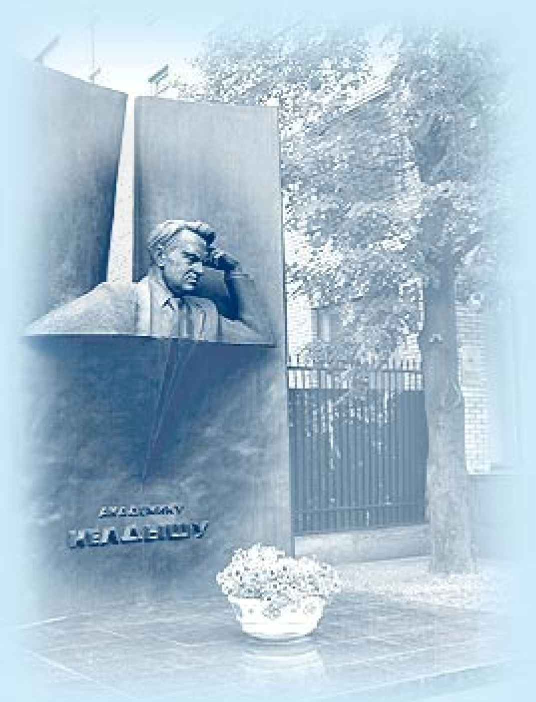
ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 44 за 2024 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

М.Ю. Овчинников, К.Р. Корнеев, Д.Г. Перепухов, Я.В. Маштаков, С.П. Трофимов, А.А. Петрукович, О.И. Кораблев, Д.С. Зарубин, Н.В. Рябогин, Т.Т. Мамедов, А.В. Кошлаков, Н.А. Юданов, П.А. Дронов, А.Н. Нестеренко, С.Ю. Приданников, О.В. Толстель, В.А. Шуршаков, О.А. Иванова

Миссия к Марсу на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Миссия к Марсу на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ / М.Ю. Овчинников [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2024. № 44. 32 с. **https://doi.org/10.20948/prepr-2024-44**
https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2024-44

О р д е н а Л е н и н а
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В. Келдыша
Р о с с и й с к о й а к а д е м и и н а у к

М.Ю. Овчинников, К.Р. Корнеев,
Д.Г. Перепухов, Я.В. Маштаков, С.П. Трофимов,
А.А. Петрукович, О.И. Кораблев, Д.С. Зарубин,
Н.В. Рябогин, Т.Т. Мамедов, А.В. Кошлаков,
Н.А. Юданов, П.А. Дронов, А.Н. Нестеренко,
С.Ю. Приданников, О.В. Толстель,
В.А. Шуршаков, О.А. Иванова

Миссия к Марсу на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ

Москва — 2024

М.Ю. Овчинников, К.Р. Корнеев, Д.Г. Перепухов, Я.В. Маштаков, С.П. Трофимов, А.А. Петрукович, О.И. Кораблев, Д.С. Зарубин, Н.В. Рябогин, Т.Т. Мамедов, А.В. Кошлаков, Н.А. Юданов, П.А. Дронов, А.Н. Нестеренко, С.Ю. Приданников, О.В. Толстель, В.А. Шуршаков, О.А. Иванова

Миссия к Марсу на базе универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ

В препринте представлена концепция миссии к Марсу на базе космической платформы микрокласса – аппарата стандартной конструкции с сухой массой до 100 кг, снабжённого объединённой электрореактивной двигательной установкой для орбитального маневрирования и управления угловым движением. Приведена примерная компоновка микроплатформы, даётся описание возможной полезной нагрузки. Из предварительного баллистического анализа миссии делается вывод о её потенциальной осуществимости.

Ключевые слова: межпланетная миссия, Марс, малый космический аппарат, малая тяга, стационарный плазменный двигатель

Mikhail Yurjevich Ovchinnikov, Kirill Romanovich Korneev, Denis Glebovich Perepukhov, Yaroslav Vladimirovich Mashtakov, Sergey Pavlovich Trofimov, Anatoliy Alekseevich Petrukovich, Oleg Igorevich Korablev, Dmitriy Sergeevich Zarubin, Nikolay Vladimirovich Ryabogin, Teymur Teymurovich Mamedov, Aleksey Vitaljevich Koshlakov, Nikolay Anatoljevich Yudanov, Pavel Aleksandrovich Dronov, Aleksandr Nikitovich Nesterenko, Sergey Yurjevich Pridannikov, Oleg Vladimirovich Tolstel, Vyacheslav Aleksandrovich Shurshakov, Olga Alekseevna Ivanova

Mission to Mars based on the universal small-size platform equipped with an electric propulsion engine

In the preprint, the concept of a mission to Mars is developed based on the micro-class space platform, a standardized spacecraft with a dry mass of no more than 100 kg equipped with a unified electric propulsion system for orbital maneuvering and attitude control. The spacecraft bus design and the possible payload are described in detail. The preliminary flight dynamics analysis proves the feasibility of the proposed concept.

Key words: interplanetary mission, Mars, small spacecraft, low-thrust propulsion, stationary plasma thruster

Оглавление

Материал третьей, четвёртой, пятой глав препринта подготовлен при поддержке гранта РНФ №24-11-00038 «Эффективные методы проектирования траекторий и управления движением малых космических аппаратов в дальнем космосе».

Принятые в тексте сокращения

АКБ – аккумуляторная батарея

БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина

ВМК – Венерианская Мониторинговая Камера

ВУФ – вакуумный ультрафиолет

ДУ – двигательная установка

ИК – инфракрасный

КА – космический аппарат

КМОП – комплиментарная структура металл-оксид-полупроводник

МКА – малый космический аппарат

ОДУ – объединенная двигательная установка

ПН – полезная нагрузка

РБ – разгонный блок

СБ – солнечная батарея

СЭП – система электропитания

УКВ – ультракоротковолновый

УФ – ультрафиолетовый

ЭРДУ – электрореактивная двигательная установка

ARM – Advanced RISC Machines

BEO – beyond Earth orbits

EMM – Emirates Mars Mission

EXI – Emirates Exploration Imager

FREND – Fine-Resolution Epithermal Neutron Detector

IUVS – Imaging Ultraviolet Spectrograph

MARCI – Mars Color Imager

MARIE – Martian Radiation Experiment

MAVEN – Mars Atmosphere and Volatile Evolution

MRO – Mars Reconnaissance Orbiter

NRHO – Near Rectilinear Halo Orbit, почти прямолинейная гало-орбита

RAD – Radiation Assessment Detector

SAR – Synthetic Aperture Radar, радар с синтезированной апертурой

SPICAM – Spectroscopy for the Investigation of the Characteristics of the Atmosphere of Mars

TGO – Trace Gas Orbiter

VMC – Visual Monitoring Camera

Введение

В течение последних 30 лет в мире происходит фундаментальное изменение парадигмы освоения космоса, обусловленное как появлением новых технологий, так и переосмыслением самого подхода к проектированию космических миссий. Миниатюризация электронных компонентов, а также распространение дешёвых микроэлектромеханических систем позволили создавать недорогие космические аппараты (КА) на основе стандартной элементной базы, открыв доступ на рынок космических товаров и услуг для зарождавшихся в 1990-е и 2000-е годы частных компаний и университетских групп. Неслучайно наиболее популярный в данный момент формат малых КА – кубсаты из элементарных блоков 10×10×10 см – был разработан в США профессорами Бобом Твиггсом (Bob Twiggs) и Джорди Пюиг-Суари (Jordi Puig-Suari): такие наноспутники – КА массой менее 10 кг – поначалу использовались чисто в образовательных целях и позиционировались в качестве проектов, позволяющих студенту за время обучения в университете пройти весь путь от идеи миссии до запуска спутника на орбиту [1]. Всего за два десятилетия кубсаты заняли доминирующее положение среди малых КА: подавляющее число из ежегодно запускаемых наноспутников (рис. 1) и микроспутников – КА массой от 10 кг до 100 кг – составляют кубсаты четырёх наиболее востребованных форм-факторов – 1U, 3U, 6U, 12U (по количеству блоков-юнитов, из которых собирают аппарат) [2]. На сегодняшний день уже сформирован рынок комплектующих для кубсатов: товары стали доступны даже в онлайн-магазинах типа CubeSatShop [3], что ещё недавно казалось нетипичным для космической индустрии явлением.

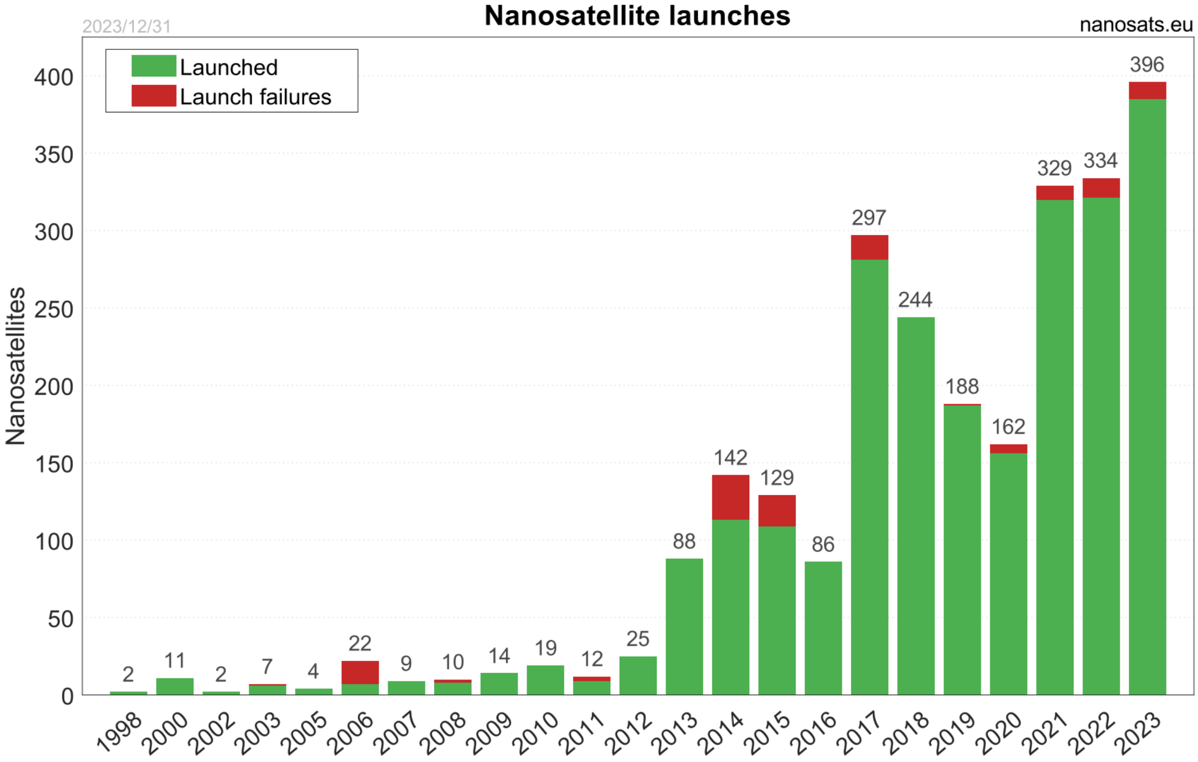


Рис. 1. Количество запусков/попыток запуска наноспутников по годам [4]

В июне 2010 года состоялся переход на следующую ступень эволюции роли малых КА: с разницей менее недели были запущены сразу две групповых миссии – шведско-французская PRISMA [5] и немецкая TanDEM-X [6]. Главной задачей первой миссии являлась отработка комплекса технологий для группового полёта – стыковки/расстыковки, сближения, облёта одного аппарата другим, а во второй миссии была впервые реализована концепция бистатичного (двухспутникового) радара с синтезированной апертурой (bistatic synthetic aperture radar, bistatic SAR) для дистанционного зондирования Земли. В дальнейшем от формации (formation flying) малых КА с ведущим спутником, координирующим движение одного или нескольких ведомых КА, разработчики всё больше начали уходить в сторону роя (swarm) или созвездия (constellation) спутников – типов группировок, где все КА равноправны и потому могут быть сделаны одинаковыми, что заметно упрощает и удешевляет их производство, в том числе с целью замены – в случае выхода из строя на орбите. Созвездия малых КА, распределённых в нескольких плоскостях вокруг Земли или другого небесного тела, вполне способны решать те же задачи, что и их аналоги на базе больших аппаратов: обеспечение глобальной навигации и связи, доступа к спутниковому телевидению и интернету, периодический обзор поверхности и т.п. Каждый аппарат в созвездии функционирует самостоятельно; управление осуществляется программно, с наземных пунктов управления. В рое, напротив, управление, как правило, автономно: каждый аппарат самостоятельно принимает решение о своём поведении, исходя из общей задачи и поведения его соседей. Формации и рои малых спутников хорошо подходят для научных задач, требующих одновременных измерений в локализованной области пространства, а также для задач дистанционного зондирования [7].

Именно в групповых миссиях наиболее ярко проявились достоинства малых КА, создаваемых быстро, массово, по апробированному стандарту. Отметим, что в основу подхода к разработке, производству и эксплуатации группировок малых спутников положена не надёжность каждого отдельного спутника, а надёжность группировки в целом. Этот факт принципиальным образом трансформирует всю идеологию развития отрасли – факт, который, наконец, начинают осознавать и в России[1].

По мере того как технологии, необходимые в миссиях малых КА, достигали зрелости и проходили лётную верификацию, интерес разработчиков постепенно начал выходить за пределы околоземных орбит [8]. Не считая нескольких ранних миссий мини-аппаратов к Луне и малым телам (Deep Space 1, SMART-1, GRAIL), первым межпланетным полётом действительно малых КА считается запуск двух 6U-кубсатов MarCO-A и MarCO-B к Марсу в мае 2018 года – попутно с большим КА InSight [9]. Название для нового класса миссий малых КА, BEO (beyond Earth orbits) миссий [10], закрепилось в 2022 году в связи с полётом Artemis I, в рамках которого по пути к Луне были отделены сразу 10 кубсатов (см. Таблицу 1).

[1]https://prokosmos.ru/2023/10/27/yurii-borisov-pered-nami-stoit-grandioznaya-zadacha-perevernut-situatsiyu (дата обращения 01.05.2024)

Таблица 1

ВЕО-миссии малых КА (до 500 кг)

Название малого КА	***Год запуска***	***Небесное тело/орбита назначения***	***Главная миссия (если запуск попутный)***
Deep Space 1	1998	астероид Брайль и комета Борелли	–
SMART-1	2003	окололунная орбита	–
GRAIL A/B	2011	окололунная орбита	–
PROCYON	2014	астероид 2000 DP_{107}	Hayabusa2
MarCO-A/B	2018	Марс	InSight
LICIACube	2021	астероид Дидим	DART
CAPSTONE	2022	гало-орбита EM L2	–
ArgoMoon	2022	высокоэллиптическая околоземная орбита	Artemis I
BioSentinel	2022	гелиоцентрическая орбита	Artemis I
CuSP	2022	гелиоцентрическая орбита	Artemis I
LunIR	2022	гелиоцентрическая орбита	Artemis I
Team Miles	2022	гелиоцентрическая орбита	Artemis I
LunaH-Map	2022	окололунная орбита	Artemis I
Lunar IceCube	2022	окололунная орбита	Artemis I
OMOTENASHI	2022	столкновение с Луной	Artemis I
EQUULEUS	2022	гало-орбита EM L2	Artemis I
NEA Scout	2022	астероид 2020 GE	Artemis I
Lunar Flashlight	2022	окололунная орбита	Hakuto-R Mission 1
SLIM	2023	посадка на Луну	XRISM

В том же 2022 году к Луне были отправлены ещё два кубсата, микроспутник CAPSTONE, успешно вышедший на почти прямолинейную гало-орбиту (NRHO) вокруг лунной точки либрации L2 [11], и 6U-кубсат Lunar Flashlight, запущенный попутно с японским мини-аппаратом Hakuto-R. К сожалению, последняя миссия закончилась провалом и для основной, и для дополнительной полезной нагрузки. Неудачами признаны и полёты минимум половины кубсатов-попутчиков миссии Artemis I (все неудачные миссии отмечены в Таблице 1 красным цветом). Тем не менее эти пионерские проекты позволили извлечь много полезных уроков [10] и стали важной вехой на пути к неизбежной экспансии малых аппаратов в дальний космос.

Следующий этап в развитии технологий для BEO-миссий малых КА – полёт к другой планете с использованием собственной двигательной установки. Самая очевидная планета-кандидат в такой миссии – это Марс. Потребность в большом количестве топлива и нацеленность на решение некоторой новой научной задачи определяют ограничения на форм-фактор КА: на сегодняшнем технологическом уровне полноценная марсианская миссия реализуема в классе аппаратов мини и, может быть, верхнем диапазоне класса микро. Хорошим примером здесь служит проект EscaPADE [12]: два идентичных аппарата сухой массы 201 кг (с топливом – 525 кг), разрабатываемые компанией Rocket Lab, должны отправиться к Марсу в сентябре 2024 года. Для коррекции траектории и входа на марсианские орбиты оба мини-КА снабжены химическим двигателем на двухкомпонентном топливе. Миссия EscaPADE с полным бюджетом менее 100 миллионов долларов, включая стоимость запуска, относится, по стандартной классификации NASA, к классу D – недорогих миссий небольшого приоритета с довольно высоким уровнем риска. Она идеально подходит и для демонстрации возможности проведения серьёзных планетных исследований группировкой малых КА, и для отработки критических технологий в условиях реального межпланетного полёта.

В отличие от Луны и Венеры, к которым уже запланированы отечественные миссии в ближайшем или чуть отдалённом будущем, с Марсом ситуация другая: в результате полного отказа западных стран от участия в программе «ЭкзоМарс» образовался вакуум. Разработка своей большой миссии требует много времени и средств, а вероятность успеха такой миссии будет невелика без успешных тестов служебных приборов и программного обеспечения в условиях дальнего космоса. Естественным выходом было бы для начала отправить в короткие сроки к Марсу малый аппарат, который выполнит научно-технологическую миссию.

Настоящий препринт – это попытка его авторов сделать первый шаг на пути к решению амбициозной задачи проработки отечественной марсианской миссии на базе аппарата микрокласса. Чтобы сократить сухую массу КА до уровня ниже 100 кг, не обойтись без эффективной электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ), которая при скромной величине тяги обладает очень высоким удельным импульсом. Траектории с малой тягой, как и вообще любые низкоэнергетические траектории, для которых нельзя использовать импульсное приближение, сложны в проектировании и оптимизации [13]. Поэтому на текущем этапе работы особое внимание уделялось баллистическому анализу миссии к Марсу и приближённой оценке основных проектных параметров аппарата и траектории перелёта. Чтобы удержать длительность перелёта в разумных пределах (не более полутора лет) и избежать проблемы накопления дозы радиации при многократном прохождении поясов Ван Аллена, вместо долгой самостоятельной раскрутки малого КА (далее – МКА) с низкой околоземной орбиты, как предлагалось, скажем, в проекте [14], было решено сфокусироваться на другой схеме выведения, включающей выдачу необходимого отлётного импульса с помощью разгонного блока (РБ).

Заметим, что к сегодняшнему дню было реализовано не так много проектов миссий в дальний космос, где в качестве маршевого двигателя на борту аппарата использовалась ЭРДУ. Помимо ранее упоминавшихся Deep Space 1 и SMART-1, выделим японские миссии Hayabusa и Hayabusa2 к двум астероидам – Итокава и Рюгу (в рамках последней был произведён частично успешный попутный запуск микроаппарата PROCYON, также имевшего на борту маршевую ЭРДУ, функция которой была доставить КА к астероиду 2000 DP_{107}), миссию Dawn к астероидам Веста и Церера и совсем недавно стартовавшую миссию Psyche к одноимённому астероиду. Во всех этих миссиях ЭРДУ, стационарные плазменные (холловские) или электростатические ионные, задействовали в роли рабочего тела ксенон – по причине его высокой эффективности из-за большой атомной массы. Вместе с тем для кубсатов, с присущими им ограничениями, наблюдается тенденция перехода к ЭРДУ на гораздо более доступном и дешёвом йоде (LunaH-Map, Lunar IceCube, Team Miles) или вообще воде (EQUULEUS).

В ходе работы над обликом микроаппарата ставилась задача спроектировать универсальную платформу из прошедших лётную квалификацию отечественных комплектующих, чтобы создать хороший задел как для марсианской миссии, так и для перспективных миссий к Луне, Венере и другим телам Солнечной системы. Универсальность микроплатформы – залог её массового, быстрого и недорогого производства, столь востребованного в условиях необходимости восстановления компетенций России в межпланетных полётах и очень скудного финансирования научной космической программы.

1. Описание универсальной микроплатформы с ЭРДУ

С целью упростить и удешевить серийное изготовление микроаппаратов для ВЕО-миссий предлагается использовать принципы, схожие с теми, что лежали в основе концепции кубсатов: разработать платформу на модульном принципе, где модули выполнены в виде прямоугольных многосекционных рамок. Размещение полезной нагрузки (ПН) в корпусе платформы может меняться в зависимости от состава ПН, но для неё должен быть выделен некоторый максимально доступный объём и указано максимальное среднее/пиковое энергопотребление.

Габариты конструкции марсианского МКА продиктованы необходимостью разместить в корпусе аппарата баки с достаточным количеством рабочего тела – ксенона – для перелёта от Земли на рабочую орбиту вокруг Марса и обеспечения ориентации вектора тяги маршевой двигательной установки (ДУ) – парирования эксцентриситета тяги и разгрузки маховиков. Внешний вид аппарата схематично изображён на рис. 2. Четыре бака с сухой массой 13.2 кг, вмещающие по 8 литров ксенона (итого 64 кг ксенона), обеспечивают работу объединённой двигательной установки (ОДУ) АО ОКБ «Факел» на базе двух маршевых двигателей СПД-50М и 6 двигателей ориентации ЭНД-10. Схема размещения баков в корпусе аппарата с размерами 1150 × 500 × 800 мм показана на рис. 3.

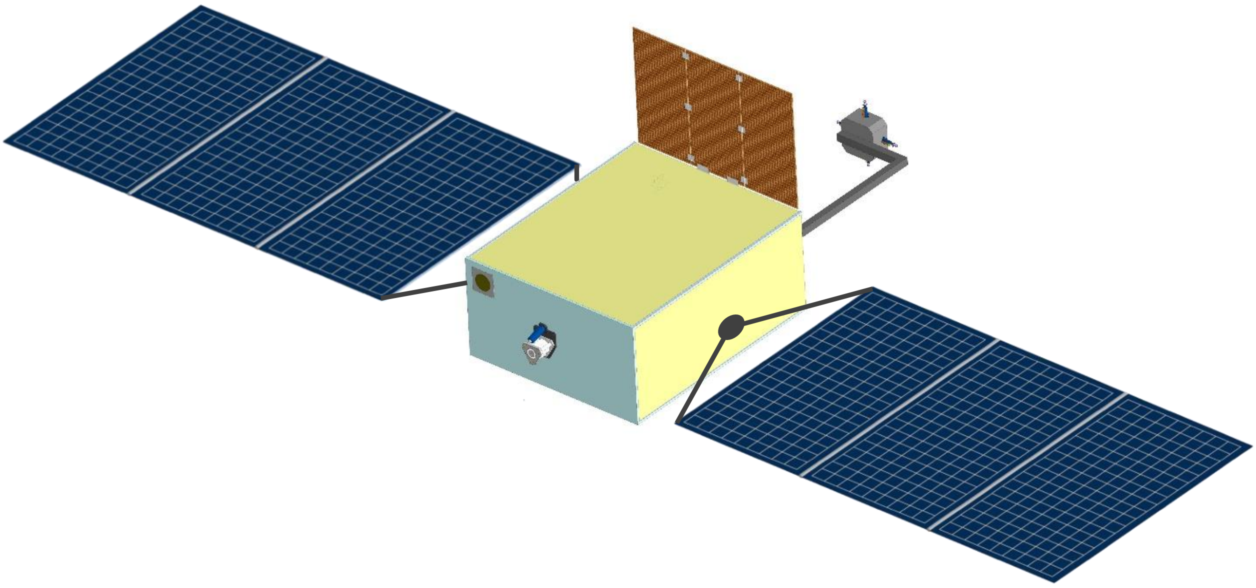


Рис. 2. Внешний вид МКА с развёрнутыми панелями солнечных батарей

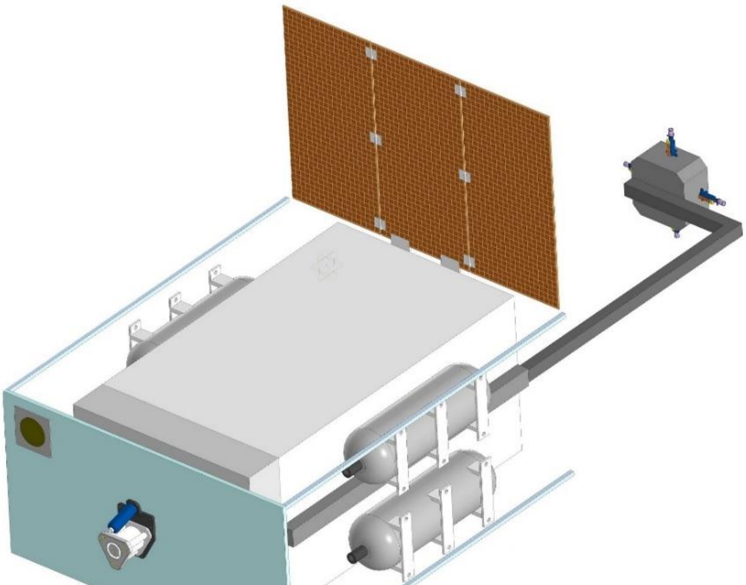


Рис. 3. Размещение баков с ксеноном в корпусе МКА
(облицовка корпуса снята, панели СБ не показаны)

В состав платформы входят центральная система с бортовым компьютером, система управления движением, включающая систему управления ДУ и систему ориентации и стабилизации платформы, система обеспечения теплового режима и система электропитания (СЭП). Вне корпуса размещаются поворотные (вокруг одной оси) модули из трёх панелей солнечных батарей (СБ) суммарной площади 4.32 м^2, антенна для связи с Центром управления полётом и выносной кронштейн с двигателями ориентации (см. рис. 4) для парирования эксцентриситета вектора тяги маршевого двигателя и разгрузки маховиков. До старта панели СБ на основе кремниевых преобразователей в сложенном виде ориентированы вдоль широкой стороны КА, а после их развёртывания привод каждого из модулей СБ позволяет независимо вращать его относительно оси, ортогональной продольной оси МКА. Помимо СБ, СЭП содержит модуль силового преобразователя и аккумуляторные батареи (АКБ) на литиевых аккумуляторных элементах. С учётом КПД СЭП 85% и характеристик СБ максимальная мощность, отдаваемая в АКБ и бортовую сеть, на орбите Марса составит в среднем около 300 Вт, а на орбите Земли – чуть более 700 Вт, что достаточно для работы ОДУ, служебных систем и ПН в течение всей миссии.

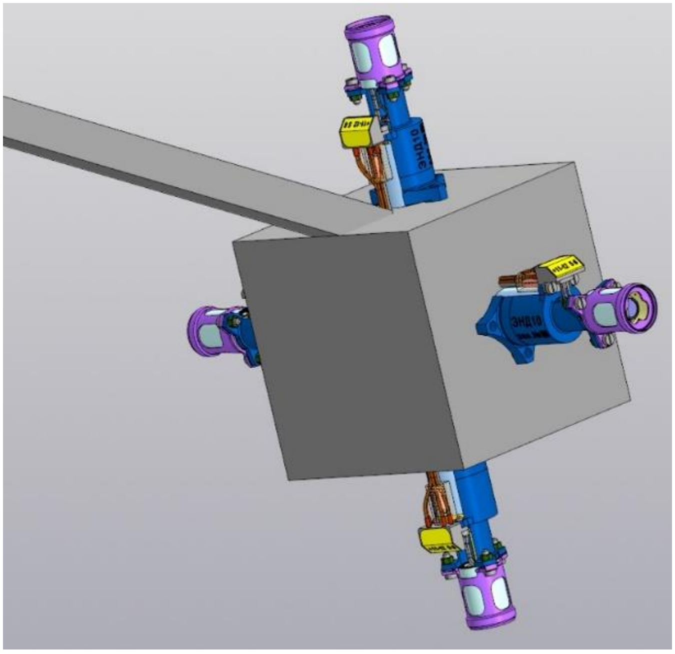


Рис. 4. Четыре газовых двигателя ориентации,
размещаемые на выносном кронштейне

Ключевое звено центральной системы – бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) на основе микроконтроллера с ARM-архитектурой. Основными интерфейсами взаимодействия центральной системы МКА с другими системами и модулями служат RS-485 и РК-команды. Коммуникация аппарата с наземными пунктами управления организуется через передающее устройство S-диапазона с максимальной выходной мощностью 60 Вт, оснащённое рефлекторной антенной размером 750 × 500 мм в раскрытом виде.

Двигательная установка СПД-50М производства АО ОКБ «Факел» обладает тяговым усилием до 25 мН при потребляемой мощности от 200 до 450 Вт. В силу того, что моторное время СПД-50М ограничено 5000 часами (~208 суток), нужно предусмотреть установку на борт МКА двух маршевых двигателей, работающих последовательно. Как вариант, двигатели размещаются соосно – с прохождением вектора тяги каждого двигателя через центр масс МКА. В начале полёта работает маршевый двигатель, размещённый на лицевой стороне корпуса, а кронштейн с двигателями ориентации повёрнут в тыльную сторону. После выработки ресурса первого маршевого двигателя аппарат переворачивается продольной осью на 180 градусов, кронштейн разворачивается на лицевую сторону и включается второй маршевый двигатель, который работает до конца миссии. Курсовая стабильность ориентации КА в течение активных участков траектории (участков с длительной работой маршевого двигателя) обеспечивается 6 газовыми двигателями ЭНД-10: в дополнение к 4 двигателям ориентации на выносном кронштейне есть ещё пара двигателей на корпусе платформы. Вариант с ОДУ на ксеноне, когда и маршевые двигатели, и двигатели ориентации используют этот газ в качестве рабочего тела, предпочтителен, так как имеет наименьший набор элементов, объем и стоимость. В то же время из-за низкого удельного импульса газовых двигателей на ксеноне для системы ориентации потребуется примерно 30% общего запаса газа. АО ОКБ «Факел» проведены серии лабораторных испытаний и расчётов параметров ОДУ с маршевыми двигателями малой тяги СПД-50М и газовыми электронагревными двигателями ЭНД-10. Характеристики двигателей представлены в Таблице 2 [15] и на рис. 5.

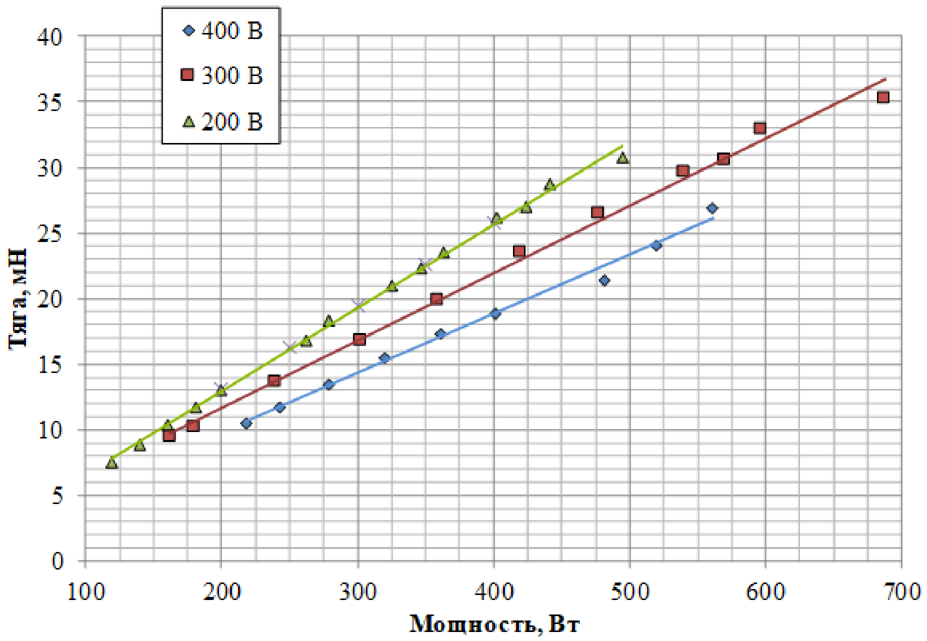
Таблица 2

Характеристики двигателей ОДУ

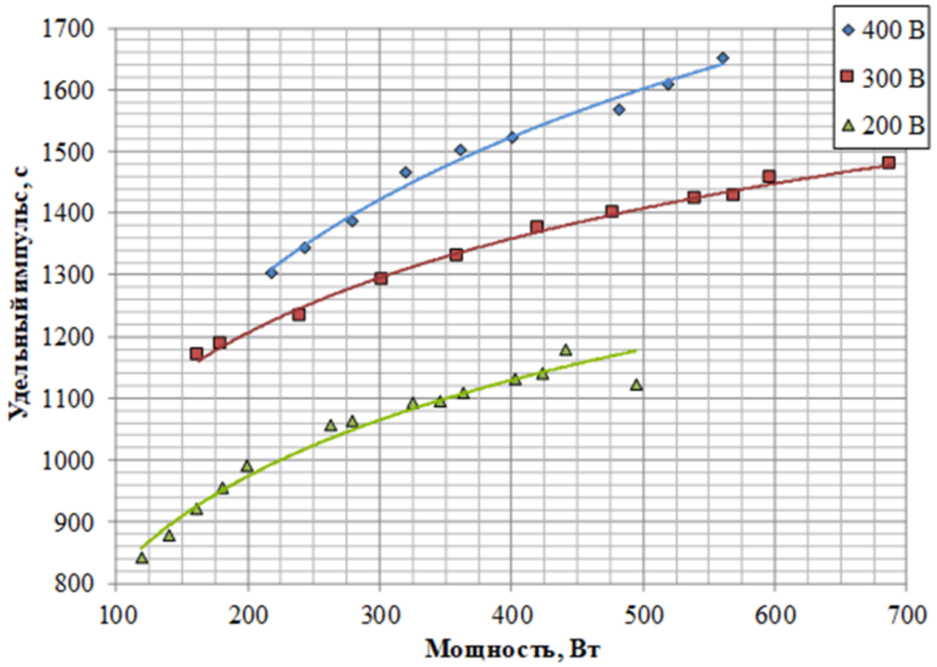
Двигатель	*Рабочее тело*	*Потребляемая мощность, Вт*	*Удельный импульс, с*	*Тяга, мН*	*Плотность рабочего тела, кг/л*
СПД-50М	ксенон	200…450	1200…1380	12…25	2.0
ЭНД-10	ксенон	5	55	1	2.0

Блок высокоточной стабилизации МКА состоит из маховиков производства АО «Корпорация ВНИИЭМ» с управляющим моментом 20 мН*м. Эти маховики, имеющие запас кинетического момента 1 Н*м*с, будут разгружаться с помощью двигателей ориентации.

За нормальный тепловой режим на борту МКА (в том числе за поддержание приемлемой температуры БЦВМ, исполнительных органов системы управления и электроприводов панелей СБ) отвечают нагревательные элементы.



а) Тяга как функция потребляемой мощности



б) Удельный импульс как функция потребляемой мощности

Рис. 5. Характеристики двигателя СПД-50М, полученные из лабораторных испытаний при трёх различных уровнях напряжения разряда (200, 300 и 400 В)

2. Полезная нагрузка для марсианской миссии МКА

Для модуля ПН на борту марсианского МКА доступен максимальный объём 800 × 500 × 400 мм. Считается, что масса ПН, включая корпус модуля, не должна превышать 15 кг, а одновременное энергопотребление приборов ПН от бортовой сети 27 В не должно превышать 20 Вт (кратковременно – не более 30 Вт).

Такие параметры модуля ПН позволяют рассматривать в качестве полезной нагрузки микроаппарата целый ряд малогабаритных научных приборов и систем, решающих актуальные задачи освоения Марса. Предлагается следующий состав аппаратуры ПН:

1) дозиметр для анализа радиационной обстановки на трассе Земля–Марс и околомарсианской орбите – критического аспекта перспективных пилотируемых марсианских миссий;

2) оптическая аппаратура для мониторинга климата и атмосферы, состоящая из камеры для съёмки переменных (сезонных, синоптических) явлений на Марсе в разных диапазонах и УФ-спектрометра для аэрономических наблюдений;

3) УКВ-трансивер для передачи команд и приёма научных данных с зондов на поверхности Марса.

2.1. Дозиметрические исследования

Освоение дальнего космоса в ближайшие годы планируется осуществлять с помощью как автоматических, так и пилотируемых миссий. Ключевым отличием таких миссий является требование защиты человеческого организма от действия различных неблагоприятных факторов космического полёта, в первую очередь – галактического и солнечного космического излучения. Перед учёными в области космической биологии стоит основная научно-техническая задача – подтвердить возможность осуществления пилотируемой миссии к Марсу, в ходе которой доза облучения не превысит 1 Зв (предельный уровень облучения для космонавтов за всю карьеру) [16]. При этом планируемая длительность марсианской экспедиции – не менее года – увеличивает риски получения дополнительной дозы облучения в результате вариаций солнечной активности. Чтобы корректно оценить дозовые нагрузки для участников экспедиций, требуются подробные модельные расчеты, учитывающие сложный состав космического излучения на этапе межпланетного полёта и его временны́е характеристики, что позволяет оптимизировать дозовую нагрузку за счёт выбора оптимальной радиационной защиты и срока выполнения экспедиции. Однако наиболее ценными являются экспериментальные измерения уровней радиационного фона, выполненные непосредственно на борту аппарата на трассе перелёта Земля–Марс и на марсианской поверхности. Реализация таких космических экспериментов на живых организмах невозможна ввиду запрета на доставку любых биологических объектов в окрестность Марса [17]. Поэтому для радиационных исследований на борту марсианских КА размещаются различные детекторы, чувствительные к заряженным частицам галактических космических лучей, протонам из состава солнечных космических лучей и нейтронам.

В составе научной аппаратуры на борту многочисленных КА, отправленных в последние десятилетия к Марсу, было всего три прибора, предназначенных для измерения поглощённой дозы излучения. Первый эксперимент, Martian Radiation Experiment (MARIE) в рамках миссии Mars Odyssey, позволил собрать данные за 2002–2003 годы на низкой околомарсианской орбите [18, 19]. С августа 2012 года инструментом Radiation Assessment Detector (RAD) на борту марсохода Curiosity ведётся мониторинг радиационной обстановки на поверхности Марса [20, 21]. В 2011 году тем же инструментом RAD проводились измерения на трассе перелёта Земля–Марс [22, 23]. В 2016 году подобные измерения были повторены модулем Люлин-МО прибора FREND, установленного на Trace Gas Orbiter (TGO) [24, 25]. С 2018 года Люлин-МО осуществляет мониторинг поглощённой дозы на рабочей орбите TGO [26]. По экспериментальным данным, в среднем на разных участках траектории Земля–Марс поглощённая доза радиации менялась в пределах от 0.35 до 0.43 мГр/сут, а эквивалентная доза радиации – от 1.91 до 2.31 мЗв/сут, что даёт оценку полной эквивалентной дозы за всю марсианскую экспедицию в диапазоне от 0.5 до 0.9 Зв. Это вполне укладывается в профессиональный предел облучения космонавтов.

Необходимо отметить, что упомянутые наборы экспериментальных данных были получены на максимуме и спаде 23-го цикла солнечной активности, а также за весь 24-й цикл. Вместе с тем быстрый рост солнечной активности в конце 2023 года может свидетельствовать о возможном отклонении параметров 25-го цикла от прогнозных значений на 2025–2030 годы, в связи с чем представляется крайне важным продолжить измерения радиационной обстановки на трассе Земля–Марс и околомарсианской орбите. Новые данные позволят не только уточнить модели космического излучения в межпланетном пространстве, но и подкорректировать оптимальные – с точки зрения радиационной безопасности – даты пилотируемой экспедиции к Марсу.

В качестве прототипа прибора для определения поглощённой радиационной дозы по заряженным частицам, который может быть поставлен на борт будущего МКА, можно рассмотреть дозиметр-спектрометр типа «Люлин» [27], в частности уже упоминавшийся его вариант Люлин-МО (рис. 6), работающий на борту TGO на орбите вокруг Марса [25]. Инструменты линейки «Люлин», разрабатываемые в Институте космических исследований и технологий Болгарской академии наук ещё с конца 1980-х годов, хорошо зарекомендовали себя в условиях космоса – на орбитальной станции «Мир» и Международной космической станции, спутниках серий «БИОН» и «ФОТОН», индийском КА Chandrayaan-1 – и показали высокую надёжность и стойкость к факторам долгосрочного космического полёта. Прибор представляет собой два перпендикулярных дозиметрических телескопа, которые работают в режиме совпадений; он может измерять мощность поглощённой дозы от 10^{-6} до 1 Гр/ч, спектр передачи энергии – от 60 кэВ до 180 МэВ (время накопления – 1 час). При умеренных массе, габаритах и энергопотреблении (<1 Вт), инструмент позволит собрать с хорошим временны́м разрешением измерения большого числа дозиметрических параметров и выделить в суммарной дозе вклад различных типов излучения, а также солнечных вспышек.

Рис. 6. Дозиметр-спектрометр Люлин-МО для миссии TGO

2.2. Исследования климата и аэрономии Марса с орбиты

На этапе орбитального движения вокруг Марса МКА может использоваться для дистанционных исследований атмосферы и климата, в том числе для анализа явлений в верхней атмосфере Марса, связанных со взаимодействием солнечного излучения с марсианской магнитосферой. В качестве номинальной предлагается рассмотреть орбиту, схожую с рабочей орбитой зонда «Марс-Экспресс», – очень вытянутую, с высотой 300 × 10 000 км и наклонением примерно 86 градусов [28]. Прецессия линии узлов и линии апсид околомарсианской орбиты, обусловленная динамическим сжатием Марса ($J_2 \approx 0.002$), позволит в течение миссии наблюдать из перицентра все широты планеты.

Для миссии МКА к Марсу рассматривается компактный комплекс взаимно-дополняющих приборов, позволяющих наблюдать планету в разных диапазонах спектра: от вакуумного ультрафиолета (ВУФ) до ближнего инфракрасного (ИК). Основой комплекса является камера, с помощью которой получают изображения планеты в четырёх спектральных диапазонах от УФ до ИК: 250, 425, 600, 800 нм. Наиболее критичный ресурс при проведении дистанционных исследований – это количество передаваемой на Землю информации; тем не менее получение с МКА изображений, пусть и с умеренным угловым разрешением, будет способствовать решению широкого класса задач наблюдения сезонных и синоптических явлений в атмосфере, важных как для фундаментальных исследований климата, так и для обеспечения безопасности и оптимизации освоения Марса (например, для задачи выбора мест посадок). К таким атмосферным явлениям обычно относят местные, региональные и глобальные пылевые бури, циклоны, облака различной природы. Данные, получаемые с камеры аппарата, также позволят исследовать сезонные и иные изменения на поверхности планеты, что особенно актуально в полярных и околополярных областях Марса [29, 30]. Наличие УФ-фильтра 250 нм позволяет исследовать распределение озона в марсианской атмосфере.

Описанный эксперимент продолжит и дополнит аналогичные исследования, проводимые с 2006 года с помощью камеры Mars Color Imager (MARCI) на борту аппарата Mars Reconnaissance Orbiter (MRO) [31] и с 2021 года – камерой Emirates Exploration Imager (EXI) в миссии Emirates Mars Mission (EMM) [32]. Инструмент MARCI строит растр за счёт орбитальной скорости КА MRO на низкой круговой орбите. С другой стороны, с высокой орбиты EMM камера EXI может наблюдать лишь полный диск Марса. Для камеры МКА, движущегося по сильно вытянутой орбите, больше возможностей обещает кадровая съёмка: она позволяет получать изображения разной степени детальности с удалённых участков рабочей орбиты, наблюдать выделенные области поверхности планеты и её лимб, подобно камере Visual Monitoring Camera (VMC) КА Mars Express [33]. Прототип инструмента – Венерианская Мониторинговая Камера (ВМК) орбитального аппарата Венера-Д, в свою очередь опирающаяся на многочисленные разработки для ЭкзоМарс-2022 и лунной программы [34, 35]. ВМК имеет отдельные 4 Мп КМОП-детекторы для каждого фильтра, а также блок обработки и хранения данных, который помогает существенно оптимизировать объём передаваемой на Землю информации за счёт кадрирования изображений, бинирования, изменения разрядности и отложенной передачи данных. Угловое разрешение 0.32 мрад/пкс (~100 м/пкс на поверхности при наблюдении из перицентра рабочей орбиты) оптимизировано для получения изображений полного диска Марса с удалённых точек восходящей и нисходящей ветвей орбиты: полный кадр охватывает 40° × 40°. Камера с блоком электроники весит 4 кг и потребляет во время работы 12 Вт. Ориентировочный объём научных данных составит 512 Мб/сут.

Получение спектров в УФ-диапазоне позволит заметно расширить изучение атмосферы Марса, прежде всего явлений в верхней атмосфере планеты, которые связаны с воздействием солнечного излучения. В спектральном диапазоне от 115 до 320 нм планируется исследовать проявления авроральной активности [36, 37], ночные и дневные свечения [38, 39], водородную корону, распределение озона и свойства аэрозольных частиц. Такие наблюдения крайне востребованы научным сообществом. Они дополнят единственный продолжающийся на данный момент эксперимент – измерения спектрографа Imaging Ultraviolet Spectrograph (IUVS) в ходе миссии Mars Atmosphere and Volatile Evolution (MAVEN) [40]. В результате интерпретации полученных УФ-наблюдений будет затронут очень широкий круг актуальных научных задач, включая оценки темпа современных потерь водорода и кислорода с Марса.

В качестве одного из прототипов прибора рассматривается компактный УФ-канал у спектрометра Spectroscopy for the Investigation of the Characteristics of the Atmosphere of Mars (SPICAM) на борту Mars Express, проводившего измерения с 2004 по 2014 годы [41]. Это изображающий спектрограф, состоящий из входного телескопа на параболическом зеркале, щели, вогнутой дифракционной решетки, а также детектора с усилителем изображения. В качестве современного варианта фотоприёмника спектрографа будет использована, в целях унификации, такая же КМОП-матрица, как и в камере. Благодаря этому два прибора будут управляться общим блоком электроники. Спектрограф весит примерно 5.5 кг и потребляет во время измерений не более 15 Вт.

Камера и спектрограф должны быть расположены так, чтобы в номинальной ориентации аппарата оптические входы приборов были направлены в надир. При проведении наблюдений на рабочей околомарсианской орбите ориентация МКА должна обеспечивать возможность поворота на ±90° в плоскости, ортогональной вектору орбитальной скорости. Желательная точность стабилизации МКА равна 0.3 мрад на 30-секундных интервалах времени.

3. Выход МКА на отлётную межпланетную траекторию

Важным вопросом, существенно влияющим на стоимость миссии и её схему (траекторию перелёта, его длительность, затраты рабочего тела), является выбор средства выведения малого аппарата на опорную околоземную орбиту и затем – на отлётную траекторию. Для МКА, не обладающего собственной маршевой ДУ большой тяги, имеется лишь два реалистичных сценария межпланетной миссии: первый подразумевает доставку МКА к планете назначения попутно с основным аппаратом большой массы, отделение от него и выход на рабочую орбиту – сразу после отделения или после довыведения с помощью своего маршевого двигателя малой тяги; во втором сценарии заложено сообщение малому аппарату отлётного импульса за счёт РБ, а маршевый двигатель МКА начинает работать ещё на этапе межпланетного перелёта. Несмотря на то что первый сценарий более быстрый и надёжный, он обладает существенным недостатком: большие миссии к планетам редки, их проекты часто откладываются из-за различным проблем (финансовых, технических, политических), что грозит сорвать и попутную миссию малого КА. Поэтому предлагается ориентироваться на второй сценарий.

Гибридная схема межпланетного перелёта, когда МКА сообщают отлётный импульс на низкой околоземной орбите включением РБ, но захват и торможение у планеты обеспечивает маршевая ДУ малой тяги самого аппарата, имеет немало преимуществ. Во-первых, длительность перелёта остаётся в умеренных пределах (пусть она и больше, чем в миссиях массивных КА с двигателями большой тяги), причём после выхода на отлётную траекторию МКА быстро удаляется от Земли, не накапливая высокую дозу ионизирующего излучения в процессе прохождения радиационных поясов. Во-вторых, возможности попутного запуска открываются регулярно и вполне доступны: на низкие орбиты выводится заметное количество больших аппаратов (дистанционного зондирования Земли, метеорологических и т.п.), доставка которых на их рабочие орбиты требует наличия разгонного блока. В-третьих, экономичность бортовой ЭРДУ позволяет сделать микроплатформу с сухой массой, превышающей 50% от полной массы, даже с учётом необходимых затрат рабочего тела на работу двигателей ориентации. Это, в свою очередь, даёт предпосылки к удешевлению проекта. Из проблемных мест гибридного сценария отметим, что если он реализуется в рамках попутного, а не целевого запуска, что наиболее вероятно для миссии МКА, то отсутствует опция выбора даты старта и параметров опорной орбиты, с которой начинается отлётная траектория МКА. В результате конфигурация планет и ориентация плоскости опорной орбиты могут быть неоптимальными для межпланетного перелёта.

В качестве опорной орбиты в дальнейшем условимся рассматривать низкую околоземную орбиту высотой 200 км для целевого запуска МКА или же рабочую орбиту основной полезной нагрузки – в случае попутного запуска (основную ПН выводят на рабочую орбиту первой и потому закрепляют на адаптере разгонного блока над контейнерами с попутно выводимой ПН, как показано на рис. 7). После импульса $\Delta V_{\text{отл}}$ вдоль вектора скорости на круговой опорной орбите МКА выйдет на гиперболическую отлётную траекторию с энергией $C_3 = (v_c + \Delta V_{\text{отл}})^2 - 2v_c^2$, где v_c – круговая скорость на опорной орбите. Если импульс сообщают в перигее эллиптической орбиты с перигейным и апогейным расстояниями соответственно r_π и r_α, аналогичная формула запишется как $C_3 = (v_\pi + \Delta V_{\text{отл}})^2 - 2\,\mu/r_\pi$, где μ – гравитационный параметр Земли, а v_π – скорость в перигее опорной орбиты:

$$v_\pi^2 = \frac{2\mu r_\alpha}{r_\pi(r_\pi + r_\alpha)}.$$

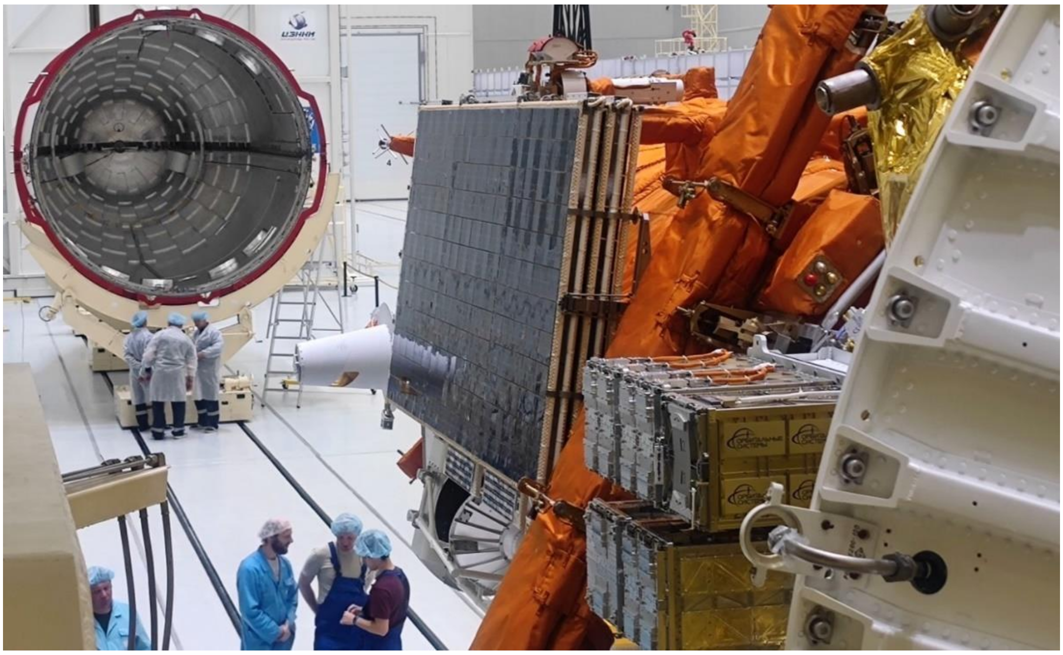


Рис. 7. Аппарат «Метеор-М» № 2-3 и контейнеры с попутно запускаемыми кубсатами, смонтированные на адаптере РБ «Фрегат», перед накаткой головного обтекателя ракеты «Союз-2.1б». Фото: Роскосмос

Задание отлётной энергии равносильно заданию гиперболического избытка $v_\infty = \sqrt{C_3}$ – величины асимптотической скорости, с которой МКА покинет сферу действия Земли. И гиперболический избыток, и компоненты единичного вектора асимптотической скорости входят в состав параметров, задающих терминальное многообразие траектории Земля–Марс на левом конце, и подлежат оптимизации, о чём пойдёт речь в следующей главе препринта. Можно, однако, предположить априори, что оптимальное направление асимптотической скорости будет близкó к направлению скорости орбитального движения Земли, а оптимальная величина гиперболического избытка – близкой к величине первого импульса гомановского перелёта Земля–Марс (~2.9 км/с).

Оценим, насколько реалистичен попутный запуск одного-двух марсианских МКА вместе с российскими радиолокационными спутниками «Кондор-ФКА-М» и «Обзор-Р». Эти аппараты массой соответственно 2000 кг и 3900 кг планируется вывести с помощью РБ «Фрегат» на околотерминаторные солнечно-синхронные орбиты высотой 500-550 км (Кондор-ФКА-М) и 650-700 км (Обзор-Р). Плоскость околотерминаторных орбит хорошо подходит для направления асимптотической скорости в сторону орбитальной скорости Земли. Параметры разновидностей РБ «Фрегат» (рис. 8) приведены в Таблице 3. Поскольку у всех трёх разновидностей удельный импульс одинаковый ($I_{sp} = 333.2$ с), удобно табулировать экспоненты импульсного манёвра $\Delta V_{\text{отл}}$ выхода на отлётную траекторию к Марсу

$$e_{\text{отл}} \equiv \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{отл}}}{I_{sp} g_0}\right)$$

с рабочей орбиты основной ПН и оптимального манёвра перехода ΔV_{HT}

$$e_{HT} \equiv \exp\left(-\frac{\Delta V_{HT}}{I_{sp} g_0}\right)$$

с орбиты 200 км на эту орбиту как функции её высоты (здесь $g_0 = 9.80665$ м/с^2). Для всех модификаций РБ «Фрегат» кривые одинаковы и показаны на рис. 9.

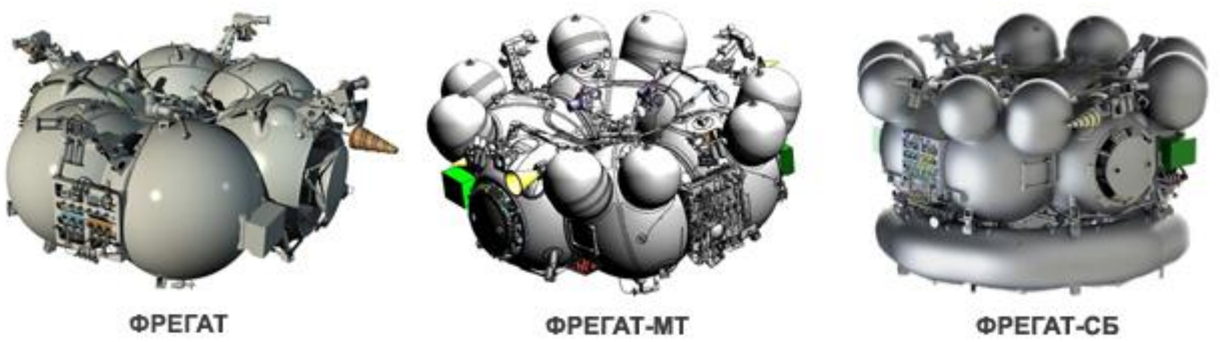


Рис. 8. Внешний вид разных модификаций разгонного блока «Фрегат» [42]

Таблица 3

Характеристики разных модификаций РБ «Фрегат» [42]

	Фрегат	***Фрегат-МТ***	***Фрегат-СБ***
Начальная масса с максимальной заправкой, кг	6235	7640	11680
Конечная масса, кг	945	1035	1080
Максимальный рабочий запас топлива/полная заправка, кг	5235/5307	6550/6650	10140/10330
Тяга МДУ: режим БТ/МТ, кгс	2030/1420	2030/1420	2030/1420
Удельный импульс: режим БТ/МТ, с	333.2/320	333.2/320	333.2/320
Максимальное число включений	7	7	7

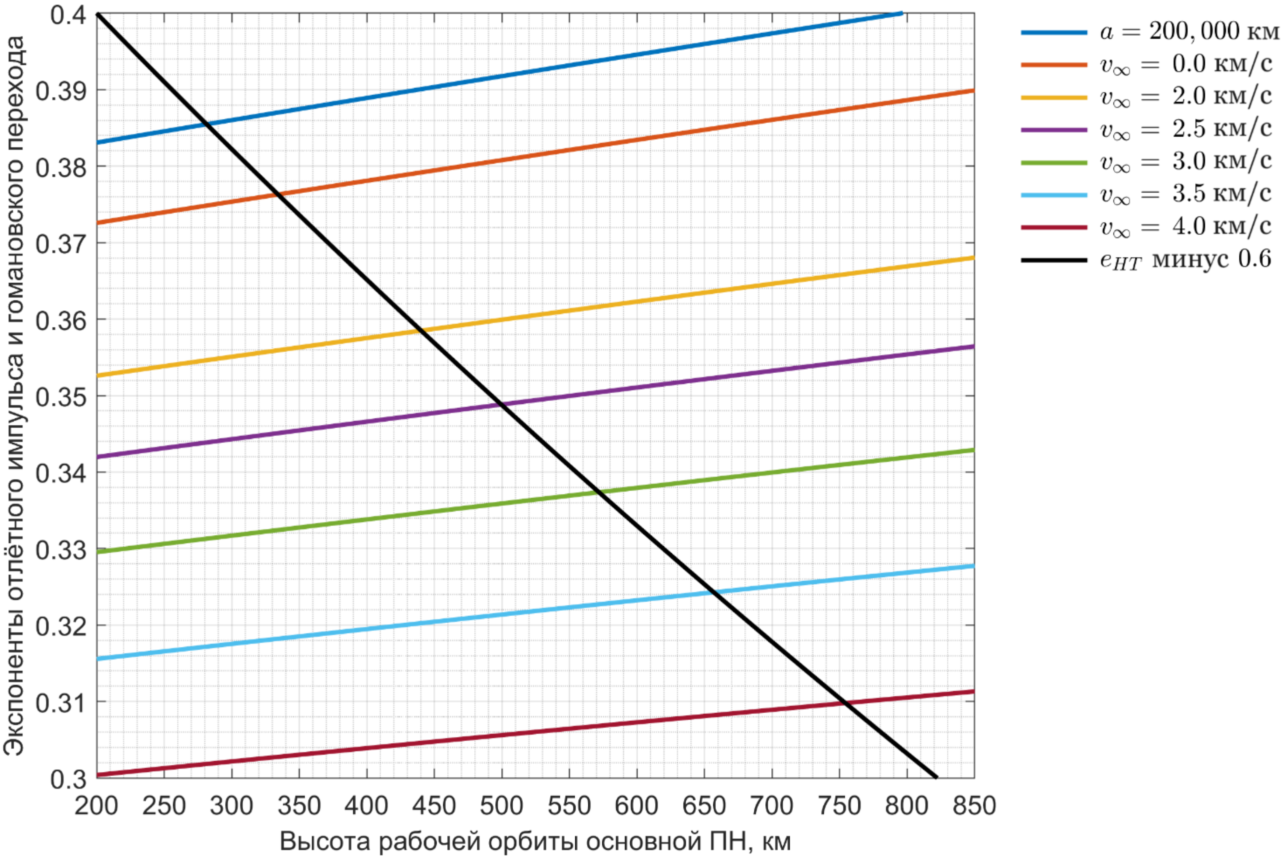


Рис. 9. Экспоненты отлётного импульса, сообщаемого РБ «Фрегат» на рабочей орбите основной ПН, и экспонента перехода на эту орбиту с орбиты 200 км, уменьшенная на 0.6 для удобного отображения в том же диапазоне значений.

По известным значениям экспонент манёвров определим предельную массу МКА, которую можно запустить попутно с основной ПН. Как несложно вывести из формулы Циолковского, общий расход топлива на серию манёвров составного КА из нескольких блоков (часть блоков может отделяться в течение выполнения манёвров) равен сумме масс всех блоков КА с коэффициентами $(1 - \Pi_i)/\Pi_i$, где Π_i – произведение экспонент тех манёвров, в которых «участвовал» i-й блок. Для попутного запуска МКА к Марсу имеем:

$$m_{\text{топл}} = \frac{1 - e_{HT}}{e_{HT}}\, m_{\text{ОПН}} + \frac{1 - e_{HT}\, e_{\text{отл}}}{e_{HT}\, e_{\text{отл}}}\, (m_{\text{РБ}} + m_{\text{А}} + m_{\text{МКА}}),$$

где $m_{\text{ОПН}}$ – масса основной ПН, $m_{\text{А}}$ – масса адаптера, на который закреплена вся полезная нагрузка, $m_{\text{МКА}}$ – масса МКА, $m_{\text{РБ}}$ – конечная масса РБ (сухая масса РБ в совокупности с невырабатываемыми остатками топлива в баках и магистралях разгонного блока). Расход топлива не должен превышать максимальный рабочий запас топлива РБ, откуда находим предельную массу попутно выводимого МКА:

$$m_{\text{МКА}}^{max} = \frac{e_{HT}\, e_{\text{отл}}}{1 - e_{HT}\, e_{\text{отл}}}\, m_{\text{топл}}^{max} - \frac{(1 - e_{HT})\, e_{\text{отл}}}{1 - e_{HT}\, e_{\text{отл}}}\, m_{\text{ОПН}} - m_{\text{РБ}} - m_{\text{А}}\,.$$

В сценарии попутного запуска марсианского МКА с КА «Кондор-ФКА-М», выводимым на околотерминаторную орбиту высотой 520 км с помощью базовой модификации РБ «Фрегат», получаем предельную массу МКА 1016 кг для случая $v_\infty = 3$ км/с и 873 кг для $v_\infty = 3.5$ км/с. В этих расчётах использовались значения $m_{\text{ОПН}} = 2000$ кг, $m_{\text{топл}}^{max} = 5235$ кг, $m_{\text{РБ}} = 945$ кг, $m_{\text{А}} = 425$ кг (консервативное значение – как у ASAP-S, одного из самых тяжёлых адаптеров РБ «Фрегат» [43]). Аналогичные оценки, выполненные для сценария попутного запуска с аппаратом «Обзор-Р» ($m_{\text{ОПН}} = 3900$ кг) с рабочей орбитой высотой 700 км, дают 847 кг для случая $v_\infty = 3$ км/с и 708 кг для $v_\infty = 3.5$ км/с.

Приведённые формулы справедливы и применительно к сценарию целевого запуска МКА: если отлётный импульс сообщается разгонным блоком на опорной орбите 200 км, экспонента перехода на такую орбиту равна единице. Экспонента отлётного импульса определяется из рис. 9. Разгон до гиперболического избытка $v_\infty = 3$ км/с соответствует значению экспоненты примерно 0.33, что в результате ведёт к оценке предельной массы МКА 1208 кг. Заметим, что это значение только ненамного превышает предельную массу МКА при попутном запуске с «Кондор-ФКА-М»: бóльшая часть топлива РБ тратится на разгон самого разгонного блока и адаптера ПН, чья совокупная масса во много раз превышает массу МКА. Чтобы целевой запуск межпланетных МКА был экономически целесообразен, отлётный импульс должен сообщаться малогабаритным РБ. Скажем, разгон МКА с массой 156 кг (92 кг сухая масса микроплатформы и 64 кг ксенона) до гиперболического избытка $v_\infty = 3$ км/с при помощи РБ массой 200 кг с адаптером ПН массой 50 кг потребует всего лишь чуть больше 800 кг топлива (см. рис. 10). Разработка таких компактных разгонных блоков крайне востребована с учётом роста числа миссий МКА к Луне и планетам в ближайшем будущем и станет шагом на пути к запуску межпланетных МКА ракетами-носителями лёгкого класса.

4. Оптимизация перелёта на околомарсианскую орбиту

Построение оптимальной траектории перелёта Земля–Марс осуществлялось стандартными методами непрямой оптимизации с использованием необходимых условий оптимальности, диктуемых принципом максимума Понтрягина. Вместо упрощающего предположения о постоянном удельном импульсе маршевой ДУ в расчётах использовались экспериментально найденные зависимости силы тяги и удельного импульса, показанные выше на рис. 5 (напряжение разряда полагалось равным 300 В). Оптимизировался функционал расхода ксенона с коэффициентом 1.3, отражающим дополнительные затраты на управление ориентацией МКА:

$$J = \int_{t_0}^{t_0+T} 1.3\, \dot{m}_{\text{топл}}(N)\, dt = \int_{t_0}^{t_0+T} \frac{1.3\, F(N)\, dt}{I_{sp}(N) g_0}\ .$$

Электрическая мощность N, подаваемая на маршевую ДУ, считалась равной той мощности, которую можно получить на текущем гелиоцентрическом расстоянии с панелей СБ, за вычетом резервных 60 Вт на питание других бортовых систем и компенсацию постепенной деградации панелей СБ. При попутном запуске МКА дата старта t_0 будет задана извне, поэтому в постановке оптимизационной задачи она полагалась фиксированной. Продолжительность перелёта T, напротив, была одним из оптимизируемых параметров.

Как и для модели ДУ с постоянным удельным импульсом, нетрудно видеть из принципа максимума, что оптимальным будет релейное управление. Функция переключения неявно зависит от неизвестных начальных значений сопряжённых переменных, которые должны быть найдены такими, чтобы траектория аппарата удовлетворяла всем граничным условиям, включая и условия трансверсальности принципа максимума. Опишем более подробно эти граничные условия на обоих концах траектории.

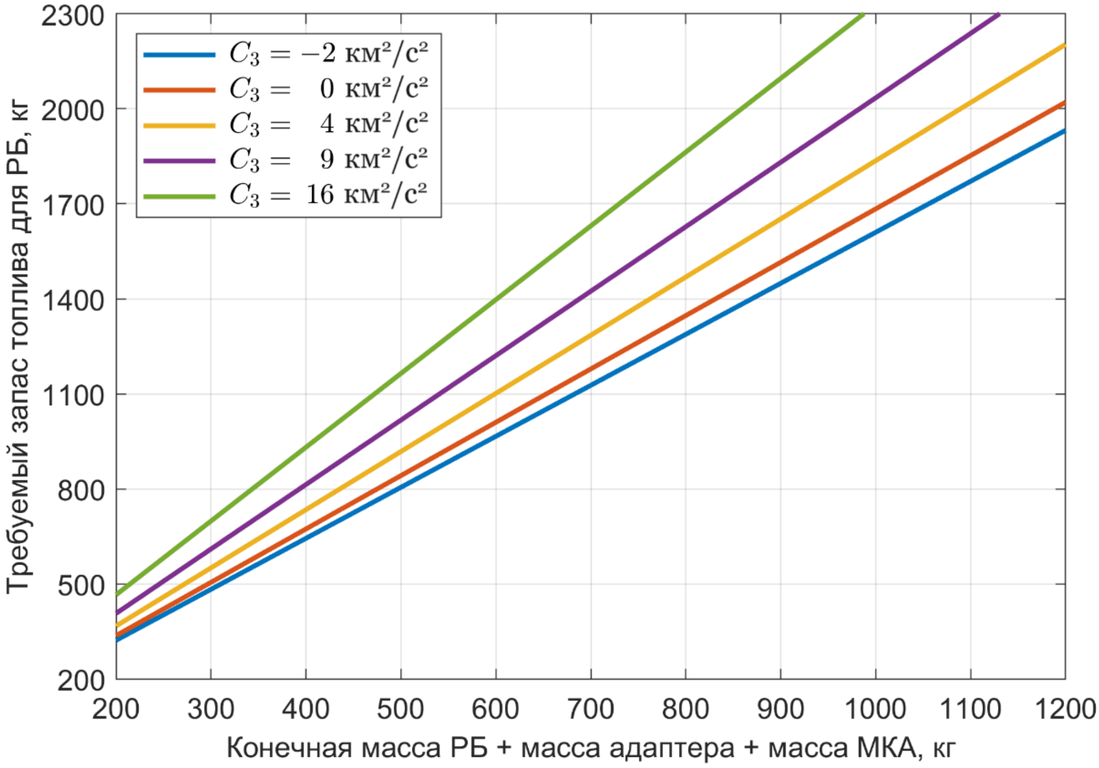


Рис. 10. Масса топлива, необходимая РБ с удельным импульсом 333.2 с для разгона МКА с орбиты 200 км до различных уровней отлётной энергии

На левом конце траектория начинается с вектора положения Земли в момент времени t_0. Скорость МКА считалась равной сумме орбитальной скорости Земли в этот момент и асимптотической скорости. Величина гиперболического избытка скорости при отлёте от Земли не фиксировалась, а включалась в ряд подлежащих оптимизации параметров (диапазон поиска гиперболического избытка задавался 2.5…3.5 км/с). Что касается направления асимптотической скорости, по условию трансверсальности принципа максимума, оно совпадает или же противоположно направлению базис-вектора (вектора, сопряжённого вектору гелиоцентрической скорости аппарата) в начальный момент времени.

Чтобы определить граничные условия на правом конце гелиоцентрического участка траектории, проводится моделирование скрутки к рабочей орбите вокруг Марса: уравнения движения МКА в центральном поле интегрируются численно, в обратном времени, в предположении тормозной тяги против ареоцентрической скорости МКА. Фазовый вектор МКА в момент достижения нулевой кеплеровой энергии (относительно планеты), задающий граничные условия на правом конце траектории, зависит ещё от двух подлежащих оптимизации параметров: долготы восходящего узла и аргумента перицентра рабочей околомарсианской орбиты.

Определив из принципа максимума общий вид оптимального управления и корректно сформировав граничные условия на обоих концах гелиоцентрической траектории, приходим к задаче нелинейного программирования относительно 11 неизвестных параметров: 7-мерного вектора сопряжённых переменных на левом конце траектории, продолжительности перелёта T и отлётного гиперболического избытка скорости, а также параметров рабочей орбиты вокруг Марса – аргумента перицентра и долготы восходящего узла. Оптимизируемый в задаче функционал – суммарный расход ксенона при работе ОДУ в течение перелёта – задан неявно: для каждого вектора оптимизируемых параметров значение функционала может быть найдено численным интегрированием. Граничные условия выполняют роль ограничений типа равенства. Получившуюся таким образом задачу нелинейного программирования решает метод внутренней точки, реализованный в MATLAB-функции `fmincon`.

Пример оптимальной межпланетной траектории перелёта, построенной для одной из дат старта, показан на рис. 11. Из 420-дневного перелёта последние 256 суток составляет активный участок, в течение которого тратится 37.6 кг ксенона, включая расход на парирование эксцентриситета тяги маршевого двигателя.

Зависимость энергопотребления ОДУ от времени в ходе перелёта приведена на рис. 12. В качестве максимального значения мощности, доступной для ОДУ в каждый момент времени, бралась максимальная мощность, снимаемая с панелей СБ, за вычетом 60 Вт – резерва для питания других служебных систем (в первую очередь БЦВМ) и компенсации пока не учтённой в расчётах деградации панелей СБ, которая может достигать примерно 5-10% в год. Оптимальные профили тяги и удельного импульса СПД-50М на активном участке траектории можно увидеть на рис. 13.

Требуемый гиперболический избыток $v_\infty = 2812$ м/с может быть обеспечен с помощью выдачи отлётного импульса 3579 м/с на опорной околоземной орбите 200 км. Из приведённых в главе 3 выражений следует, что для реализации такого отлётного импульса с помощью РБ «Фрегат» потребуется 2.5–3 тонны топлива.

Финальная часть траектории перелёта МКА на рабочую околомарсианскую орбиту – спиральная скрутка непрерывным торможением против скорости МКА – изображена отдельно на рис. 14. Она продолжается 150 дней и требует порядка 23.4 кг ксенона (с учётом затрат на компенсацию эксцентриситета тяги маршевой ДУ). Таким образом, после выхода на рабочую орбиту у МКА остаётся примерно 3 кг ксенона на её поддержание и возможные орбитальные манёвры.

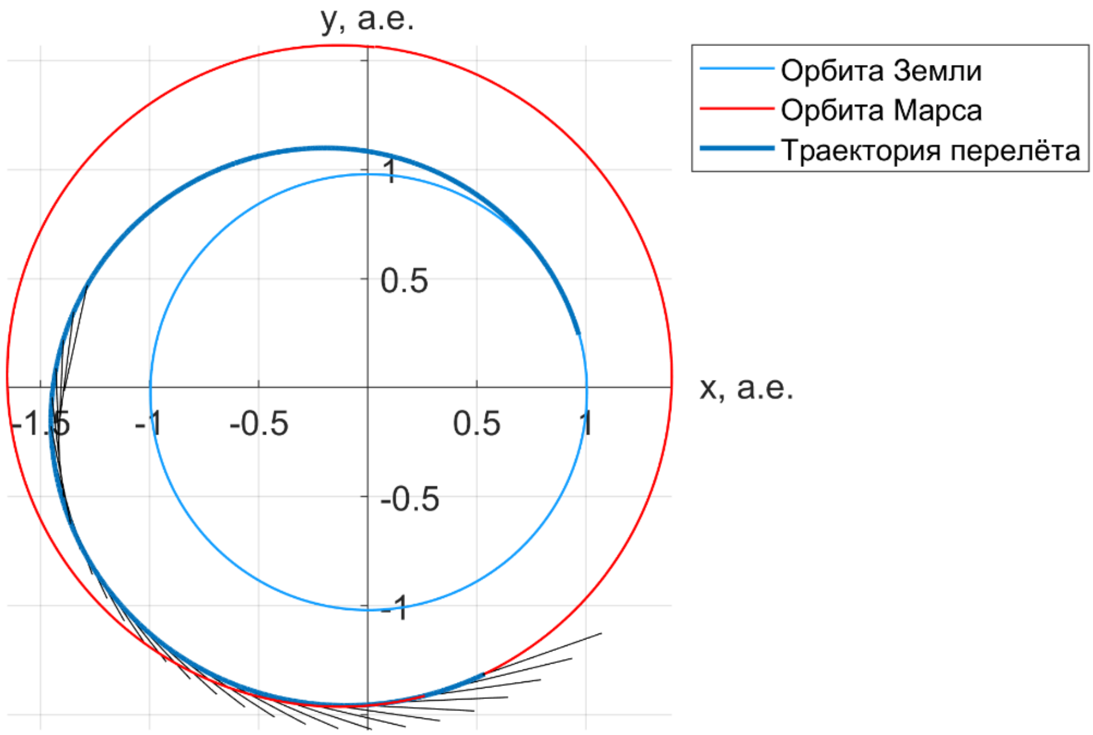


Рис. 11. Оптимальная траектория перелёта Земля–Марс с датой старта 08.10.2026 и длительностью 420 дней (активный участок с 21.03.2027 по 02.12.2027). Общие затраты ксенона 37.6 кг. Отлётный гиперболический избыток $v_\infty = 2812$ м/с

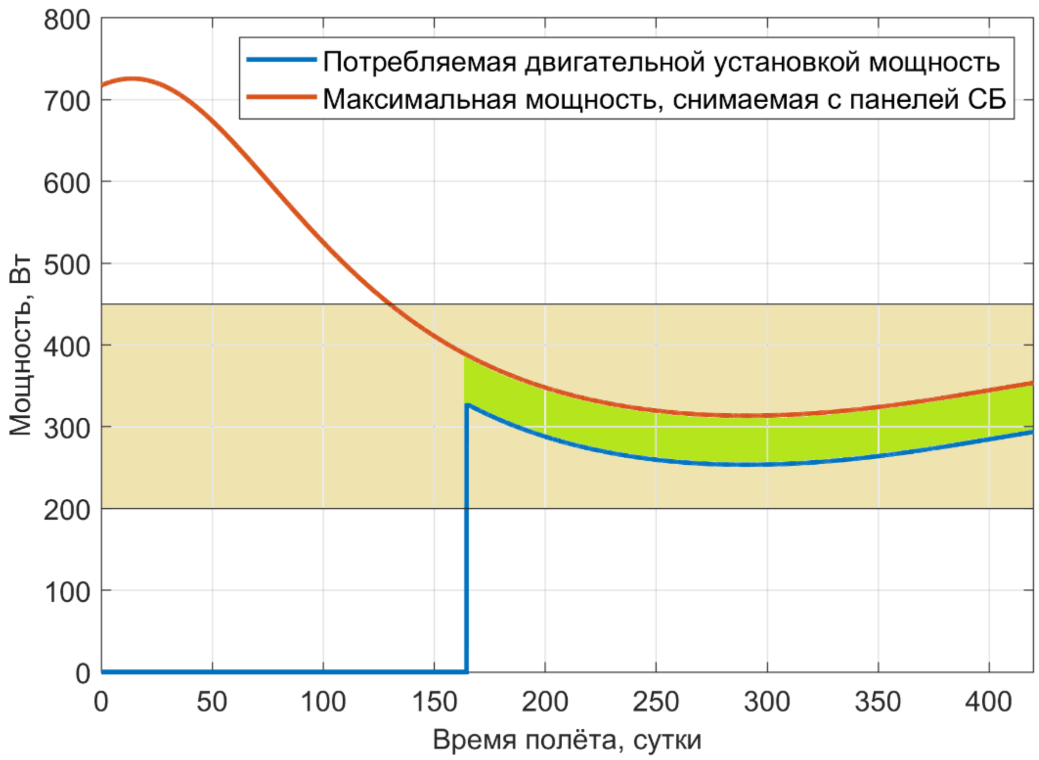
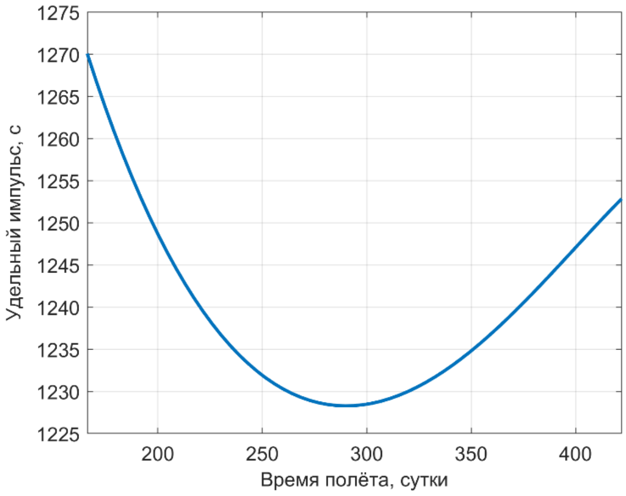
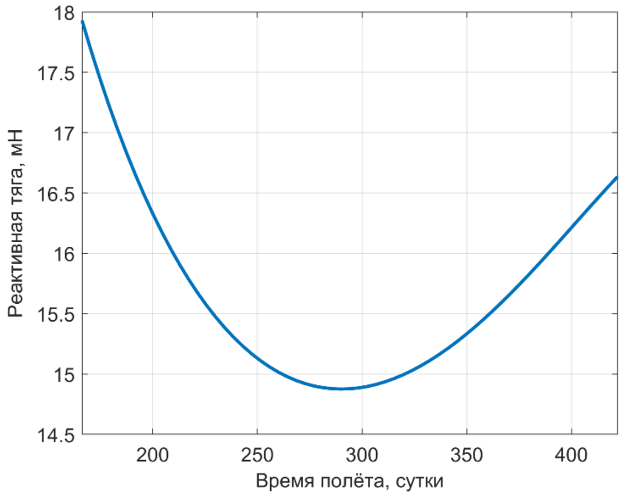


Рис. 12. Энергопотребление маршевой ДУ в течение межпланетного перелёта. Красная линия показывает максимальную мощность, генерируемую панелями СБ. Бежевым закрашен рабочий диапазон СПД-50М, зелёным – резерв 60 Вт



а) удельный импульс



б) сила тяги

Рис. 13. Параметры работы маршевого двигателя СПД-50М на активном участке оптимальной траектории

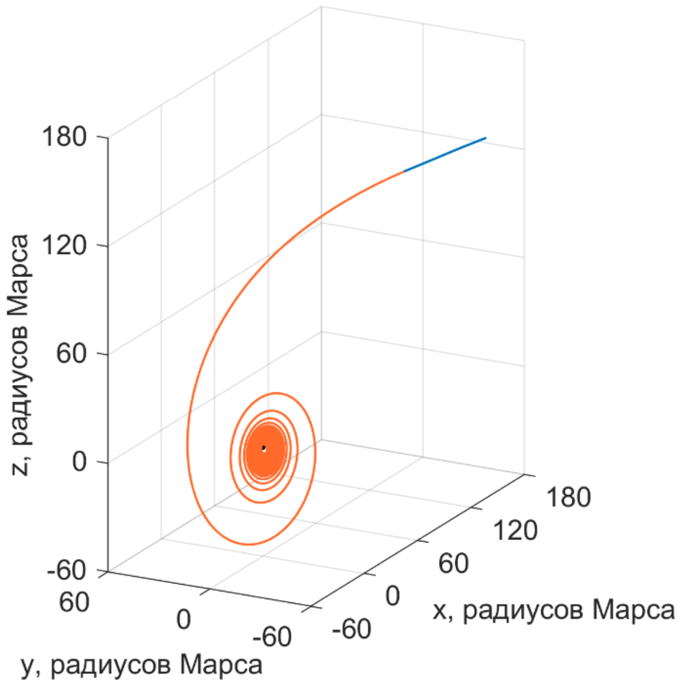


Рис. 14. Переход межпланетного участка траектории (синим) в участок скрутки (красным) к рабочей орбите 300 × 10 000 км с наклонением 86.3°

Дальнейший проектно-баллистический анализ будет направлен на массовые расчёты оптимальных траекторий перелёта для различных дат старта в интервале 2026–2028 годов, а также на количественную оценку потенциального влияния на результаты оптимизации разного рода неидеальностей – деградации панелей СБ, нештатной работы ОДУ в ходе перелёта к Марсу, технологических перерывов в работе маршевой ДУ (для уточнения межпланетной траектории МКА и передачи телеметрической информации на наземную станцию).

5. Угловое движение МКА для управления вектором тяги и оптимизации токосъёма с солнечных батарей

Для реализации полученной оптимальной траектории перелёта Земля–Марс требуется обеспечивать оптимальный закон управления вектором тяги маршевой ДУ на продолжительных интервалах времени. Одновременно с этим необходимо ориентировать панели СБ на Солнце для максимизации токосъёма и обеспечения МКА энергией. Если панели СБ закреплены относительно корпуса аппарата, два этих ограничения могут оказаться несовместными. Для решения такой проблемы предлагается использовать поворотные солнечные панели: если ось их вращения ортогональна направлению вектора тяги ОДУ, удаётся найти ориентацию и угол поворота панелей, которые одновременно обеспечат как требуемое направление тяги в инерциальном пространстве, так и максимальный токосъём.

Поддержание ориентации МКА будет обеспечиваться системой управления на основе двигателей-маховиков [44]. При этом могут возникнуть две проблемы. Первая – технологическая – проблема связана с возможным выходом одного или нескольких маховиков из строя. Она может быть решена дублированием: на борт устанавливают не три маховика (минимально необходимый набор), а четыре или более. Вторая проблема состоит в насыщении маховиков: эксцентриситет тяги, а также малый, однако постоянно действующий на аппарат момент силы светового давления будут неизбежно приводить к накоплению избыточного кинетического момента. Если на околоземных орбитах имеется геомагнитное поле и разгрузить маховики помогают магнитные катушки, что не требует затрат рабочего тела, то для межпланетного перелёта единственный вариант – использование реактивных двигателей ориентации.

Для уменьшения скорости накопления избыточного кинетического момента можно применять ряд стратегий. Одна из них заключается в установке маршевых двигателей на специальные поворотные платформы, которые позволят управлять направлением вектора тяги относительно корпуса КА и тем самым использовать момент, создаваемый маршевым двигателем, для разгрузки маховиков. Отметим, что такой подход может оказаться неподходящим по причине чрезмерной массы поворотной платформы или ввиду конструктивных особенностей маршевой ДУ. Сущность второй стратегии состоит в периодическом вращении аппарата вокруг вектора тяги: это ведёт к «усреднению» момента тяги, что, в свою очередь, очень уменьшает скорость накопления избыточного кинетического момента. При этом можно делать как закрутку вокруг вектора тяги с постоянной угловой скоростью, так и периодический разворот МКА вокруг вектора тяги на 180 градусов. Второй подход оказывается более предпочтительным с точки зрения энергетики МКА: в таком случае практически на всей траектории удаётся обеспечить максимальный токосъём с панелей СБ.

Пример эволюции кинетического момента МКА приведён на рис. 15. В ходе моделирования учитывалось влияние на угловое движение различных моментов: момента силы светового давления, гравитационного момента со стороны Солнца и гироскопического момента, возникающего при повороте солнечных панелей, а также момента тяги маршевого двигателя (эксцентриситет тяги считался равным 5 мм). Отчётливые пики в поведении кинетического момента маховиков на левом рисунке вызваны переориентацией аппарата. Отметим, что здесь рассматривался случай, когда центр масс панелей расположен на оси их вращения; в более общем случае может наблюдаться умеренный рост кинетического момента со временем, однако скорость его накопления будет довольно низка, что позволит сэкономить заметное количество рабочего тела на разгрузке маховиков.

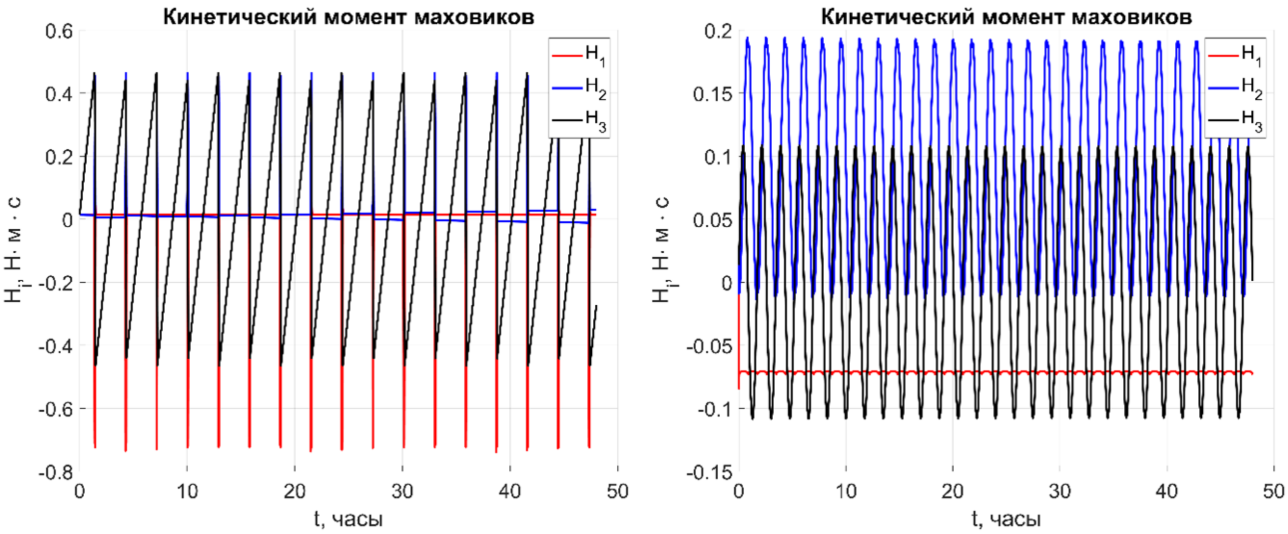


Рис. 15. Эволюция кинетического момента маховиков в случае периодического разворота (слева) или постоянной закрутки (справа) МКА вокруг вектора тяги

Заключение

Предлагаемый проект миссии МКА к Марсу был инициирован несколькими российскими организациями, испытывающими серьёзный интерес к отработке в дальнем космосе различных технологий, в том числе отечественной элементной базы и научных приборов. Баллистическая схема перелёта, когда выдаваемый РБ отлётный импульс обеспечивает выход МКА на требуемую траекторию к Марсу, а маршевый электрический двигатель малой тяги – встречу с планетой и переход на рабочую околомарсианскую орбиту, на текущий момент является новой как в отечественной, так и в международной практике полётов к Марсу. Поставленные научные цели проекта крайне актуальны и будут востребованы исследователями в России и за рубежом. Предварительные баллистические расчёты, выполненные специалистами ИПМ им. М.В. Келдыша в соответствии с предоставленными АО ОКБ «Факел» характеристиками объединённой двигательной установки на базе двигателя СПД-50М и массогабаритными параметрами платформы микрокласса, показывают принципиальную возможность использовать аппарат с сухой массой до 100 кг в марсианских миссиях. Разрабатываемая микроплатформа может быть востребована также и для перспективных полётов к Венере, при этом снижаются требования к размерам панелей СБ ввиду возрастания потока энергии от Солнца.

Ещё одно потенциальное применение МКА – для построения многоплоскостных созвездий у Луны. Микроаппараты, предназначенные для развёртывания в одной орбитальной плоскости, могут быть скомпонованы в блоки, которые оснащаются гидразиновыми двигателями типа ТК-500М АО ОКБ «Факел», и в рамках одного пуска выведены разгонным блоком «Фрегат» на обходную низкоэнергетическую траекторию перелёта к Луне.

Хотя требуемый в марсианской миссии гиперболический избыток скорости при отлёте малого аппарата от Земли может быть обеспечен стандартной связкой ракеты-носителя «Союз» и РБ «Фрегат», экономическая эффективность целевых запусков межпланетных МКА, не зависящих от наличия попутных околоземных миссий, достижима только при создании малогабаритного РБ.

В ходе работы над проектом выделены новые инженерно-технологические задачи, включающие создание инновационных алгоритмов управления газовыми электронагревными двигателями ориентации для парирования эксцентриситета вектора тяги маршевого двигателя, алгоритмов управления угловым движением МКА, алгоритмов управления термобалансом МКА при длительной работе ДУ.

К разработке микроплатформы и проекта миссии привлекаются студенты и аспиранты Балтийского федерального университета имени Иммануила Канта, Калининградского государственного технического университета, Московского физико-технического института, что способствует решению кадровой проблемы космической отрасли за счёт вовлечения талантливых студентов в инженерную и научную работу. Именно участие в подобных амбициозных проектах помогает определиться с дальнейшими карьерными путями.

Список литературы

[1] Овчинников М.Ю. «Малыши» завоевывают мир // Сборник научно-популярных статей – победителей конкурса РФФИ 2007 года. Выпуск 11. Под ред. чл.-корр. РАН В.И. Конова. М.: Октопус, 2008. с. 17–29.

[2] C. Cappelletti, D. Robson. Chapter 2: CubeSat Missions and Applications // CubeSat Handbook. From Mission Design to Operations. Academic Press, 2021. pp. 53–65. doi: 10.1016/B978-0-12-817884-3.00002-3

[3] CubeSatShop. URL: https://www.cubesatshop.com/ (дата обращения 30.04.2024).

[4] Nanosats Database. URL: https://www.nanosats.eu/ (дата обращения 30.04.2024).

[5] R. Noteborn, R. Larsson, C. Chasset, T. Karlsson, P. Bodin. The GNC Experiments on the PRISMA Formation Flying Mission: Summary of Results from the Nominal Mission // Proceedings of 62nd International Astronautical Congress (IAC). 2011. Paper IAC-11-C1.7.2. pp. 1–11.

[6] M. Zink, G. Krieger, H. Fiedler, A. Moreira. The TanDEM-X Mission: Overview and Status // Proceedings of 2007 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. 2008. pp. 3944–3947. doi: 10.1109/IGARSS.2007.4423711

[7] Овчинников М.Ю. Эх, мчится тройка удалая... // Сборник научно-популярных статей – победителей конкурса РФФИ 2007 года. Выпуск 16. Под ред. чл.-корр. РАН В.А. Шахнова. М.: ИТЦ МОЛНЕТ, 2013. с. 20–34.

[8] B.K. Malphrus, A. Freeman, R. Staehle, A.T. Klesh, R. Walker. Chapter 4: Interplanetary CubeSat Missions // CubeSat Handbook. From Mission Design to Operations. Academic Press, 2021. pp. 85–121. doi: 10.1016/B978-0-12-817884-3.00004-7

[9] J. Schoolcraft, A. Klesh, T. Werne. MarCo: Interplanetary Mission Development on a CubeSat Scale // Proceedings of 14th International Conference on Space Operations. 2016. pp. 1–8. doi: 10.2514/6.2016-2491

[10] A.P. Zucherman, P. Clark, B. Wallace, J. DuBois. Interplanetary CubeSats: Summary of the Current Thinking, Approaches and Lessons Learned // Proceedings of Arizona State University Deep Space Summit. 2022. pp. 1–41.

[11] T. Gardner et al. CAPSTONE: A Summary of a Highly Successful Mission in the Cislunar Environment // Proceedings of 37th Annual Small Satellite Conference. 2023. Paper SSC23-I-04. pp. 1–12.

[12] J.S. Parker, R. Lillis, S. Curry, C. Ott, A. Kohler, M. Rosen. ESCAPADE: A Low-Cost Formation at Mars // Proceedings of 73rd International Astronautical Congress (IAC). 2022. Paper IAC-22-B4.IP.23.x74203. pp. 1–13.

[13] Овчинников М.Ю. Межпланетные перелеты малогабаритных космических аппаратов: проблемы баллистики и пути их решения // Гироскопия и навигация. 2021. Т. 29. № 4. с. 3–21. doi: 10.17285/0869-7035.0077

[14] Эйсмонт Н.А., Назиров Р.Р., Липатов А.Н., Назаров В.Н. Анализ миссии перелёта космического аппарата с низкой околоземной орбиты к Марсу с использованием электрореактивного двигателя и солнечных батарей // Препринт ИКИ РАН Пр-2141. М.: ИКИ РАН, 2008. 24 с.

[15] Продукция ОКБ Факел. URL: https://fakel-russia.com/produkciya (дата обращения 01.05.2024).

[16] M.I. Dobynde, Y.Y. Shprits, A.Y. Drozdov, J. Hoffman, J. Li. Beating 1 Sievert: Optimal Radiation Shielding of Astronauts on a Mission to Mars // Space Weather. 2021. Vol. 19. No. 9. Article e2021SW002749. doi: 10.1029/2021SW002749

[17] COSPAR Policy on Planetary Protection // Space Research Today. 2020. Vol. 208. pp. 10–22. doi: 10.1016/j.srt.2020.07.009

[18] C. Zeitlin et al. Overview of the Martian radiation environment experiment // Advances in Space Research. 2004. Vol. 33. No. 12. pp. 2204–2210. doi: 10.1016/S0273-1177(03)00514-3

[19] C. Zeitlin et al. Mars Odyssey measurements of galactic cosmic rays and solar particles in Mars orbit, 2002-2008 // Space Weather. 2010. Vol. 8. No. 11. Article S00E06. doi: 10.1029/2009SW000563

[20] D.M. Hassler et al. The Radiation Assessment Detector (RAD) Investigation // Space Science Reviews. 2012. Vol. 170. No. 1–4. pp. 503–558. doi: 10.1007/s11214-012-9913-1

[21] B. Ehresmann et al. Charged particle spectra obtained with the Mars Science Laboratory Radiation Assessment Detector (MSL/RAD) on the surface of Mars // Journal of Geophysical Research: Planets. 2014. Vol. 119. No. 3. pp. 468–479. doi: 10.1002/2013JE004547.
[22] J. Guo et al. Variations of dose rate observed by MSL/RAD in transit to Mars // Astronomy & Astrophysics. 2015. Vol. 577. Article A58. doi: 10.1051/0004-6361/201525680
[23] B. Ehresmann et al. Charged particle spectra measured during the transit to Mars with the Mars Science Laboratory Radiation Assessment Detector (MSL/RAD) // Life Sciences in Space Research. 2016. Vol. 10. pp. 29–37. doi: 10.1016/j.lssr.2016.07.001
[24] I. Mitrofanov et al. Fine Resolution Epithermal Neutron Detector (FREND) Onboard the ExoMars Trace Gas Orbiter // Space Science Reviews. 2018. Vol. 214. No. 5. Article 86. doi: 10.1007/s11214-018-0522-5
[25] J. Semkova et al. Charged particles radiation measurements with Liulin-MO dosimeter of FREND instrument aboard ExoMars Trace Gas Orbiter during the transit and in high elliptic Mars orbit // Icarus. 2018. Vol. 303. pp. 53–66. doi: 10.1016/j.icarus.2017.12.034
[26] J. Semkova et al. Comparison of the particle flux measured by Liulin-MO dosimeter in ExoMars TGO science orbit with those calculated by models // Life Sciences in Space Research. 2023. Vol. 39. pp. 119–130. doi: 10.1016/j.lssr.2022.08.007
[27] T.P. Dachev et al. Overview of the Liulin type instruments for space radiation measurement and their scientific results // Life Sciences in Space Research. 2005. Vol. 4. pp. 92–114. doi: 10.1016/j.lssr.2015.01.005
[28] A. Chicarro, P. Martin, R. Trautner. The Mars Express Mission: An Overview // Mars Express: the Scientific Payload. Vol. 1240. ESA, 2004. pp. 3–13.
[29] W.M. Calvin, B.A. Cantor, P.B. James. Interannual and seasonal changes in the south seasonal polar cap of Mars: Observations from MY 28-31 using MARCI // Icarus. 2017. Vol. 292. pp. 144–153. doi: 10.1016/j.icarus.2017.01.010
[30] P.B. James, M.J. Wolff. Wavelength dependent visible albedo of CO2 ice in residual south polar cap of Mars using MARCI data // Icarus. 2018. Vol. 308. pp. 108–116. doi: 10.1016/j.icarus.2017.12.014
[31] J.F. Bell et al. Mars Reconnaissance Orbiter Mars Color Imager (MARCI): Instrument description, calibration, and performance // Journal of Geophysical Research: Planets. 2009. Vol. 114. No. E8. Article E08S92. doi: 10.1029/2008JE003315
[32] A.R. Jones et al. The Emirates Exploration Imager (EXI) Instrument on the Emirates Mars Mission (EMM) Hope Mission // Space Science Reviews. 2021. Vol. 217. No. 8. Article 81. doi: 10.1007/s11214-021-00852-5
[33] A. Sánchez-Lavega et al. Limb clouds and dust on Mars from images obtained by the Visual Monitoring Camera (VMC) onboard Mars Express // Icarus. 2018. Vol. 299. pp. 194–205. doi: 10.1016/j.icarus.2017.07.026

[34] Аванесов Г.А. и др. Служебная телевизионная система КА Луна-25 // Астрономический вестник. 2021. Т. 55. № 6. с. 601–617. doi: 10.31857/S0320930X21060013

[35] Абрамов Н.Ф., Полянский И.В., Прохорова С.А., Эльяшев Я.Д. Результаты наземных испытаний телевизионной системы посадочной платформы КА ЭкзоМарс-2022 // Астрономический вестник. 2023. Т. 57. № 5. с. 393–402. doi: 10.31857/S0320930X23040011

[36] J.-L. Bertaux et al. Discovery of an aurora on Mars // Nature. 2005. Vol. 435, No. 7043. pp. 790–794. doi: 10.1038/nature03603

[37] S.A. Haider et al. Observations and Modeling of Martian Auroras // Space Science Reviews. 2022. Vol. 218. No. 4. Article 32. doi: 10.1007/s11214-022-00906-2

[38] J.-L. Bertaux et al. Nightglow in the Upper Atmosphere of Mars and Implications for Atmospheric Transport // Science. 2005. Vol. 307. No. 5709. pp. 566–569. doi: 10.1126/science.1106957

[39] F. Leblanc, J.Y. Chaufray, J. Lilensten, O. Witasse, J.-L. Bertaux. Martian dayglow as seen by the SPICAM UV spectrograph on Mars Express // Journal of Geophysical Research: Planets. 2006. Vol. 111. No. E9. Article E09S11. doi: 10.1029/2005JE002664

[40] W.E. McClintock et al. The Imaging Ultraviolet Spectrograph (IUVS) for the MAVEN Mission // Space Science Reviews. 2015. Vol. 195. No. 1–4. pp. 75–124. doi: 10.1007/s11214-014-0098-7

[41] J. Bertaux et al. SPICAM on Mars Express: Observing modes and overview of UV spectrometer data and scientific results // Journal of Geophysical Research: Planets. 2006. Vol. 111. No. E10. Article E10S90. doi: 10.1029/2006JE002690

[42] Разгонные блоки «Фрегат». URL: https://www.laspace.ru/ru/activities/products/sredstva-vyvedeniya/razgonnye-bloki-fregat-/ (дата обращения 01.05.2024).

[43] Хахленкова А.А., Лопатин А.В. Обзор конструкций адаптеров современных космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2018. Т. 2. № 3. С. 134–146. doi: 10.26732/2618-7957-2018-3-134-146

[44] Двигатели-маховики для систем ориентации космических аппаратов. URL: https://www.vniiem.ru/ru/index.php?option=com_content&view=article&id=288:2010-02-17-21-42-21&catid=39:2008-04-05-02-40-20&Itemid=64 (дата обращения 01.05.2024).