, полусферический возвращаемый на Землю аппарат, десантный корабль для высадки на планету, кольцеобразный модуль ионных двигателей. Количество членов экипажа — восемь человек (рис. 2) [9].

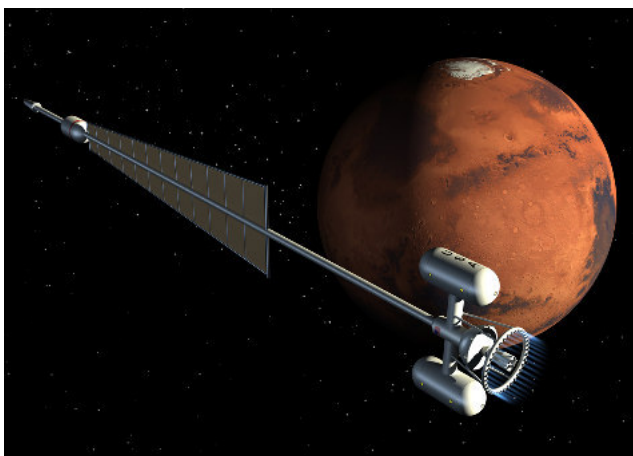


Рис. 2. Реконструкция концепции внешнего облика корабля с ЭРДУ и ЯЭУ, предложенной инженерами Исследовательского Центра Льюиса (Lewis Research Center) в 1961 г.

EMPIRE. В мае 1962 г. организация *Future Projects Office at NASA's Marshall Space Flight Center* заключила контракт на проведение

научно-исследовательской работы с тремя компаниями: *General Dynamics*, *Lockheed* и *Aeronutronic Division of Ford Motor Company*. Компаниям была поставлена задача изучить возможность реализации орбитальной миссии к Марсу. Компания *Lockheed* рассмотрела миссию облета и орбитальную миссию. Компания *Aeronutronic* исследовала миссию облета двух планет — Марса и Венеры (рис. 3). Но самый большой и обширный отчет подготовила компания *General Dynamics* и даже провела исследование с посадкой на планету. Данное комбинированное исследование получило название *EMPIRE — Early Manned Planetary-Interplanetary Roundtrip Expeditions* [7, стр. 11–15].

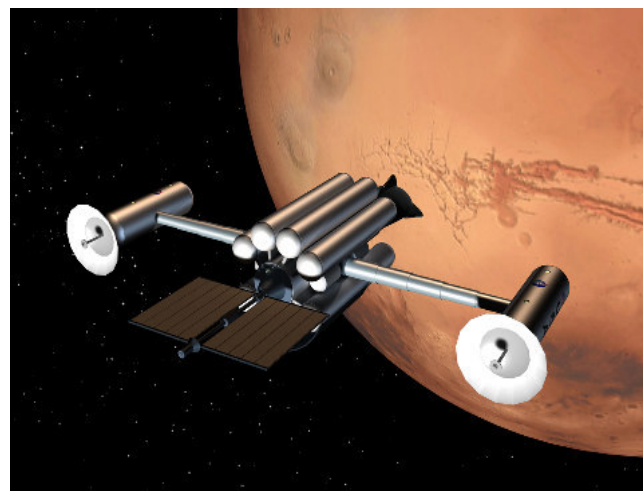


Рис. 3. Реконструкция концепции внешнего облика корабля для облета планет Марса и Венеры компании Aeronutronic по теме EMPIRE, предложенной в 1962 г.

Это было начало «золотой эры» научных исследований по пилотируемой экспедиции на Марс, которая прервалась в 1969 г., как только Нил Армстронг ступил на поверхность Луны...

Исследования в области реализации пилотируемой экспедиции на Марс возобновились только в середине 1980-х гг.

Mars Direct. В августе 1990 г. в журнале *Aerospace America* в популярной форме была опубликована концепция обширного исследования «красной планеты» *Mars Direct*, разработанная компанией *Martin Marietta (R. Zubrin and D. Baker, Human to Mars in 1999)*.

По этой концепции Роберт Зубрин и его соавтор Давид Бейкер отправляли первую экспедицию на Марс в декабре 1996 г. запуском тяжелой ракеты *Ares*. Экспедиция была беспилотная, и ее задача заключалась в доставке на планету грузового корабля массой около 40 т.

В состав грузового корабля входили следующие основные элементы:

- теплозащитный экран для аэродинамического торможения;
- посадочная ступень;
- возвращаемый на Землю аппарат для экипажа;
- завод по производству ракетного топлива;
- ядерный реактор мощностью 100 кВт.

После шестимесячного полета грузовой корабль производил мягкую посадку. Затем специальный транспортный робот перевозил ядерный реактор на некоторое удаление от грузового корабля и устанавливал его. Обрато к кораблю робот протягивал электрические кабели. Как только все было готово, запускался завод по производству ракетного топлива для обратного полета.

Вторая экспедиция к Марсу стартовала, по плану, в 1999 г. и состояла из двух кораблей: пилотируемого и грузового. Грузовой корабль был аналогичен уже работающему на Марсе. Пилотируемый корабль в виде цилиндра был разделен на два этажа: жилые помещения для четырех человек и грузовой отсек с запасами. Во время перелета к Марсу оба корабля соединялись металлическим тросом длиной около 1500 м и вращались с частотой 1 об/мин. Это было необходимо для создания искусственной гравитации.

После достижения Марса пилотируемый корабль тормозился в атмосфере и производил посадку со всем экипажем недалеко от грузового корабля. Второй грузовой корабль выполнял посадку на удалении 500 миль от первого. Он начинал производить ракетное топливо для следующей пилотируемой экспедиции. Первая же пилотируемая экспедиция должна была проработать на Марсе 500 дней. Марсоход использовался для дальних поездок. Обрато к Земле экипаж стартовал в небольшом возвращаемом аппарате, доставленном первым грузовым кораблем, и проводил в нем весь обратный полет. Именно небольшой возвращаемый на Землю аппарат многие специалисты считают слабым звеном в этом проекте.

Следующая экспедиция должна была состояться, по плану, в 2001 г. Это еще два корабля: пилотируемый и грузовой. Оба аналогичны использовавшимся в предыдущих экспедициях. Пилотируемый корабль выполнял посадку рядом с грузовым кораблем, прилетевшим в 1999 г.,

а грузовой корабль, прилетевший в 2001 г., — на удалении 500 миль. И так далее. После нескольких экспедиций предполагалось создание на Марсе сети баз — форпостов для будущих марсианских поселений [7, стр. 89–91].

Design Reference Mission. В 1993 г. был представлен план экспедиции под названием *Design Reference Mission (DRM)*. Этот план был подготовлен на базе *Mars Direct*, а Роберт Зубрин был консультантом исследовательской группы *Mars Exploration Study Team*, которая занималась этим исследованием.

Наиболее существенным отличием между *Mars Direct* и *DRM* было разделение функций корабля для возвращения на Землю. По первому плану возвращаемый корабль стартовал с поверхности Марса и летел к Земле. В нем экипаж находился в условиях дефицита свободного объема. По второму плану экипаж производил взлет с поверхности планеты на небольшом корабле, стыковался с кораблем, ожидающим на орбите, и уже в нем летел к Земле. Этот корабль имел большие размеры и был более приспособленным для длительного обратного перелета.

По плану *DRM 1.0* первая экспедиция состояла из трех беспилотных кораблей:

- посадочный корабль с кораблем взлета на орбиту Марса;
- посадочный корабль с марсианским жилым модулем;
- орбитальный корабль для обратного полета к Земле.

Масса модулей предполагалась уже 60...70 т, что представлялось более реалистичным, чем 40 т в проекте *Mars Direct*.

По плану *DRM*, в 2008 г. корабли должны были достичь Марса. Два посадочных грузовых корабля производили посадку на планету и начинали производство ракетного топлива для корабля возвращения на орбиту Марса, а корабль для обратного полета к Земле оставался на орбите возле планеты.

В 2009 г. должна была стартовать вторая, пилотируемая экспедиция в сопровождении двух беспилотных кораблей, предназначенных для последующей экспедиции (корабль взлета и орбитальный корабль для обратного полета к Земле).

После достижения Марса исследователи должны были произвести посадку вместе со вторым марсианским жилым модулем недалеко от жилого модуля первой экспедиции. Колеса на жилых

модулях позволяли им сблизиться и состыковаться между собой с помощью туннеля.

Последующая эволюция *DRM* была сосредоточена на минимизации массы в попытке уменьшить стоимость миссии. Такой вариант «очищенной» миссии был представлен в 1997 г. Масса была снижена за счет уменьшения диаметра жилого модуля, тормозного аэродинамического экрана и использования композитных материалов. Также ЯРДУ для полета к Марсу запускались отдельно и пристыковывались уже на околоземной орбите. Все эти меры позволили отказаться от использования сверхтяжелых ракет-носителей (РН), а это наиболее дорогостоящие элементы экспедиции [10].

Design Reference Architecture (DRA) 5.0. Концепция *DRA 5.0* является последней версией в серии работ по изучению пилотируемых экспедиций на Марс в США. Она содержит все основные решения предыдущих версий *DRM*.

Существенным отличием является то, что марсианский жилой модуль остается на околомарсианской орбите до прибытия экипажа, а не производит посадку в беспилотном режиме, как в программе *DRM*. Его задача — встретить экипаж в следующее стартовое окно на орбите и уже вместе с экипажем произвести посадку. Такое решение позволяет снизить общую массу кораблей экспедиции.

Концепция *DRA 5.0* не является официальной программой *NASA* по исследованию Марса человеком. Но она обеспечивает подготовку основы для будущей миссии и задает направление для разработки необходимых систем, технологий и испытаний (рис. 4) [11].

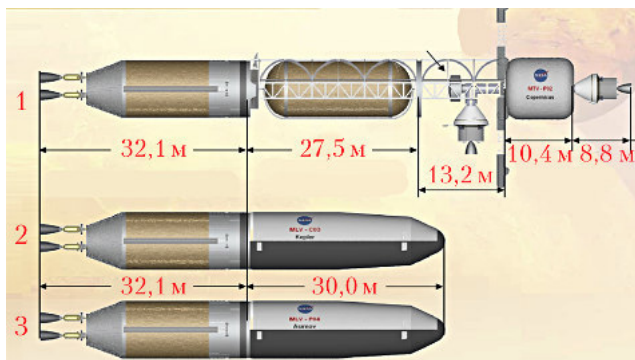


Рис. 4. Состав кораблей экспедиции на Марс, представленный в презентации Mars Design Reference Architecture 5.0 Study. Executive Summary. December 4, 2008, Bret G. Drake: 1 — пилотируемый марсианский транспортный корабль (МТК), масса на орбите спутника Земли (ОСЗ) — 336,5 т, 3 запуска РН Ares-V; 2 — грузовой МТК № 1, масса на ОСЗ — 233,4 т, 2 запуска РН Ares-V; 3 — грузовой МТК № 2, масса на ОСЗ — 233,4 т, 2 запуска РН Ares-V

Некоторые первые проекты пилотируемых марсианских экспедиций в нашей стране

В СССР самые первые проекты по пилотируемым полетам к планетам Солнечной системы предлагались К.Э. Циолковским, Ф.А. Цандером, А.А. Штернфельдом. Но до начала 1960-х гг. уровень знаний об условиях полета и планете Марс был очень ограниченным, поэтому описания межпланетных кораблей имели весьма общий характер.

Межпланетная экспедиция 1960 г. В январе 1960 г. в ОКБ-1 (РКК «Энергия») был выпущен отчет по концепции марсианской экспедиции с использованием электроракетных двигателей. По существу, это был первый отечественный проект по полету человека на Марс. Эти работы велись под руководством К.П. Феоктистова.

Космический корабль предполагалось собирать на околоземной орбите из блоков, которые доставлялись на ракетах тяжелого класса (шла разработка РН Н1 и системы автоматической стыковки на орбите). Перелет корабля по межпланетной траектории выполнялся с помощью электроракетных двигателей. В качестве источника электроэнергии для двигателей был выбран ядерный реактор мощностью 7 МВт. Экипаж корабля состоял из шести человек. Его жизнедеятельность обеспечивала замкнутая система с использованием бортовой оранжереи. Обитаемая часть корабля представляла собой цилиндрический модуль диаметром 6 м и длиной 18 м, состоящий из четырех отсеков — жилого, лабораторного, биологического и технического. Вдоль всего модуля проходил герметичный туннель диаметром 1,5 м для перехода из отсека в отсек. Кроме того, туннель служил убежищем при повышении уровня космической радиации, а также — шлюзом, чтобы в случае пробоя космонавт в скафандре мог попасть в разгерметизировавшийся отсек для его ремонта. Цилиндрический туннель и ферма соединяли обитаемый модуль с аппаратом для посадки на Марс и аппаратом для исследования его спутников Фобоса и Деймоса. На ферме в центре масс корабля располагались электроракетные двигатели и баки с рабочим телом (литием). Рядом находился посадочный комплекс с одним пилотируемым и четырьмя грузовыми аппаратами для посадки на поверхность. Возле обитаемого модуля размещался аппарат, в котором экипаж

спускался на Землю после возвращения из экспедиции.

Так как в 1960 г. еще никто не знал, сможет ли человек длительное время жить и работать в условиях невесомости, было предусмотрено создание искусственной силы тяжести с помощью вращения всего корабля вокруг его центра масс.

Долетев до Марса, корабль снижал скорость и выходил на полярную орбиту вокруг планеты. Два космонавта на пилотируемом аппарате выполняли посадку в разных точках поверхности спутников Фобос и Деймос, брали пробы грунта и проводили исследования. После завершения исследований спутников Марса от корабля отделялись посадочные комплексы, в одном из которых часть экипажа в составе трех человек выполняла посадку на поверхность Марса. Доставленные отдельные платформы на колесных шасси соединялись в «поезд». Он проходил по маршруту от одного полюса к другому, останавливаясь в наиболее интересных районах для проведения исследований. Головная платформа «поезда-гусеницы» — кабина для экипажа с манипулятором, буровой установкой и шлюзовой камерой. На следующей платформе размещался пилотируемый конвертоплан для проведения разведки окружающей местности по маршруту следования. На третьей и четвертой платформах размещались основная и резервная взлетные ракеты, на которых экипаж после окончания работ на Марсе возвращался на корабль, находящийся на полярной орбите. Замыкала поезд ядерная энергоустановка с биологической защитой экипажа, снабжавшая электроэнергией весь поезд. Спускаемые аппараты посадочного комплекса имели сегментально-коническую форму (типа используемых на корабле «Союз») диаметром 6 м и длиной 7,5 м. Они спускались в атмосфере Марса на управляемом парашюте, ориентируясь на заранее сброшенный маяк. Мягкую посадку обеспечивали твердотопливные двигатели.

Этот проект стал основой для последующих концепций РКК «Энергия» по пилотируемым экспедициям на Марс (рис. 5).

Тяжелый межпланетный корабль (ТМК). Первым детально прорабатываемым проектом межпланетного корабля стал тяжелый межпланетный корабль, разрабатывающийся с 1960 г. в ОКБ-1 (РКК «Энергия») в отделе М.К. Тихонравова. Рассматривались различные варианты

компоновки как самих кораблей, так и их разгонных блоков — с ЖРДУ и ЭРДУ. По предварительным оценкам было определено, что масса корабля для облетного варианта должна составлять 15 т плюс разгонный блок массой 60 т. В таком варианте требовался запуск одной РН Н1.

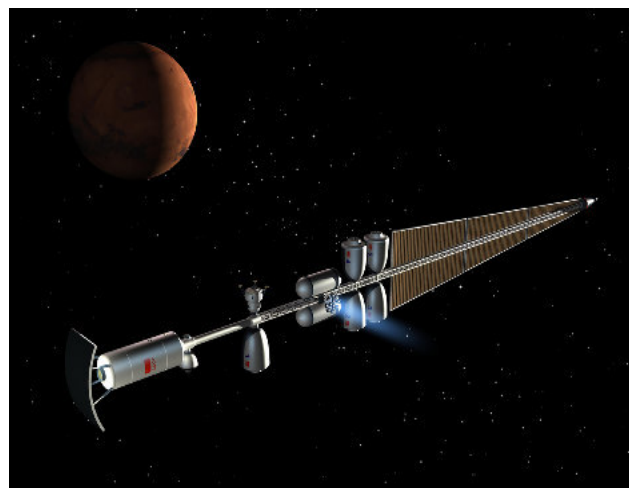


Рис. 5. Реконструкция внешнего облика межпланетного корабля по проекту ОКБ-1 1960 г.

ТМК имел оранжерею, освещаемую Солнцем с помощью наружных концентраторов света, а также на корабле создавалась искусственная гравитация за счет вращения корабля вокруг центра масс. Экипаж — три человека (рис. 6).

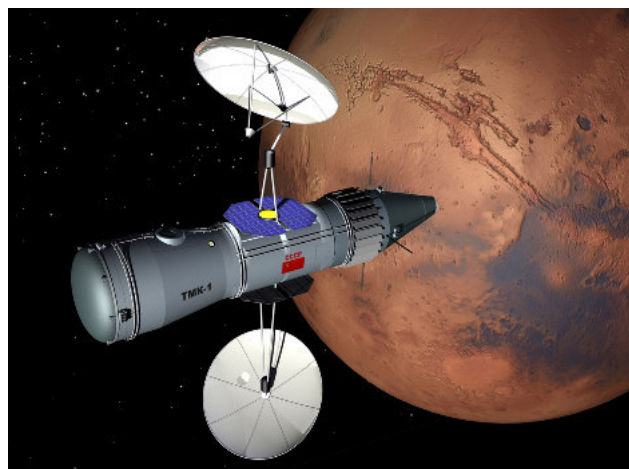


Рис. 6. Реконструкция внешнего облика одного из вариантов ТМК-М 1962 г. с параболическими концентраторами света для освещения оранжереи и вращением корабля в плоскости траектории полета для создания искусственной гравитации

В случае варианта с посадкой на планету предполагалась сборка комплекса на околоземной орбите. Для выхода на орбиту ожидания возле Марса рассматривались варианты использования ЖРДУ и аэродинамического торможения в атмосфере планеты.

Межпланетный корабль с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД). В 1962–64 гг. под руководством Г.Ю. Максимова разрабатывалась концепция полета на Марс с использованием ЖРД и аэродинамического торможения в атмосфере Марса (рис. 7).

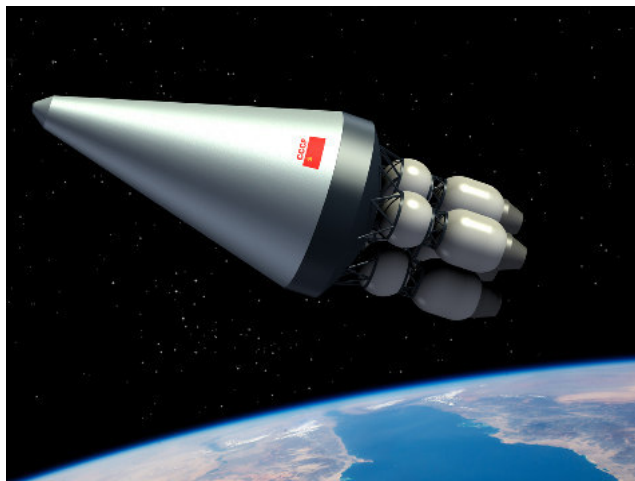


Рис. 7. Реконструкция внешнего облика межпланетного корабля с ЖРД

В ОКБ-1 эта концепция развития не получила, и в дальнейшем остановились на концепции марсианской экспедиции 1960 г. с электроракетными двигателями.

Межпланетный экспедиционный корабль 1969 г. В 1969 г. РКК «Энергия» выпустила проект по комплексу Н1М с кораблем для посадки человека на Марс.

Этот подробный проект явился развитием концепции ОКБ-1 1960 г. с сохранением ее основных особенностей. Было принято решение об увеличении энерговооруженности и живучести корабля. Вместо одного реактора 7,5 МВт было установлено три реактора суммарной мощностью 15 МВт. Был изменен радиатор сброса тепловой энергии — вместо плоского треугольника он стал конусом, находящимся в зоне теневой биологической защиты. Для увеличения реализуемости проекта экипаж корабля уменьшили с шести до четырех человек. Была исключена задача изучения спутников Марса с помощью их посещения.

Отказались от длительного исследования поверхности Марса с использованием «поезда». Время пребывания экипажа из двух человек на поверхности планеты снизилось до одного месяца. Уменьшилось и количество посадочных аппаратов с шести до одного, в котором размещались и экипаж, и взлетная ракета. Это позволило увеличить безопасность

экипажа при спуске за счет возможности срочного возвращения на корабль при аварийных ситуациях.

Были установлены современные системы обеспечения жизнедеятельности, которые уже начали разрабатываться в то время: система регенерации воды из конденсата и урины, а также система регенерации кислорода из углекислого газа.

В жилом отсеке появилось мощное радиационное убежище для укрытия экипажа при солнечных вспышках. Все технические решения были проработаны в тематических подразделениях, и проект полета человека на Марс стал приобретать вполне реальные контуры (рис. 8).

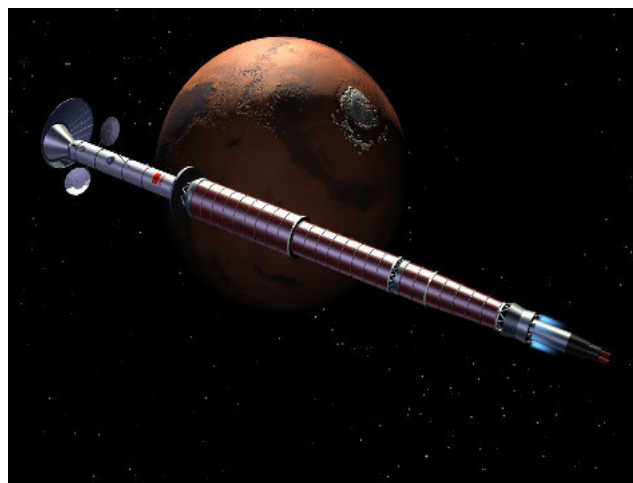


Рис. 8. Реконструкция внешнего облика межпланетного экспедиционного корабля по аванпроекту Н1М (РКК «Энергия») 1969 г. для полета человека на Марс

В 1974 г. было принято решение о прекращении работ по РН Н1. Соответственно, все разработки по пилотируемой экспедиции с использованием Н1 были прекращены.

Межпланетный экспедиционный комплекс (МЭК) 1987 г. Следующий проект экспедиции на Марс, предложенный в 1987 г., во многом использовал технические решения проекта 1969 г.

Особенность этого проекта — использование ракеты-носителя «Энергия» в качестве средства доставки элементов корабля на орбиту. Кроме того, для межпланетного перелета использовались две независимые двигательные установки, каждая из которых представляла собой пакет электроракетных двигателей с ядерной энергоустановкой мощностью по 7,5 МВт, снабженной тепловым радиатором. Это позволило увеличить надежность и безопасность межпланетного перелета без увеличения начальной массы и стоимости (рис. 9).

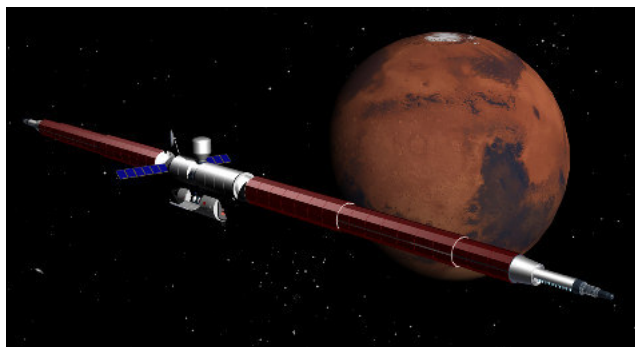


Рис. 9. Реконструкция внешнего облика МЭК 1987 г. с двумя независимыми двигательными установками

МЭК 1988 г. Существенное изменение проекта произошло в 1988 г., когда в экспедиционном комплексе в качестве энергетической установки было предложено вместо ядерного реактора применить энергоустановку с использованием плечных солнечных батарей на линейных разворачиваемых фермах. Основным мотив этого решения — стремление сделать корабль экологически чистым и много-разовым. Большое влияние на это решение оказал и прогресс в создании плечных фотопреобразователей энергии, что позволяло значительно упростить создание солнечной энергоустановки большой мощности (рис. 10).

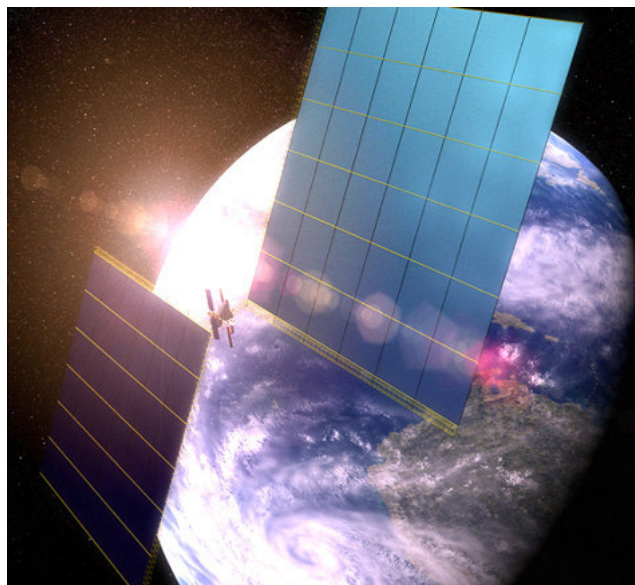


Рис. 10. Реконструкция внешнего облика МЭК 1988 г. с плечными солнечными батареями в качестве источника энергии для ЭРДУ

МЭК 1999 г. Проект марсианской экспедиции РКК «Энергия» 1999 г. являлся дальнейшим развитием проекта 1988 г. В нем были использованы результаты проектно-поисковых и экспериментальных работ, выполненных РКК «Энергия» с 1988 г. По сравнению с предыдущим

проектом МЭК изменениям подверглась конструкция солнечных батарей. Двигательная установка корабля была выполнена из большого числа независимых модулей. В каждый модуль входили участок солнечной батареи, преобразователь и группа электрореактивных двигателей. Такое построение двигательной установки существенно увеличило надежность межпланетного перелета, так как отказ одного или нескольких модулей не влиял на выполнение задачи.

Изменена компоновка межпланетного корабля с тем, чтобы решить проблему защиты экипажа от радиации (солнечные вспышки и галактическое космическое излучение). Для защиты использовались баллоны с резервной водой и баки с рабочим телом, расположенные вокруг жилой зоны.

Изменили также форму посадочного корабля — был осуществлен переход от аппарата с несущим корпусом к «диску», а также количество этих кораблей — один посадочный аппарат был заменен двумя — пилотируемым и грузовым. Кроме того, снова вернулись к численности экипажа экспедиции шесть человек.

Предлагаемые РКК «Энергия» концептуальные решения и стратегии первых полетов к Марсу

На сегодня рассматриваются две стратегии выполнения первых полетов:

- создание на поверхности Марса постоянной инфраструктуры в районе, интересном с точки зрения исследования человеком;
- организация первых экспедиций в различные районы без предварительного создания на его поверхности базы для работы экипажа. Для начала пилотируемых полетов на Марс предпочтительна вторая стратегия.

Предлагаемая концепция первых полетов человека на Марс основана на максимальном использовании созданных технологий и средств, в т. ч. применявшихся в программах создания и эксплуатации орбитальных станций и пилотируемых кораблей. При этом определяющими являются:

- безопасность экипажа;
- стоимость программы;
- сроки разработки;
- степень риска нереализации проекта;
- объем получаемых результатов;
- степень использования новых технических решений в других (не только космических) программах.

Сценарий полета — однокорабельный. Межпланетный экспедиционный комплекс собирается на околоземной орбите. Схема полета — десантная. МЭК — много-разовый, после экспедиции возвращается на околоземную орбиту базирования для последующих полетов.

Конструкцию и компоновку МЭК и его составных частей определяют выбор двигательной установки (ДУ) для межпланетного перелета, сценарий полета, РН для доставки на сборочную орбиту элементов МЭК, число членов экипажа, методы защиты экипажа от

неблагоприятных факторов межпланетного полета и способы выхода из нештатных ситуаций. Среди возможных вариантов ДУ (ЖРДУ, ЯРДУ, ЭРДУ) с точки зрения минимальной стартовой массы комплекса и устойчивости к нештатным ситуациям предпочтительным является ЭРДУ с ядерной или солнечной энергоустановкой (рис. 11). Причем, в связи с ростом КПД фотоэлектрических преобразователей в последние годы общая площадь солнечных батарей солнечной энергоустановки существенно снизилась [12].

Двигательные установки	Преимущества	Недостатки
<p>Жидкостные ракетные двигатели</p> 	<p>Сравнительно короткое время полета</p>	<p>Большая стартовая масса комплекса</p> <p>Проблема длительного хранения криогенных компонентов топлива</p> <p>Проблематичность широкого резервирования</p>
<p>Ядерные ракетные двигатели</p> 	<p>Сравнительно короткое время полета</p>	<p>Необходимость создания дорогостоящих наземных стендов с «закрытым выхлопом»</p> <p>Проблема ядерной безопасности при выведении и эксплуатации</p> <p>Относительно большая стартовая масса комплекса</p> <p>Проблематичность широкого резервирования</p>
<p>Электроракетные двигатели с ядерной энергоустановкой</p> 	<p>Достаточно высокая надежность межпланетного перелета</p> <p>Многоразовое использование комплекса</p>	<p>Необходимость наземных стендов для отработки ядерных реакторов и радиаторов</p> <p>Проблема ядерной безопасности при выведении и эксплуатации</p> <p>Увеличенная высота орбиты сборки</p>
<p>Электроракетные двигатели с солнечной энергоустановкой</p> 	<p>Высокая надежность перелета за счет много-модульного построения солнечного буксира</p> <p>Многоразовое использование комплекса</p> <p>Относительно низкая стоимость</p>	<p>Большие размеры комплекса</p> <p>Необходима технология разворачивания крупногабаритных конструкций</p> <p>Увеличенная продолжительность полета</p>

Рис. 11. Основные особенности двигательных установок для межпланетных перелетов

Самым выгодным с точки зрения минимизации затрат рабочего тела является вариант полета с временем ожидания у Марса около 1,5 лет, однако для первых экспедиций такой вариант очень рискованный. Поэтому, когда еще не создана и не отработана минимальная пилотируемая инфраструктура на поверхности планеты, предлагается сценарий с ожиданием у Марса до одного месяца и несколько увеличенным расходом рабочего тела. Такой вариант позволит:

- отработать технику и технологию дальних и длительных межпланетных полетов;
- реально проверить длительное воздействие неблагоприятных факторов космического полета на экипаж (радиационное воздействие, гипомагнитная среда, длительная невесомость, условия на поверхности Марса, психологическая нагрузка и др.) и отработать меры по их предотвращению и компенсации;
- подготовить условия и инфраструктуру (в том числе с использованием местных ресурсов) для длительного (более года) пребывания экипажа на поверхности Марса.

Оптимальная размерность РН для МЭК со стартовой массой около 500 т определяется устойчивостью программы к аварийным пускам, возможностью использования РН в других программах и затратами на наземную подготовку. Предлагаемая размерность РН 80...100 т.

Для первых экспедиций без посадки на поверхность число членов экипажа должно быть не менее трех, для последующих экспедиций с посадкой на поверхность — не менее четырех. Это требование определяется тем, что экипаж должен разделиться на две части, а минимальное количество членов экипажа (из условий требований безопасности) не должно быть меньше двух. В последующих экспедициях для более эффективной работы экспедиции число членов экипажа может быть доведено до шести.

Требования по защите космонавтов от галактического излучения и солнечных вспышек должны исходить из их возможности совершить несколько межпланетных полетов за карьеру, т. е. быть на уровне требований к земным АЭС. В качестве защиты планируется использовать служебное оборудование комплекса, запасы воды и пищи, конструкцию и запасы рабочего

тела в баках. Разрабатываются варианты активной защиты.

Требования по защите от длительной невесомости должны исходить из необходимости активной работы на поверхности планеты после длительного (до полутора лет) межпланетного полета. Для компенсации неблагоприятного воздействия невесомости и подготовки к посадке используется весь комплекс мероприятий, аналогичный тем, которые применяются на орбитальных станциях (беговая дорожка, велоэргометр, нагрузочные и вакуумные костюмы, медицинские препараты). Кроме этого на МЭК планируется установить центрифугу короткого радиуса.

Во время межпланетного полета при возникновении нештатных ситуаций (пожар, разгерметизация) срочная эвакуация на Землю, как это может быть выполнено на околоземной орбитальной станции, невозможно. Поэтому местом эвакуации должен быть сам корабль, который состоит из двух функционально независимых частей, каждая из которых может временно взять на себя функции всего корабля для ликвидации нештатной ситуации.

В качестве базового варианта для современного проекта межпланетного экспедиционного комплекса РКК «Энергия» используется проект МЭК 2003 г., который отличается от предыдущего варианта 1999 г. уменьшенным до 4,1 м диаметром гермоотсека межпланетного орбитального корабля, размещением вокруг корабля всего запаса рабочего тела для ЭРДУ (~260 т), изменением конструкции и увеличением жесткости солнечных батарей электроракетного буксира, использованием для взлетно-посадочного комплекса (ВПК) аэродинамического контейнера типа «камбала», отказом от парашютной системы для ВПК на этапе посадки на Марс.

Предлагаемый на сегодня облик МЭК-2017 и используемые для его создания разработки показаны на рис. 12. Планируемые технические характеристики:

стартовая масса	до 480 т;
мощность солнечной энергоустановки	16...24 МВт;
тяга ЭРДУ	400 Н;
удельный импульс ЭРДУ	60 000...80 000 м/с;
экипаж	4–6 чел.;
общее время полета к Марсу и обратно	~2,5 года;
время работы экипажа на поверхности	15...30 сут.

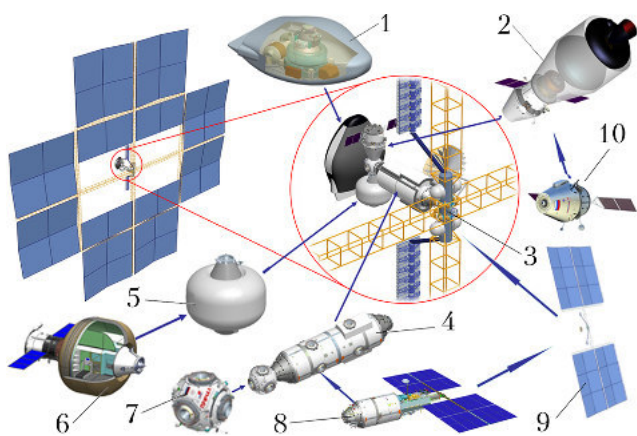


Рис. 12. Межпланетный экспедиционный комплекс с солнечной энергоустановкой: 1 – взлетно-посадочный комплекс; 2 – корабль доставки и возвращения экипажа с разгонным блоком; 3 – энергодвигательный комплекс; 4 – жилой модуль межпланетного орбитального корабля; 5 – складской модуль межпланетного орбитального корабля и **используемые разработки:** 6 – трансформируемый модуль; 7 – узловой модуль; 8 – научно-энергетический модуль; 9 – солнечный межорбитальный буксир; 10 – транспортный пилотируемый корабль

Многоразовый межпланетный экспедиционный комплекс с использованием ЖРДУ и аэрозахвата в атмосфере Марса и Земли

Используя современные космические технологии и достижения, а также наработки по межпланетному орбитальному кораблю (МОК), кораблю доставки и возвращения экипажа (КДВЭ), ВПК, с учетом предыдущих разработок подобных вариантов МЭК, уже сегодня возможно приступить к созданию многоразового межпланетного экспедиционного комплекса с использованием ЖРДУ и аэрозахватом в атмосфере Марса и Земли (рис. 13).

Для блоков разгона у Земли используется водород/кислород, для блоков разгона у Марса – азотный тетраоксид/несимметричный диметилгидразин (АТ/НДМГ) или керосин/кислород. При использовании аэрозахвата у Марса и Земли стартовая масса МЭК на низкой околоземной орбите не превысит 750 т в однокорабельном варианте экспедиции.

Предполагаемые характеристики МЭК:

стартовая масса	до 750 т;
топливо	H_2/O_2 , АТ/НДМГ или керосин/ O_2 ;
мощность системы электроснабжения (у Земли)	50 кВт;
экипаж	до 6 чел.;
общее время полета к Марсу и обратно	~2 лет;
время работы экипажа на поверхности	15...30 сут.

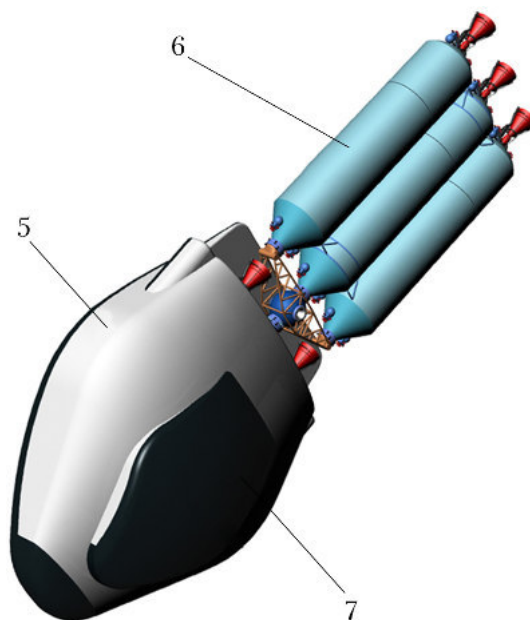
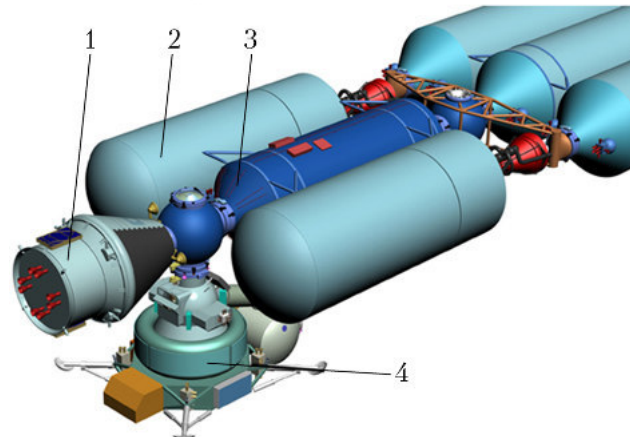
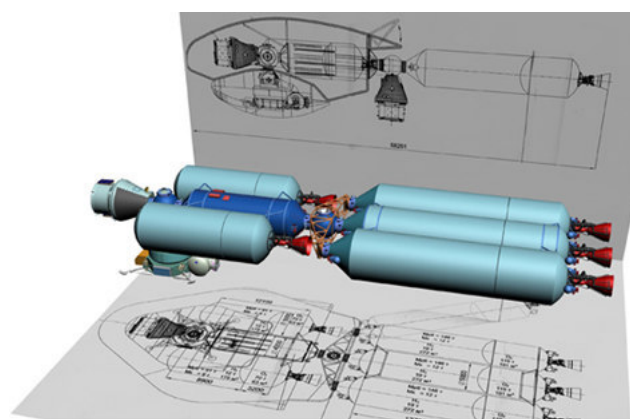


Рис. 13. Многоразовый межпланетный экспедиционный комплекс с использованием ЖРДУ и аэрозахвата в атмосфере Марса и Земли (однокорабельный вариант): 1 – корабль доставки и возвращения экипажа; 2 – блок разгона у Марса; 3 – межпланетный орбитальный корабль; 4 – взлетно-посадочный комплекс (без аэродинамического контейнера); 5 – аэродинамический контейнер «Камбала»; 6 – блок разгона у Земли; 7 – взлетно-посадочный комплекс

Если в составе МЭК оставить МОК и КДВЭ, а ВПК транспортировать на околомарсианскую орбиту отдельно с помощью электроракетного буксира по двухкорабельной схеме («быстрая» доставка

экипажа и «медленная» экономичная доставка грузов), то стартовая масса МЭК может существенно уменьшиться.

Более подробно аналогичные схемы полета к Марсу были рассмотрены ранее в концепции экспедиции на Марс в составе эскадры [12–14] и в работе по отдельной схеме экспедиции с предварительной доставкой неделимых грузов большой массы [12, 15].

Такой двухкорабельный вариант МЭК, используя преимущества разных вариантов ДУ, позволит уже на первых этапах, не дожидаясь создания мощного электроракетного буксира для МЭК, наряду с отработкой элементов МЭК в реальных условиях, провести экспедиции с облетом Марса и Венеры, экспедицию с выходом на околомарсианскую орбиту и посадкой экипажа на поверхность Марса.

Необходимые условия и технологии для выполнения пилотируемой марсианской программы

При любых концепциях, сценариях, схемах необходимые условия и технологии для выполнения пилотируемой марсианской программы следующие:

- желание и политическая воля правительства России и стран-участниц проекта пилотируемой марсианской программы;
- необходимое финансирование и реальные сроки выполнения первого пилотируемого полета на Марс (не более 10–12 лет);
- восстановление существовавших и освоение новых технологий:
 - РН сверхтяжелого класса с массой полезного груза на низкой околоземной орбите 80...100 т;
 - ЭРДУ большой мощности, в т.ч. на альтернативном рабочем теле;
 - повышение удельных характеристик солнечных батарей;
 - многоразовый электроракетный буксир большой мощности;
 - система жизнеобеспечения с высокой степенью замкнутости;
 - средства защиты экипажа от солнечного и галактического излучений;
 - посадка на поверхность Марса;
 - длительное хранение криогенных компонентов топлива и системы дозаправки;
 - аэрозахват в атмосфере планет;
 - возвращение на Землю со скоростями, превышающими 2-ю космическую;
 - трансформируемые герметичные отсеки;
 - сборка крупногабаритных конструкций в космосе;

- при организации международного сотрудничества — подписание межправительственных соглашений на основе существующей отработанной кооперации стран по программе МКС.

Заключение

Рассмотрены некоторые первые проекты пилотируемых марсианских экспедиций США и нашей страны. Проведен анализ характеристик, представлена реконструкция облика комплексов, показаны разные варианты исполнения двигательных и энергетических установок, схем полета, количества кораблей в экспедиции, технических характеристик. Дана классификация комплексов по типу энергодвигательной системы, соотношение вариантов в проектах.

По результатам анализа 63 зарубежных проектов 1950...2000 гг.:

- ЖРДУ использованы в 37% проектов;
- ЯРДУ — в 41%;
- ЭРДУ — в 22%;
- половина проектов имеют однокорабельный вариант экспедиции, половина — многокорабельный;
 - из всех экспедиций 22% выполняли пролет или выход на орбиту у Марса и не выполняли посадку на поверхность Марса;
 - количество членов экипажа в экспедициях — преимущественно четыре и шесть человек, посадка на поверхность Марса — два человека.

Представлена современная концепция пилотируемой марсианской экспедиции на основе использования электроракетных двигателей и высокоэффективных солнечных батарей, позволяющая создать межпланетный комплекс экологически чистым и многоразовым. Элементы межпланетного экспедиционного комплекса и его системы, предназначенные для полета к Марсу, смогут найти применение для других целей на околоземной орбите (орбитальная станция, межорбитальный буксир, пилотируемый корабль), Луне (жилые модули, луноходы, системы взлетно-посадочного комплекса), для создания межпланетной транспортной системы.

Предложен к дальнейшей разработке вариант частично многоразового экспедиционного комплекса на основе ЖРДУ и с использованием маневра аэрозахвата в атмосфере Марса и Земли.

Авторы выражают благодарность доктору технических наук, профессору

Горшкову Леониду Алексеевичу за консультацию и помощь в написании статьи.

Список литературы

1. Соловьев Ц.В., Тарасов Е.В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973. 400 с.
2. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва. 1946–1996. М.: РКК «Энергия», 1996. 670 с.
3. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 с.
4. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва на рубеже веков. 1996–2001. М.: РКК «Энергия», 2001. 1326 с.
5. Перминов А.Н., Моисеев Н.Ф., Севастьянов Н.Н., Брюханов Н.А., Сизенцев Г.А., Синявский В.В., Сотников Б.И., Стойко С.Ф. Перспективы освоения Луны // Известия РАН. Энергетика. 2006. № 1. С. 3–14.
6. Борисов В.В., Лайко Ю.А., Обухов С.Н., Синявский В.В. Единый ядерный энергодвигательный блок для марсианского экспедиционного комплекса и околоземного буксира // Известия РАН. Энергетика. 2006. № 1. С. 125–131.
7. Portree D.S.F. *Humans to Mars. Fifty Years of Mission Planning, 1950-2000* // *Monographs in Aerospace History* № 21, February 2001, NASA SP-2001-4521, p. 1–151.
8. Humell S.C., Dugan J.F., Luidens R.W., Weber R.J. *A study of manned nuclear-rocket mission to Mars* // *Lewis Research Center, NASA, presentation at the 29th Annual Meeting of the IAS, January 23–25, 1961, New York*. P. 1–68.

9. *An appraisal of the advanced electric space power system* // *Lewis Research Center, May, 1962*. P. 1–102.

10. Hoffman S.J., Kaplan D.I. *Human exploration of Mars: the reference mission of the NASA Mars exploration study team* // *The Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, Texas, July 1997*. P. 1–237.

11. Drake B.G. *Mars Design Reference Architecture 5.0 Study / Executive Summary*. December 4, 2008. P. 1–47.

12. Лопота В.А., Легостаев В.П., Королёва Н.С., Шагов Б.В., Хамитов Р.С., Хабаров А.М., Синявский В.В., Бирюков Ю.В., Земляков С.А., Романов С.Ю., Деречин А.Г., Соколов Б.А., Сорокин И.В., Островский В.Г., Сизенцев Г.А., Сотников Б.И., Ковтун В.С., Королев Б.В., Смирнов И.В., Гудилин В.Е., Цыганков О.С., Гузенберг А.С., Горшков Л.А., Стойко С.Ф. С.П. Королёв. Энциклопедия жизни и творчества. М.: РКК «Энергия», 2014. 704 с.

13. Горшков Л.А., Синявский В.В., Стойко С.Ф. Межпланетные проекты С.П. Королёва и их развитие в РКК «Энергия» / В кн.: История развития отечественной пилотируемой космонавтики. М.: Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2015. С. 253–273.

14. Севастьянов Н.Н., Синявский В.В., Юдицкий В.Д. Концепция экспедиции на Марс в составе эскадры // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 46–56.

15. Синявский В.В., Юдицкий В.Д. Одно-разовые ядерные электроракетные буксиры для доставки на орбиту Марса неделимых грузов большой массы // Известия РАН. Энергетика. 2012. № 2. С. 75–81.

Статья поступила в редакцию 24.04.2018 г.

Reference

1. Solov'ev Ts.V., Tarasov E.V. *Prognozirovanie mezhplanetnykh poletov* [Prediction of interplanetary missions]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1973. 400 p.
2. *Raketno-kosmicheskaya korporatsiya «Energiya» im. S.P. Koroleva. 1946–1996* [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia. 1946–1996]. Moscow, RKK «Energiya» publ., 1996. 670 p.
3. *Pilotiruemaya ekspeditsiya na Mars* [Manned mission to Mars]. Ed. A.S. Koroteev. Moscow, Rossiyskaya akademiya kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo publ., 2006. 320 p.
4. *Raketno-kosmicheskaya korporatsiya «Energiya» im. S.P. Koroleva na rubezhe vekov. 1996–2001* [S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia at the turn of the century. 1996–2001]. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2001. 1326 p.
5. Perminov A.N., Moiseev N.F., Sevast'yanov N.N., Bryukhanov N.A., Sizentsev G.A., Sinyavskiy V.V., Sotnikov B.I., Stoyko S.F. *Perspektivy osvoeniya Luny* [Prospects for lunar exploration]. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2006, no. 1, pp. 3–14.

6. Borisov V.V., Layko Yu.A., Obukhov S.N., Sinyavskiy V.V. *Edinyy yadernyy energodvigatel'nyy blok dlya marsianskogo ekspeditsionnogo kompleksa i okolozemnogo buksira* [A single nuclear power generation and propulsion unit for Martian expedition vehicle and a near-Earth tug]. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2006, no. 1, pp. 125–131.

7. Portree D.S.F. *Humans to Mars. Fifty years of mission planning, 1950–2000. Monographs in Aerospace History no. 21, February 2001, NASA SP-2001-4521, pp. 1–151.*

8. Humell S.C., Dugan J.F., Luidens R.W., Weber R.J. *A study of manned nuclear-rocket mission to Mars. Lewis Research Center, NASA, presentation at the 29th Annual Meeting of the IAS, January 23–25, 1961, New York. P. 1–68.*

9. *An appraisal of the advanced electric space power system. Lewis Research Center, May, 1962. P. 1–102.*

10. Hoffman S.J., Kaplan D.I. *Human exploration of Mars: the reference mission of the NASA Mars exploration study team. The Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, Texas, July 1997. P. 1–237.*

11. Drake B.G. *Mars Design Reference Architecture 5.0 Study. Executive Summary. December 4, 2008. P. 1–47.*

12. Lopota V.A., Legostaev V.P., Koroleva N.S., SHagov B.V., Hamitov R.S., Habarov A.M., Sinyavskiy V.V., Biryukov YU.V., Zemlyakov S.A., Romanov S.YU., Derechin A.G., Sokolov B.A., Sorokin I.V., Ostrovskiy V.G., Sizentsev G.A., Sotnikov B.I., Kovtun V.S., Korolev B.V., Smirnov I.V., Gudilin V.E., TSygankov O.S., Guzenberg A.S., Gorshkov L.A., Stoyko S.F. *S.P. Korolev. Entsiklopediya zhizni i tvorchestva* [S.P. Korolev. Encyclopedia of his life and work]. Moscow, RKK «Energiya» publ., 2014. 704 p.

13. Gorshkov L.A., Sinyavskiy V.V., Stoyko S.F. *Mezhplanetnye proekty S.P. Koroleva i ih razvitie v RKK «Energiya». V kn. Istoriya razvitiya otechestvennoy pilotiruемой kosmonavtiki* [Interplanetary projects of S.P. Korolev and their development at RSC Energia. In the book: A history of our country's manned spaceflight development]. Moscow, Stolichnaya entsiklopediya publ., 2015. P. 253–273.

14. Sevast'yanov N.N., Sinyavskiy V.V., Yuditskiy V.D. *Kontseptsiya ekspeditsii na Mars v sostave eskadry* [A concept of expedition to Mars within a fleet]. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2007, no. 3, pp. 46–56.

15. Sinyavskiy V.V., Yuditskiy V.D. *Odnorazovye yadernye elektroraketnye buksiry dlya dostavki na orbitu Marsa nedelimykh грузов bol'shoy massy* [Expendable nuclear power generation and propulsion tugs for delivery to the Martian orbit of indivisible large-mass cargos]. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2012, no. 2, pp. 75–81.