

БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ВАРИАНТЫ ПИЛОТИРУЕМОЙ ЭКСПЕДИЦИИ НА МАРС С ЯДЕРНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

© 2016 г. Синицын А.А.

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» (Центр Келдыша)
Ул. Онежская, 8, г. Москва, Российская Федерация, 125438, e-mail: kerc@elnet.msk.ru

Проведен анализ влияния баллистических схем для марсианской пилотируемой экспедиции на показатели энергобаллистической эффективности — начальную массу марсианского экспедиционного комплекса и продолжительность экспедиции. Рассмотренные схемы однокорабельной пилотируемой экспедиции на Марс с ядерной электроракетной двигательной установкой характеризуются неединственностью решений в задаче оптимизации траектории перелета Земля–Марс–Земля при ограниченной продолжительности пребывания экспедиционного комплекса у Марса. Дополнительно рассмотрена схема без ограничения длительности пребывания у Марса. Для схемы с ограниченным пребыванием у Марса продемонстрированы следующие свойства: возможность обеспечения двух дат старта в течение одного синодического периода; в случае использования прямого входа в атмосферу корабля возвращения при умеренных стартовых массах возможность сокращения продолжительности перелета вплоть до близкой к продолжительности экспедиции с большой тягой (с двигательными установками на базе жидкостных ракетных двигателей или ядерных ракетных двигателей) аналогичной схемы.

Ключевые слова: марсианская пилотируемая экспедиция, траектория межпланетного перелета, ядерная электроракетная двигательная установка, оптимизация, неединственность решений, начальная масса марсианского экспедиционного комплекса, продолжительность экспедиции.

TRAJECTORY OPTIONS FOR A MANNED MISSION TO MARS USING A NUCLEAR-POWERED ELECTRIC PROPULSION SYSTEM

Sinitsin A.A.

SSC FSUE Keldysh Research Centre (Keldysh Centre)
8 Onezhskaya str., Moscow, 125438, Russian Federation, e-mail: kerc@elnet.msk.ru

The paper provides an analysis of how the trajectory plan of a manned mission to Mars affects the trajectory performance indicators such as the initial mass of the Martian vehicle and the mission duration. The reviewed trajectory plans for one-vehicle manned mission to Mars using a nuclear-powered electric propulsion system are characterized by the non-uniqueness of solutions to the problem of optimizing the Earth–Mars–Earth transit trajectory with time-constrained stay of the vehicle in the vicinity of Mars. In addition, a trajectory plan was also reviewed, which put no constraints on the time spent in the vicinity of Mars. For the trajectory plan with time-constrained stay in the vicinity of Mars the following properties were demonstrated: the ability to support two launch dates within one synodic period; in case of using direct atmospheric re-entry of the return vehicle, at moderate launch masses it is possible to reduce the duration of the transit down to that of high-thrust missions (with propulsion systems based on liquid-propellant engines or nuclear rocket engines) with similar trajectory plan.

Key words: manned mission to Mars, interplanetary transfer trajectory, nuclear-powered electrical propulsion system, optimization, non-uniqueness of solutions, initial mass of the Mars expedition vehicle, mission duration.



СИНИЦЫН А.А.

СИНИЦЫН Алексей Андреевич — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник Центра Келдыша, e-mail: AlSinitsin@yandex.ru

SINITSIN Aleksey Andreevich — Candidate of Science (Engineering), Lead research scientist at the Keldysh Centre, e-mail: AlSinitsin@yandex.ru

Введение

Осуществление пилотируемой экспедиции на Марс является стратегической целью отечественной и зарубежных космических программ. Важными факторами для определения облика марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) являются выбор схемы экспедиции и типа энергодвигательного обеспечения.

Известен ряд способов, ведущих к улучшению энергобаллистических показателей эффективности (начальной массы МЭК и продолжительности экспедиции), например, использование аэродинамического торможения при подлете МЭК к Марсу [1]. Негативным моментом этого способа является увеличение массы конструкции МЭК и снижение надежности (безопасности) экспедиции. Поэтому в настоящей работе рассматривалась однокорабельная схема экспедиции без использования аэродинамического торможения МЭК в атмосфере Марса. Также за рамками настоящей работы осталось рассмотрение возможности использования гравитационных маневров.

В качестве энергодвигательного обеспечения марсианской пилотируемой экспедиции в настоящей работе рассматривалась ядерная электроракетная двигательная установка (ЯЭРДУ), обладающая рядом преимуществ по сравнению с другими типами энергодвигательных комплексов (ЭДК). Преимущества применения ЯЭРДУ по сравнению с ЭДК на базе жидкостных и ядерных ракетных двигателей (ЖРД и ЯРД) обусловлены высоким удельным импульсом тяги, а по сравнению с солнечной электроракетной двигательной установкой ЯЭРДУ обладают мощностью, независимой от расстояния до Солнца.

В работах [2–4] представлены результаты расчетов перелета Земля–Марс для идеально регулируемой двигательной установки, иллюстрирующие наличие

неединственности решений краевой задачи. Найденные семейства экстремалей отличаются способом фазирования. *Траектории I семейства* (в терминах работ [2, 3] или класс 1969 по терминологии работы [4] — по году оптимальной даты отлета от Земли для данного семейства) характеризуются забросом радиуса за орбиту Марса (планета назначения догоняет космический аппарат). Для *траекторий II семейства* (класс 1971) характерен пролет космического аппарата близко от Солнца — внутри орбиты Земли (космический аппарат догоняет планету назначения). Семействам экстремалей соответствуют различные оптимумы по дате отлета от Земли, причем в определенные даты показатели энергобаллистической эффективности для разных семейств экстремалей сравниваются. По способу фазирования траектории I и II семейств аналогичны импульсным траекториям второго и первого полувитков (в терминах работы [5]), соответственно. Определенное сходство демонстрируют и траектории с большой и малой тягами для этих семейств. Некоторое отличие существует в угловой дальности перелета, что может быть объяснено ограниченностью тяговооруженности в случае малой тяги.

Баллистической проработке вариантов марсианской пилотируемой экспедиции с ЯЭРДУ посвящено большое количество работ — например, отечественные работы [6–9]; имеется интерес к пилотируемым полетам на Марс с различным энергодвигательным обеспечением и за рубежом [10]. Однако, как правило, анализ траекторий представлен ограниченным объемом расчетов, что косвенным образом отражает трудоемкость траекторного анализа. Влияние многоэкстремальности в перелете Земля–Марс–Земля на показатели энергобаллистической эффективности в научнотехнической литературе в достаточной степени не представлено. Цель настоящей работы — восполнить этот пробел.

Основные методические положения и исходные данные

Расчет энергобаллистических показателей эффективности марсианской экспедиции проводился последовательно по участкам:

- раскрутка у Земли;
- гелиоцентрический перелет Земля–Марс;
- скрутка у Марса;
- орбитально-десантная операция у Марса;
- раскрутка у Марса;
- гелиоцентрический перелет Марс–Земля;
- скрутка у Земли и выход на монтажную орбиту.

В расчетах настоящей работы эфемериды планет рассчитывались с использованием модели *ЕРМ2008*, разработанной в Санкт-Петербургском Институте прикладной астрономии РАН [11].

Характеристики припланетных участков оценивались с использованием зависимости продолжительности разгона до параболической скорости из работы [12]. Показатели гелиоцентрических участков (перелеты Земля–Марс и Марс–Земля) вычислялись численным интегрированием дифференциальных уравнений движения (использовался метод Рунге–Кутты–Фельберга 7(8) порядка [13, 14]) и применением метода грависфер нулевой протяженности. Законы ориентации вектора тяги и моменты включения и выключения ЯЭРДУ определялись согласно принципу максимума Понтрягина (функционал — минимальная продолжительность участка полета или максимальная конечная масса при ограничении на продолжительность участка полета).

Для схемы с длительным ожиданием даты отлета из сфер действия Земли и Марса определялись согласно условиям трансверсальности [15].

Применительно к схеме с фиксированной длительностью пребывания у Марса дата отлета от Земли фиксировалась. Возникающий вследствие принятого деления на участки свободный параметр (соотношение длительностей полета на гелиоцентрических участках Земля–Марс и Марс–Земля) определялся направленным перебором. Альтернативой к использованию такого перебора решений краевых задач является составление программы сквозной оптимизации, как в работах [9, 16]. Однако получаемая в этом случае высокая степень автоматизации связана с существенным усложнением математической модели перелета.

При проведении расчетов принимались следующие основные характеристики МЭК:

масса полезного груза	116,5 т;
в т. ч.:	
– масса взлетно-посадочного комплекса (ВПК) (отделяется от МЭК на околомарсианской орбите)	40 т;
– масса корабля возвращения экипажа на Землю (КВЗ)	16,5 т;
– масса орбитального модуля	60 т;
высота стартовой орбиты (возвращения) у Земли	1 000 км;
высота орбиты ожидания у Марса	400 км;
масса энергодвигательного комплекса (включая массу системы хранения и подачи рабочего тела) при мощности ЯЭРДУ 30 МВт	170 т;
удельный импульс тяги ЯЭРДУ	49 050 Н·с/кг;
КПД системы преобразования и управления электроракетной двигательной установки (ЭРДУ)	0,95;
тяговый КПД ЭРДУ	0,7.

Эти характеристики в основном соответствуют данным, приведенным в работе [17].

Продолжительность пребывания МЭК на орбите Марса принималась равной 30 сут или оптимизировалась (для схемы экспедиции с длительным ожиданием).

Оптимизация даты отлета

Угловое положение Земли и Марса относительно Солнца (синодический период) повторяется каждые 2,1 года. С точки зрения энергетики межпланетных перелетов синодические периоды не равноценны между собой, так как в каждый синодический период при повторении углового взаимоположения планет изменяется расстояние между ними (что связано со значительным эксцентриситетом орбиты Марса). Синодические периоды, в которые расстояние между Землей и Марсом оказывается минимальным (максимальным), именуются периодами великого противостояния и характеризуются минимальными энергетическими затратами на перелет Земля–Марс–Земля (за исключением схемы перелета с длительным ожиданием у Марса, для которой в периоды великого противостояния затраты топлива на перелет максимальны). Синодические периоды великого противостояния повторяются через 15–17 лет, при этом энергетика перелетов также в значительной мере повторяется. В настоящей работе рассматривался синодический период великого противостояния

2049–2050 гг. Представленные далее зависимости продолжительности экспедиции и начальной массы МЭК повторяются и в другие периоды великого противостояния: 2017–2018; 2035–2036; 2066–2067 гг. и т. д.

Для рассматриваемого синодического периода важным фактором, определяющим энергобаллистическую эффективность (и ее показатели — продолжительность экспедиции и начальную массу МЭК) марсианской экспедиции является выбор даты отлета от Земли (из ее сферы действия). Как показала практика расчетов, оптимальные даты отлета для решений задачи быстрогодействия и минимизации расхода топлива при ограничении на продолжительность полета в значительной мере совпадают. Таким образом, для оптимизации даты отлета от Земли достаточно решить ряд краевых задач перелета Земля–Марс–Земля при постоянно включенной ЭРДУ с перебором даты отлета от Земли. В настоящей работе такой перебор был осуществлен с изменением даты отлета в период 01.01.2049...01.12.2050 г., причем рассматривались первые числа каждого месяца.

В процессе расчетов выявилось наличие неединственности решения как для перелетов Земля–Марс, так и Марс–Земля. В настоящей работе принята классификация найденных решений по способу фазирования. Типу *A* траекторий (аналог траекторий семейства II [2, 3]) соответствует фазирование с уменьшением оскулирующей большой полуоси в полете до величин менее 1 а. е., а типу *B* траекторий (аналог траекторий семейства I [2, 3]) — с возрастанием до величин, превышающих большую полуось Марса. Недостатком принятой системы классификации решений является отсутствие четкого количественного критерия, позволяющего однозначно отнести найденное решение к какому-то из принятых классов.

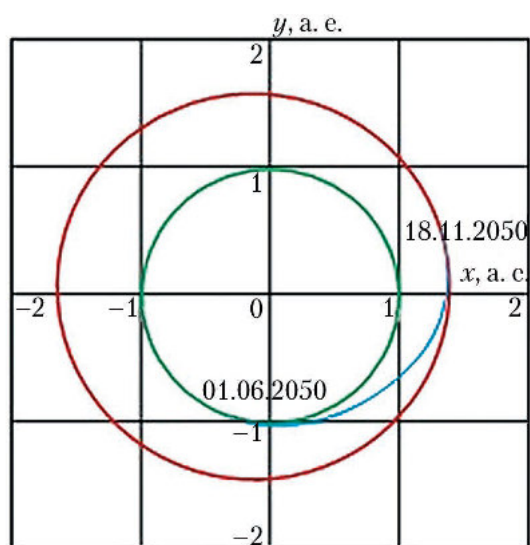
На рис. 1 показаны характерные проекции на плоскость эклиптики гелиоцентрических участков трех траекторий марсианской пилотируемой экспедиции. На рис. 1, а, б изображены гелиоцентрические участки траектории с возвращением по классу *A*; на рис. 1, в, г — возвращение по классу *B*; на рис. 1, д, е — для дополнительной даты отлета 01.06.2049 г. Участки Земля–Марс и Марс–Земля на рис. 1, д, е фактически меняются местами по сравнению с рис. 1, а, б, тип траектории на рис. 1, д соответствует классу *A*. Траектории на рис. 1, а, в, е не могут быть однозначно отнесены как к классу *A*, так и к *B*.

Как видно из рис. 1, траектории класса *A* характеризуются значительным приближением

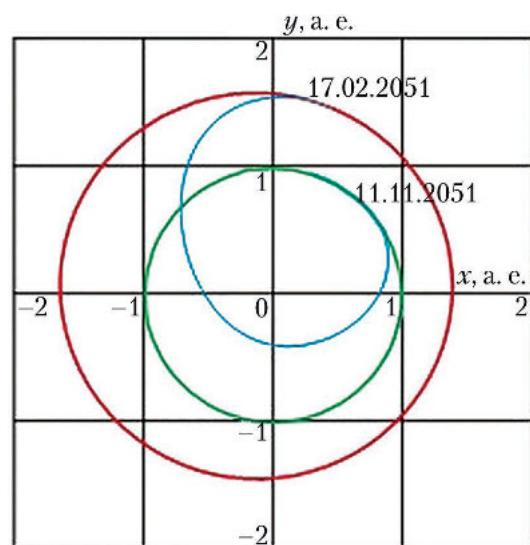
МЭК к Солнцу, а на траектории класса *B* этот недостаток отсутствует. Полученные траектории перелета по классам *A* и *B* в значительной мере схожи с решениями из работ [2–4] для случая идеально регулируемой двигательной установки ограниченной мощности.

На рис. 2 представлены результаты расчетов для найденных экстремалей задачи быстрогодействия в виде зависимости продолжительности экспедиции от даты отлета из сферы действия Земли. Показанные на рис. 1 проекции на плоскость эклиптики гелиоцентрических участков траекторий марсианской пилотируемой экспедиции соответствуют оптимумам зависимости из рис. 2. Принятая классификация найденных решений, отраженная в индексах на рис. 2, состоит из обозначения типа фазирования и интервала угловой дальности перелета (количества витков вокруг Солнца, округленного в большую сторону) сначала участка Земля–Марс, а затем, аналогично, участка Марс–Земля. Показанные на рис. 2 решения маркировались индексами *A* или *B* в соответствии со знаком производной большой полуоси по времени (*A* — «–», *B* — «+») в момент отлета от планеты. Следует заметить, что начальный знак производной большой полуоси по времени не может достоверно гарантировать принадлежность траектории к тому или иному типу экстремалей. Он применяется только из-за отсутствия однозначного количественного критерия разделения экстремалей на классы. Таким образом, обозначение на рис. 2, например, *A3B1* означает перелет Земля–Марс по классу *A* с угловой дальностью в пределах от двух до трех витков и перелет Марс–Земля по классу *B* с угловой дальностью менее одного витка. Соединительная линия отражает последовательность получения решений: каждые следующие расчетные точки получены при использовании найденных сопряженных переменных соседней точки.

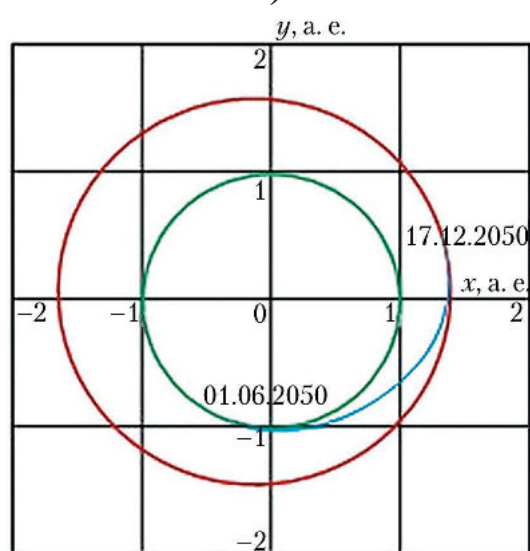
Как видно из рис. 2, в течение синодического периода великого противостояния имеется два минимума продолжительности экспедиции. Один из них (как для возвращения по классу *A*, так и для возвращения по классу *B*), приходящийся на 01.06.2050 г., лежит очень близко к импульсному решению. Таким образом, введение пассивных участков на траектории перелета не может привести к значительному смещению оптимальной даты отлета. Второй оптимум приходится на 01.06.2049 г.



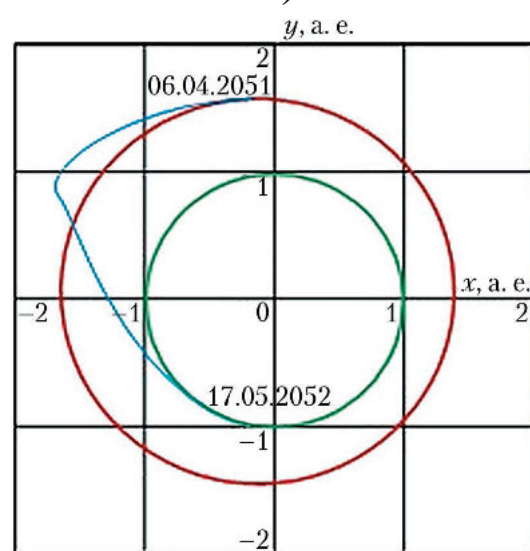
а)



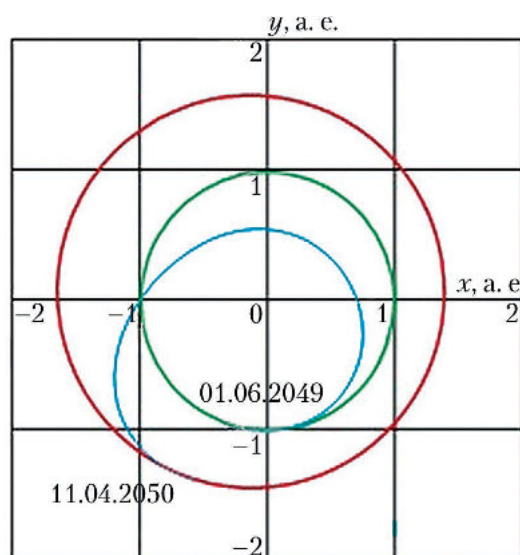
б)



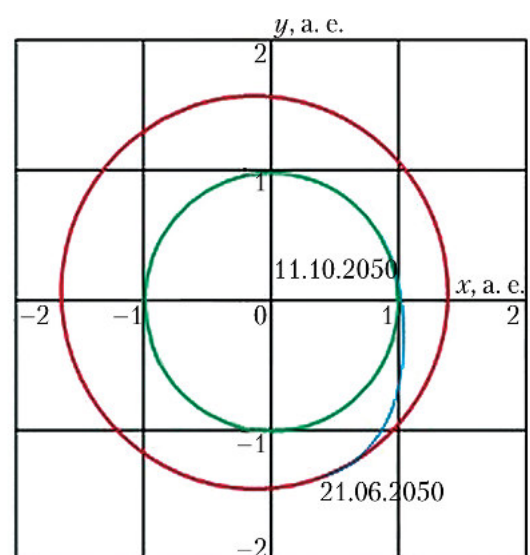
в)



г)



д)



е)

Рис. 1. Проекция на плоскость эклиптики: а – Земля–Марс; б – Марс–Земля. Класс А; в – Земля–Марс; г – Марс–Земля. Класс В; д – Земля–Марс. Класс А. Дополнительная дата отлета; е – Марс–Земля. Дополнительная дата отлета; — траектория МЭК; — орбита Земли; — орбита Марса

Примечание. Постоянно включенная ЯЭРДУ.

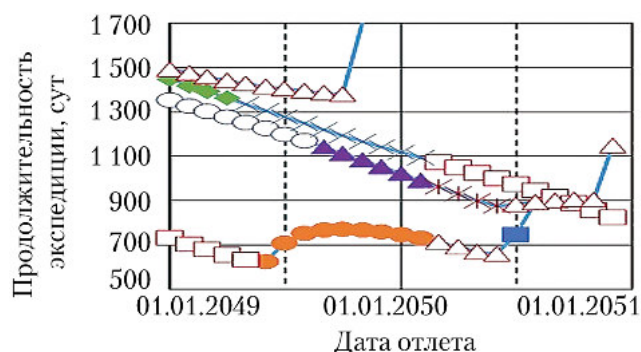


Рис. 2. Зависимость продолжительности экспедиции от даты отлета от Земли: ● — A1A1; ▲ — A1B1; □ — A2A1; ○ — A2B1; × — A3A1; ◆ — A3B1; △ — B1A1; * — B1B1; ■ — B1A2. Примечание. Постоянно включенная ЯЭРДУ. Принятые обозначения — тип траектории Земля–Марс, Марс–Земля; количество витков вокруг Солнца в перелете Земля–Марс, Марс–Земля (округление в большую сторону).

Полученные в данной работе экстремали для даты отлета от Земли 01.06.2050 г. существенно отличаются участком траектории возвращения Марс–Земля, а для даты отлета от Земли 01.06.2049 г. — участком траектории Земля–Марс. Поэтому далее траектории перелета Земля–Марс–Земля классифицируются по экстремали участка, на котором неединственность решений наиболее значима.

Баллистические схемы марсианской пилотируемой экспедиции

Известно, что введение пассивных участков позволяет существенно улучшить показатели энергобаллистической эффективности межпланетных перелетов по сравнению со случаем непрерывно включенной ЯЭРДУ. Тем не менее, полученные экстремали с непрерывно включенной ЯЭРДУ удобно использовать в качестве начальной точки, от которой можно продолжить решение с пассивными участками.

На рис. 3 показаны зависимости начальной массы МЭК от продолжительности экспедиции для четырех рассматриваемых схем перелета Земля–Марс–Земля. Верхние расчетные точки соответствуют решению с непрерывно включенной ЯЭРДУ. По мере снижения начальной массы МЭК доля пассивных участков увеличивается.

Рассматриваемые схемы перелета Земля–Марс–Земля соответствуют найденным экстремали (классы А и В) на оптимальные даты отлета от Земли (01.06.2049 и 01.06.2050 г.), а также дополнительно рассмотрена схема с длительным ожиданием у Марса. Последняя схема экспедиции состоит в том, что как участок траектории Земля–Марс, так и участок траектории Марс–Земля приходятся на даты старта с минимальной энергетикой перелета,

а длительность пребывания у Марса не фиксируется. Такая схема приводит к продолжительности пребывания МЭК у Марса до 600 сут.

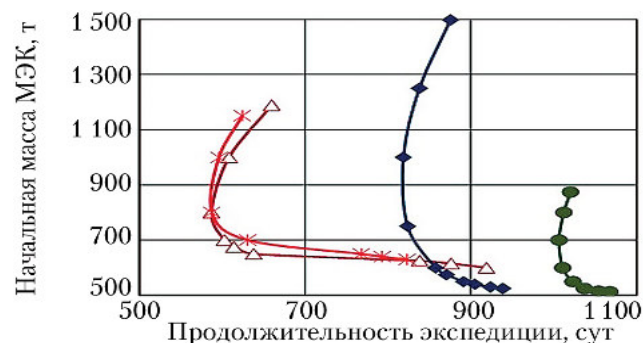


Рис. 3. Зависимость начальной массы МЭК от продолжительности экспедиции для рассматриваемых схем перелета: △ — класс А (01.06.2050 г.); * — класс А (01.06.2049 г.); ◆ — класс В (01.06.2050 г.); ● — длительное ожидание

Из рис. 3 видно, что применительно к экспедиции, использующей класс А траекторий перелета, имеется возможность обеспечения окна старта дважды за синодический период при практически неизменных энергобаллистических показателях эффективности.

Рис. 3 иллюстрирует также возможности рассматриваемых схем. Так, минимальную продолжительность экспедиции обеспечивает использование траекторий класса А. Несколько хуже по этому показателю схема с траекториями класса В. И, наконец, наихудшую продолжительность демонстрирует схема с длительным ожиданием МЭК у Марса. Однако, возможности рассматриваемых схем для обеспечения минимальной начальной массы МЭК оказываются обратными:

- наилучшая схема с длительным ожиданием у Марса;
- несколько хуже схема с траекториями класса В;
- хуже всех — схема с траекториями класса А.

Следует отметить, что при начальной массе МЭК ~620 т продолжительность экспедиции для схем А и В оказывается одинаковой.

На рис. 4 приведены проекции гелиоцентрических участков траектории перелета Земля–Марс–Земля на плоскость эклиптики для рассматриваемых схем перелета. Активные участки траектории выделены жирной линией. Для схемы с траекториями класса А и датой отлета 01.06.2050 г. (рис. 4, а, б) и схемы с траекториями класса А и датой отлета 01.06.2049 г. (рис. 4, ж, з) приведенные проекции траекторий соответствуют расчетной точке с начальной массой МЭК 650 т на рис. 3, а для схемы с траекториями класса В (рис. 4, в, г) и схемы с длительным ожиданием МЭК у Марса (рис. 4, д, е) — 550 т.

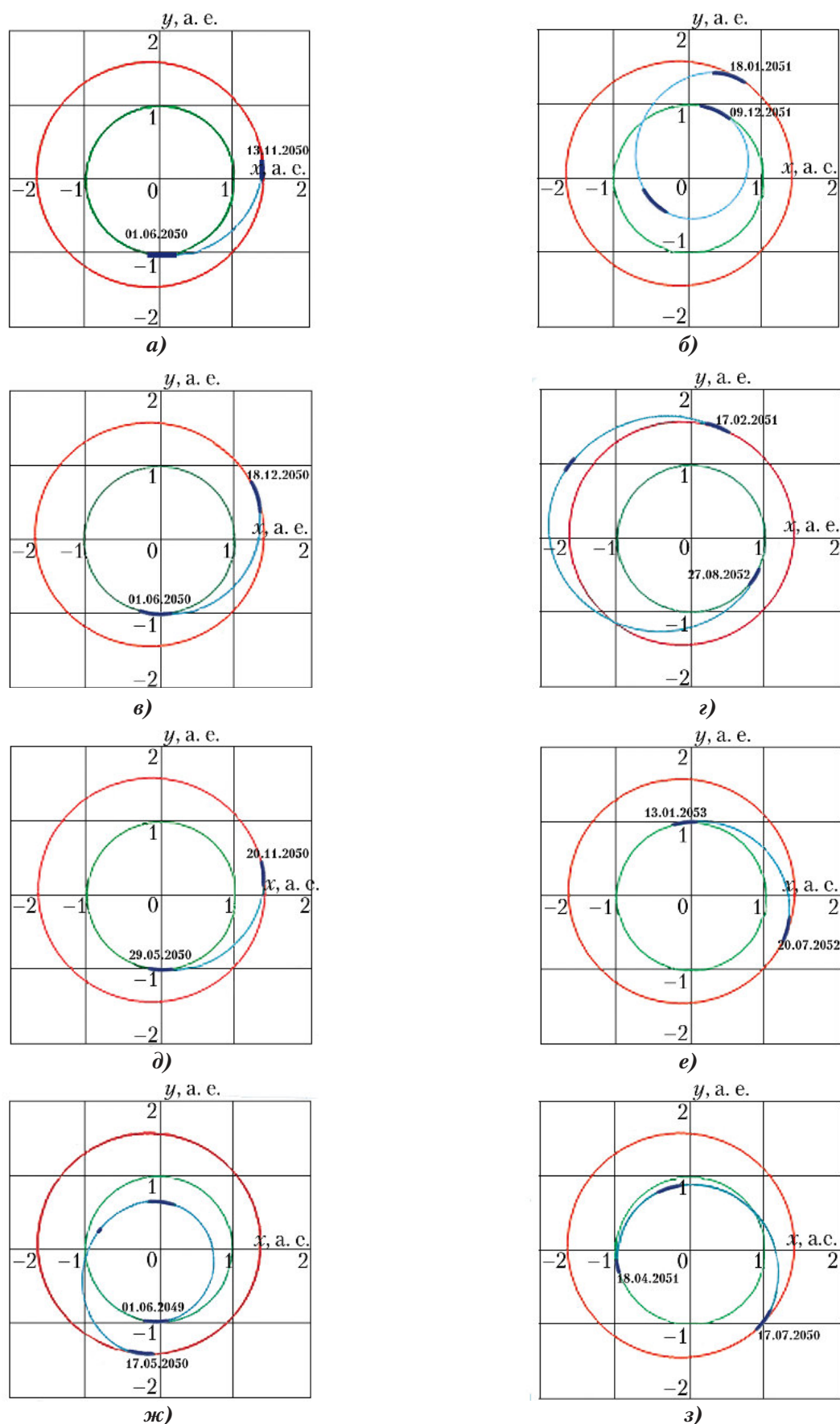


Рис. 4. Проекция на плоскость эклиптики: а – Земля–Марс. Класс А; б – Марс–Земля. Класс А; в – Земля–Марс. Класс В; г – Марс–Земля. Класс В; д – Земля–Марс. Длительное ожидание у Марса; е – Марс–Земля. Длительное ожидание у Марса; ж – Земля–Марс. Класс А. Дополнительная дата отлета; з – Марс–Земля. Класс А. Дополнительная дата отлета

Примечание. — траектория МЭК (пассивные участки); — траектория МЭК (активные участки); — орбита Земли; — орбита Марса. Траектории с пассивными участками.

Как видно из рис. 4, появление пассивных участков на траектории перелета Земля–Марс–Земля не приводит к существенно-му изменению траекторий по сравнению со случаем решения задачи быстродействия (см. рис. 1).

Прямой вход корабля возвращения в атмосферу Земли

Одной из возможностей сократить продолжительность марсианской экспедиции (по сравнению со схемой с выходом МЭК на орбиту базирования) является использование схемы с прямым входом КВЗ в атмосферу при возвращении на Землю. Следует отметить, что именно такая схема рассматривается для вариантов экспедиций с большой тягой (с использованием ЖРД или ЯРД), так как ограниченность удельного импульса тяги для этих вариантов не позволяет реализовать возвращение на орбиту базирования при сколь угодно разумных значениях начальной массы МЭК.

На рис. 5 показаны зависимости начальной массы МЭК от продолжительности экспедиции для схем перелета с траекториями классов *A* и *B* на дату отлета 01.06.2050 г. и при использовании прямого входа в атмосферу КВЗ. В расчетах скорость входа не ограничивалась и, таким образом, иллюстрируется максимально возможный эффект от использования прямого входа с целью сокращения продолжительности экспедиции. Для схем перелета с траекториями класса *A* (дата отлета 01.06.2049 г.) и с длительным ожиданием использование прямого входа в атмосферу не приводит к значительному сокращению продолжительности экспедиции. Это объясняется тем, что уменьшение продолжительности участка Марс–Земля и некоторое уменьшение длительности остальных участков из-за сокращения начальной массы МЭК мало влияет на продолжительность наиболее длительных участков полета.

Как видно из рис. 5, при использовании прямого входа КВЗ в атмосферу Земли продолжительность экспедиции может быть сокращена вплоть до 450–500 сут, что практически совпадает с продолжительностью экспедиции с большой тягой (на базе ЖРД или ЯРД) по аналогичной схеме (с ограниченным периодом пребывания у Марса).

На рис. 6 приведены проекции на плоскость эклиптики участков траектории

Земля–Марс и Марс–Земля для случая прямого входа КВЗ в атмосферу Земли для схем с траекториями класса *A* (рис. 6, а, б) и класса *B* (рис. 6, в, г). Проекция траекторий, изображенные на рис. 6, соответствуют расчетным точкам рис. 5 с начальной массой МЭК 500 т.

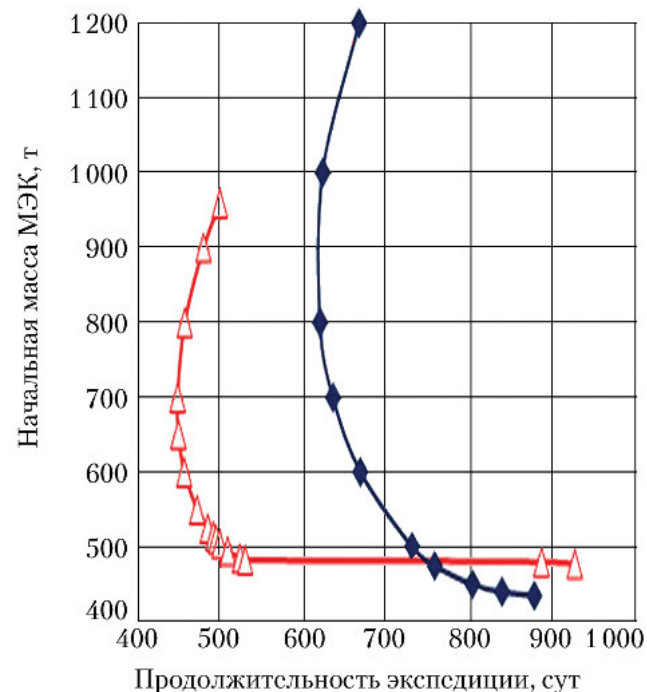


Рис. 5. Зависимость начальной массы МЭК от продолжительности экспедиции для варианта возвращения с прямым входом в атмосферу Земли: Δ — класс *A*; ◆ — класс *B*

Как следует из рис. 6, использование прямого входа КВЗ в атмосферу Земли достаточно существенно изменяет траекторию возвращения по сравнению с траекториями возвращения КВЗ на орбиту базирования (см. рис. 4).

Необходимо отметить, что траектории с прямым входом КВЗ в атмосферу Земли характеризуются достаточно большими скоростями входа. Для показанных на рис. 6 траекторий с начальной массой МЭК 500 т скорость входа КВЗ в атмосферу Земли составляет 18,7 км/с (класс *A*) и 24,5 км/с (класс *B*). Следует отметить, что обеспечение возвращения КВЗ с указанными скоростями входа в атмосферу Земли является исключительно сложной технической проблемой. Для меньших начальных масс МЭК (и несколько больших продолжительностей экспедиции) скорость входа КВЗ в атмосферу уменьшается вплоть до 12–14 км/с. При этом наименьшие значения обеспечивает схема с траекториями возвращения класса *B*, однако только при увеличении продолжительности экспедиции до 850–900 сут.

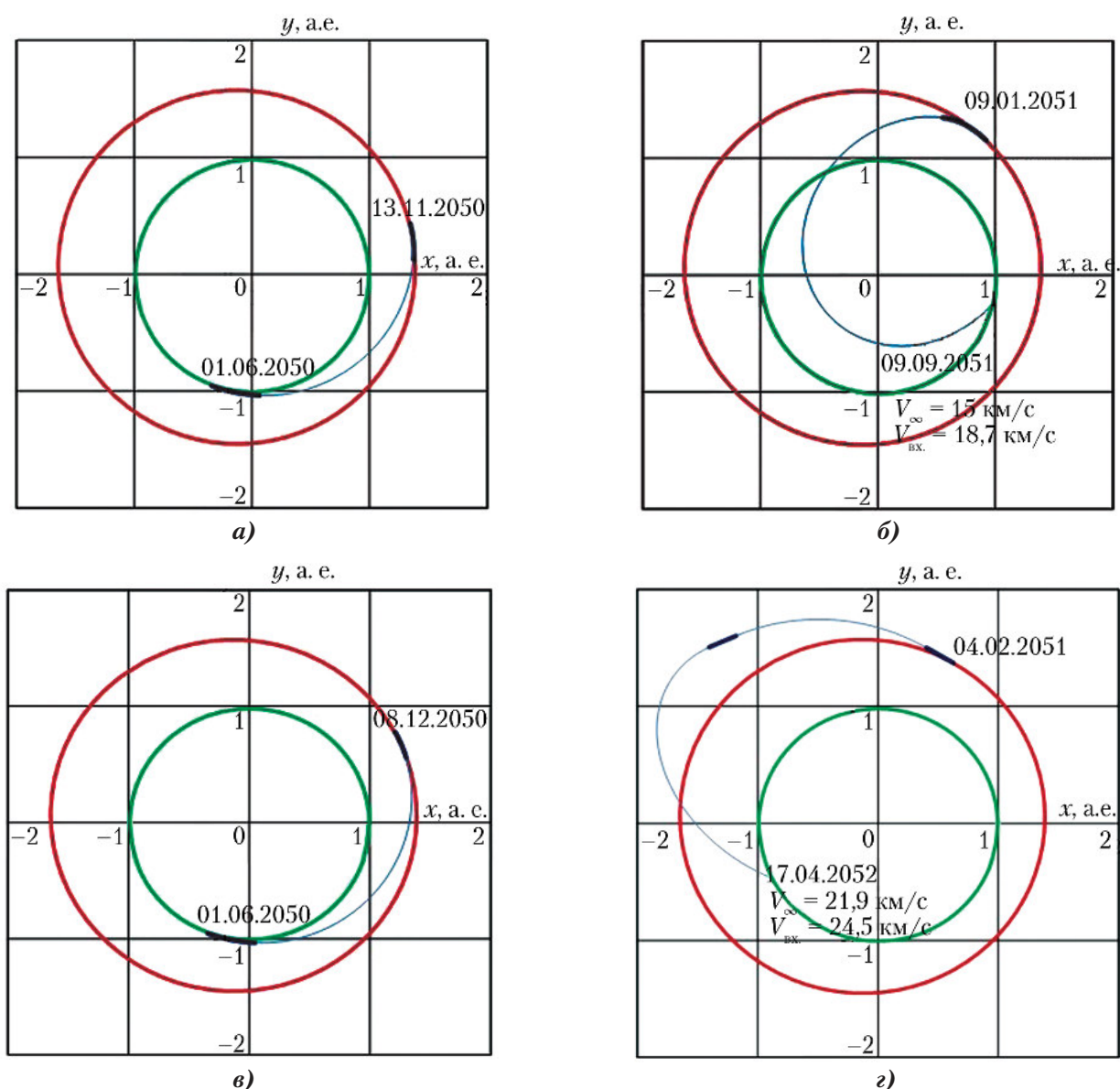


Рис. 6. Проекция на плоскость эклиптики. Схема возвращения с прямым входом КВЗ в атмосферу Земли: а – Земля–Марс. Класс А; б – Марс–Земля. Класс А; в – Земля–Марс. Класс В; г – Марс–Земля. Класс В
Примечание. См. примечание к рис. 4.

Заключение

Выбор схемы перелета существенным образом влияет на показатели энергобаллистической эффективности (начальную массу марсианского экспедиционного комплекса и продолжительность экспедиции) и непосредственно связан с особенностями конструкции элементов МЭК. В частности, для схемы перелета с траекториями класса А можно обеспечить наиболее короткие по продолжительности экспедиции с двумя окнами старта в течение синодического периода. Негативным моментом использования этой схемы перелета является приближение МЭК к Солнцу, что требует принятия конструктивных мер для защиты от излучения Солнца (теплового и корпускулярного).

Этого недостатка нет в схеме полета с траекториями класса В и в схеме с длительным ожиданием у Марса. Однако, в схемах класса В и с длительным ожиданием продолжительность экспедиции существенно больше, чем в схеме класса А.

Значительно уменьшить продолжительность экспедиции можно при использовании прямого входа КВЗ в атмосферу Земли. В этом случае для схемы с траекторией возвращения класса А можно обеспечить продолжительность экспедиции, сопоставимую с минимальной продолжительностью экспедиции при использовании ЯРД или ЖРД. Отрицательной стороной использования прямого входа КВЗ в атмосферу являются высокие скорости входа и снижение надежности.

Список литературы

1. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. Коротеева А.С. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 с.
2. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета с малой тягой. М.: Наука, 1966. 680 с.
3. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полета (проблемы оптимизации). М.: Наука, 1975. 704 с.
4. Melbourne W.G., Sauer Jr.C.G. *Optimum interplanetary rendezvous with power-limited vehicles* // *AIAA Journal*. 1963. Vol. 1. № 1. P. 54–60.
5. Соловьев Ц.В., Тарасов Е.В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973. 400 с.
6. Gorshkov O., Akimov V., Koroteev A., Semenov V., Sinitsin A. *A Concept of manned mission to Mars. Comparative analysis of variants* // *The 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Korea, 2009. Paper IAC-09-A5.1.9*.
7. Салмин В.В., Старинова О.Л. Оптимизация межпланетных перелетов КА с двигателями малой тяги с учетом эллиптичности и некомпланарности орбит планет // *Космические исследования*. 2001. Т. 39. № 1. С. 51–59.
8. Konstantinov M.S., Petukhov V.G. *The analysis of one concept of manned mission to Mars* // *61st International Astronautical Congress, Prague, Czech Republic, 2010. IAC-10-A5.4.6*.
9. Климов С.С. Совместная оптимизация энергомассовых параметров и траекторий марсианских экспедиционных комплексов с электрореактивными двигателями. Научно-технический сборник «Ракетно-космические двигатели и энергетические установки. Системы и средства бортовой энергетики». М.: НИИТП, 1993. Вып. 3(141). С. 208–224.
10. Улыбышев Ю.П. Краткий обзор международных конференций SPACE 2014 // *Космическая техника и технологии*. 2015. № 4(11). С. 76–93.
11. Путьева Е.В. и др. Эфемериды EPM2008 / Институт прикладной астрономии РАН. Режим доступа: <ftp://quasar.ipa.nw.ru/incoming/EPM/EPM2008> (дата обращения 03.10.2016 г.).
12. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. Математические методы в динамике космических аппаратов. Вып. № 5. М.: Вычислительный центр АН СССР, 1968. 108 с.
13. Хайпер Э., Нерсетт С., Ваннер Г. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. Нежесткие задачи. М.: Мир, 1990. 512 с.
14. Fehlberg E. *Classical fifth-, sixth-, seventh-, and eighth-order Runge-Kutta formulas with stepsize control* // *NASA TR R-287, October 1968*, 88 p.
15. Marec J.P. *Optimal space trajectories*. Elsevier Scientific Publishing Company, 1979. 350 p.
16. Ranieri C.L., Ocampo C.A. *Optimization of roundtrip, time-constrained, finite burn trajectories via an indirect method* // *Journal of guidance, control, and dynamics*. 2005. Vol. 28. № 2. P. 306–314.
17. Брюханов Н.А., Горшков Л.А., Севастьянов Н.Н., Стойко С.Ф. Концепция экспедиции на Марс // *Известия академии наук. Энергетика*. 2007. № 4. С. 10–21.

Статья поступила в редакцию 16.09.2016 г.

Reference

1. *Pilotiruemaya ekspeditsiya na Mars* [Manned expedition to Mars]. Ed. Koroteev A.S. Moscow, Rossiiskaya akademiya kosmonavtiki im. K.E. Tsiolkovskogo publ., 2006. 320 p.
2. Grodzovskii G.L., Ivanov Yu.N., Tokarev V.V. *Mekhanika kosmicheskogo poleta s maloi tyagoi* [Low-thrust space flight mechanics]. Moscow, Nauka publ., 1966. 680 p.
3. Grodzovskii G.L., Ivanov Yu.N., Tokarev V.V. *Mekhanika kosmicheskogo poleta (problemy optimizatsii)* [Space flight mechanics (optimization problems)]. Moscow, Nauka publ., 1975. 704 p.
4. Melbourne W.G., Sauer Jr.C.G. *Optimum interplanetary rendezvous with power-limited vehicles*. *AIAA Journal*, 1963, vol. 1, no. 1, pp. 54–60.
5. Solov'ev Ts.V., Tarasov E.V. *Prognozirovanie mezhplanetnykh poletov* [Prediction of interplanetary flights]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1973. 400 p.
6. Gorshkov O., Akimov V., Koroteev A., Semenov V., Sinitsin A. *A concept of manned mission to Mars. Comparative analysis of variants*. *The 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Korea, 2009. Paper IAC-09-A5.1.9*.
7. Salmin V.V., Starinova O.L. *Optimizatsiya mezhplanetnykh pereletov KA s dvigatelyami maloi tyagi s uchetom elliptichnosti i nekomplanarnosti orbit planet* [Optimization of interplanetary transfers

of thruster-equipped spacecraft based on ellipticity and noncomplanarity of planet orbits]. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2001, vol. 39, no. 1, pp. 51–59.

8. Konstantinov M.S., Petukhov V.G. *The analysis of one concept of manned mission to Mars. 61st International Astronautical Congress, Prague, Czech Republic, 2010. IAC-10-A5.4.6.*

9. Klimov S.S. *Sovmestnaya optimizatsiya energomassovykh parametrov i traektorii marsianskikh ekspeditsionnykh kompleksov s elektroreaktivnymi dvigatelyami. Nauchno-tekhnicheskii sbornik «Raketno-kosmicheskie dvigateli i energeticheskie ustanovki. Sistemy i sredstva bortovoi energetiki»* [Joint optimization of energy/mass parameters and trajectories of Martian expedition complexes with electric propulsion engines. Scientific and technical book «Rocket-and-space engines and propulsion systems. Onboard power systems and facilities»]. Moscow, NIITP publ., 1993. Issue 3(141), pp. 208–224.

10. Ulybyshev Yu.P. *Kratkii obzor mezhdunarodnykh konferentsii SPACE 2014* [Short survey of international conferences SPACE 2014]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2015, no. 4(11), pp. 76–93.

11. Pit'eva E.V. et al. *Efemeridy EPM2008* [Ephemeris EPM2008]. Institute of Applied Astronomy of RAS. Available at: <ftp://quasar.ipa.nw.ru/incoming/EPM/EPM2008> (accessed 03.10.2016).

12. Lebedev V.N. *Raschet dvizheniya kosmicheskogo apparata s maloi tyagoi. Matematicheskie metody v dinamike kosmicheskikh apparatov* [Calculation of motion of low-thrust spacecraft. Mathematical methods in dynamics of spacecraft]. Moscow, Vychislitel'nyi tsentr AN SSSR publ., 1968. Issue 5. 108 p.

13. Khairer E., Nersett S., Vanner G. *Reshenie obyknovennykh differentsial'nykh uravnenii. Nezhestkie zadachi* [Solution of ordinary differential equations. Slack problems]. Moscow, Mir publ., 1990. 512 p.

14. Fehlberg E. *Classical fifth-, sixth-, seventh-, and eighth-order Runge-Kutta formulas with stepsize control. NASA TR R-287, October 1968, 88 p.*

15. Marec J.P. *Optimal space trajectories. Elsevier Scientific Publishing Company, 1979. 350 p.*

16. Ranieri C.L., Ocampo C.A. *Optimization of roundtrip, time-constrained, finite burn trajectories via an indirect method. Journal of guidance, control, and dynamics*, 2005, vol. 28, no. 2, pp. 306–314.

17. Bryukhanov N.A., Gorshkov L.A., Sevast'yanov N.N., Stoiko S.F. *Kontseptsiya ekspeditsii na Mars* [Concept of expedition to Mars]. *Izvestiya akademii nauk. Energetika*, 2007, no. 4, pp. 10–21.