



ХVIII КОНФЕРЕНЦИЯ МОЛОДЫХ УЧЁНЫХ
**ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ
И ПРИКЛАДНЫЕ
КОСМИЧЕСКИЕ
ИССЛЕДОВАНИЯ**

14–16 апреля 2021 года

ИКИ РАН, Москва

СБОРНИК ТРУДОВ

Под редакцией
А. М. Садовского

Серия «МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА»

МОСКВА
ИКИ РАН
2021

ISBN 978-5-978-5-00015-021-4

**XVIII Young Scientists Conference
“Fundamental and Applied Space Researches”
IKI RAN, Moscow, 14–16 April 2021**

**Proceedings
Ed. A. M. Sadovski**

The 18th Young Scientists Conference “Fundamental and applied space research” dedicated to the Cosmonautics Day, took place on 14–16 April 2021, at the Space Research Institute (web site <http://kmu.cosmos.ru>). The conference was organized by the Scientific and Outreach Centre of the Space Research Institute. Students, postgraduates and young scientists (up to 35 years old) participated in the conference and presented more than one hundred talks. In the young scientists conference papers you may find the selected conference articles. The collection is included in the Russian Science Citation Index.

**XVIII Конференция молодых учёных
«Фундаментальные и прикладные космические исследования»
ИКИ РАН, Москва, 14–16 апреля 2021 г.**

**Сборник трудов
Под ред. А. М. Садовского**

18-я Конференция молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования» (сайт конференции <http://kmu.cosmos.ru>), посвящённая Дню космонавтики, была организована Научно-образовательным центром ИКИ РАН и проводилась в ИКИ РАН 14–16 апреля 2021 г. В конференции принимали участие студенты, аспиранты и молодые учёные (до 35 лет), которые представили 120 докладов. Настоящий сборник трудов конференции молодых учёных содержит избранные статьи, написанные докладчиками. Сборник включён в Российский индекс научного цитирования (РИНЦ).

Серия «МЕХАНИКА, УПРАВЛЕНИЕ И ИНФОРМАТИКА»

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
Отдельные статьи даны в авторской редакции
Качество иллюстраций соответствует предоставленному авторами материалу
Электронная версия сборника размещена на сайтах ИКИ РАН <http://www.iki.rssi.ru/print.htm>
и Российской научной электронной библиотеки <http://elibrary.ru/>

ПРЕДИСЛОВИЕ

Ежегодная конференция молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования», посвящённая Дню космонавтики (КМУ) традиционно проходила в апреле. В связи с ограничительными мероприятиями из-за Covid-19 часть докладов были представлены онлайн. Конференция посвящена продвижению и популяризации космических исследований, разработкам молодых учёных, их исследованиям. Она собирает студентов и аспирантов со всей России, а также из других стран и представляет собой самую крупную молодёжную конференцию России по космическим исследованиям. В КМУ могут участвовать студенты, аспиранты и молодые учёные (до 35 лет). Тематика конференции очень широка и даёт возможность наладить междисциплинарные контакты.

Конференция традиционно проходила в течение трёх дней по двум секциям, проводимым параллельно в течение дня, что, в принципе, позволяет познакомиться с исследованиями в разных областях. Это расширяет кругозор и положительно влияет на общий уровень подготовки молодых учёных, а также подводит базу для создания новых связей как между отдельными научными сотрудниками, так и между целыми научными группами. На конференцию поступило 120 заявок от участников из разных концов России и СНГ.

В сборник вошли статьи по всем направлениям Конференции:

1. Астрофизика и радиоастрономия.
2. Исследования планет.
3. Физика солнечной системы (солнечно-земная физика и физика гелиосферы).
4. Теория и моделирование физических процессов.
5. Космическое приборостроение и эксперимент.
6. Технологии спутникового мониторинга.

Официальную информацию о конференции, состав программного и организационного комитетов можно найти на сайте конференции <http://kmu.cosmos.ru>, на котором также проходит регистрация и подача докладов.

А. М. Садовский

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО ГАММА-СПЕКТРОМЕТРА С МЕЧЕННЫМИ ЗАРЯЖЕННЫМИ ЧАСТИЦАМИ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ЭЛЕМЕНТНОГО СОСТАВА ВЕЩЕСТВА ЛУНЫ, МАРСА И ДРУГИХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ БЕЗ АТМОСФЕРЫ ИЛИ С ТОНКОЙ АТМОСФЕРОЙ

*А. А. Аникин, И. Г. Митрофанов, М. Л. Литвак,
А. Б. Санин, М. И. Мокроусов, С. Ю. Никифоров*

Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва, Россия

Представлена конструкция экспериментальной установки для тестирования перспективного космического гамма-спектрометра с меченными заряженными частицами для изучения элементного состава вещества Луны, Марса и других небесных тел без атмосферы или с тонкой атмосферой. Указаны характеристики и составные части экспериментальной установки. Описано создание составной мишени и мишеней-вставок с уникальным составом. Указаны параметры выбора их размера и состава. Описана постановка эксперимента с данной установкой.

Ключевые слова: гамма-лучи, космические лучи, ядерные линии, химический состав планетного вещества, планеты, Луна, космические исследования

ВВЕДЕНИЕ

Один из методов, которые используются для изучения распространённости химических элементов в грунте Луны или другого небесного тела без атмосферы или с тонкой атмосферой, — спектрометрия естественного гамма-излучения поверхности небесного тела, возникающего под действием бомбардировки грунта энергичными частицами галактических космических лучей (ГКЛ) (Митрофанов и др., 2019, 2020). Данный метод с успехом применяется для глобального картирования концентрации порообразующих элементов с борта орбитальных космических аппаратов (КА) и также может быть применён для изучения состава грунта в месте посадки стационарного КА или вдоль трассы движения мобильного посадочного КА. Как развитие этого метода был предложен перспективный прибор «космический гамма-спектрометр с меченными заряженными частицами» (КГС-МЗЧ), который использует метки времени от регистрации частиц ГКЛ протонным телескопом, входящим в его состав, для существенного снижения вклада в измеряемый сигнал фоновых гамма-квантов, возникших под воздействием ГКЛ в веществе самого КА или удалённых от прибора участков поверхности (Аникин и др., 2021).

Для наземной отработки и калибровки КГС-МЗЧ была создана экспериментальная установка (ЭУ), которая позволяет имитировать движение мобильной

Аникин Артём Александрович — электроник, аспирант, a.anikin@np.cosmos.ru

Митрофанов Игорь Георгиевич — заведующий отделом,
доктор физико-математических наук

Литвак Максим Леонидович — заведующий лабораторией,
доктор физико-математических наук

Санин Антон Борисович — ведущий научный сотрудник,
кандидат физико-математических наук

Мокроусов Максим Игоревич — заведующий лабораторией,
кандидат физико-математических наук

Никифоров Сергей Юрьевич — младший научный сотрудник

исследовательской станции (ровера) по поверхности небесного тела. Для имитации потока ГКЛ использовался медицинский пучок протонов с энергией 160 МэВ, сформированный на ускорителе в Лаборатории ядерных проблем им. В. П. Дзелепова Объединённого института ядерных исследований, г. Дубна. Протоны пучка попадают на мишень, производят в ней каскад вторичных частиц в основном — нейтронов и гамма-квантов. Гамма-кванты, образовавшиеся в реакциях неупругого рассеяния или захвата нейтронов ядрами, а также в результате распада образовавшихся радиоактивных изотопов, имеют строго определённые значения энергии, характерные для конкретных ядер. Таким образом, измерив интенсивность характеристических гамма-линий можно определить концентрацию химических элементов в составе мишени. В связи с тем, что канал протонного ускорителя стационарен, требовалось организовать безопасное перемещение тяжёлой мишени в направлении, перпендикулярном оси пучка протонов. В настоящей статье приводится описание созданной экспериментальной установки, мишени, её элементный состав и способы изготовления мишеней-вставок.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

В рамках работ по гранту РФФИ № 18-12-00487 была создана ЭУ, которая могла бы имитировать движения мобильной исследовательской станции по поверхности небесного тела, в грунте которого встречаются неоднородности химического состава. На рис. 1, 2, 3 (см. с.7) представлена силовая конструкция. На рис. 4 (см. с. 8) — фото во время проведения эксперимента.

Ферма (см. рис. 3) разборная и помещается в легковой автомобиль класса В. Имеет пять полок, три из которых основные, и две дополнительные: 1 — для установки мишени с винтовым приводом; 2 — для установки электроники привода; 3 — для установки электроники ЛМ-03; 4 — для установки гамма-детектора над мишенью (может служить в качестве защитной арматуры для стеклянной мишени, установка необязательна); 5 — для установки протонного телескопа (установка необязательна в случае наличия приспособлений в испытательной комнате). Для устойчивости конструкции предусмотрены боковые стойки (6). Для регулировки по высоте (в данном случае ± 6 см) и выставлению по плоскости пучки предусмотрены резьбовые ножки (7).

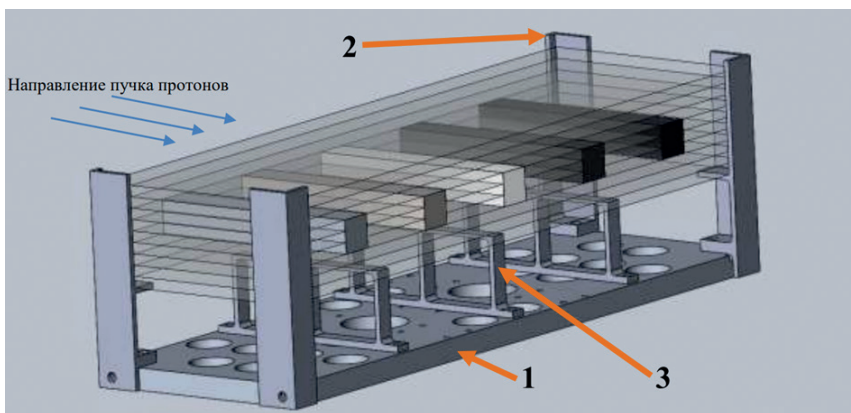


Рис. 1. 3D-модель держателя мишени: 1 — основание, 2 — передние уголки, 3 — центральные подставки

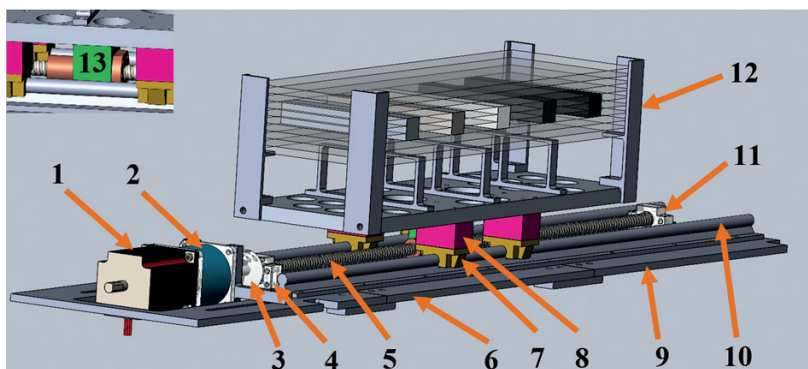


Рис. 2. 3D-схема основного блока ЭУ-03 без фермы: 1 — шаговый двигатель, 2 — редуктор, 3 — соединительная муфта, 4 — передняя опора, 5 — винт, 6 — соединительная планка, 7 — модуль скольжения, 8 — металлическая проставка, 9 — столешница, 10 — твёрдосплавные направляющие, 11 — задняя опора, 12 — держатель мишени, 13 — гайка ШВП (шарико-винтовая передача) с кареткой

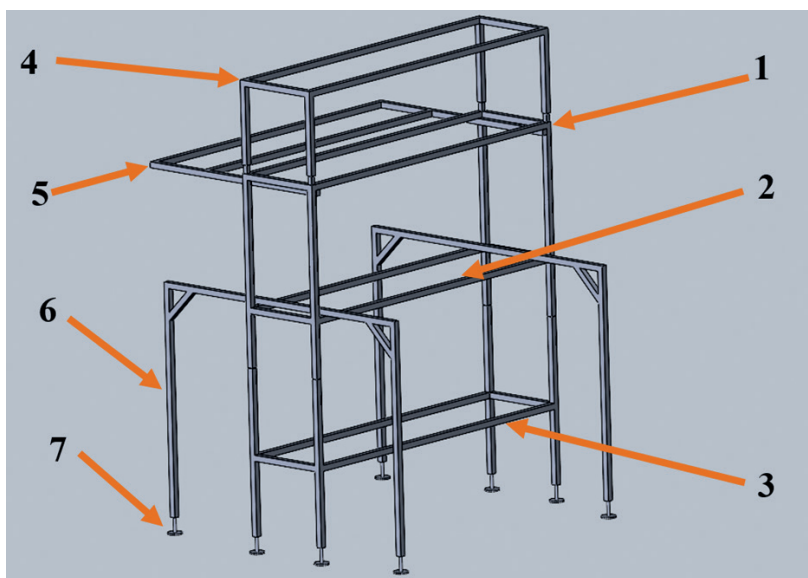


Рис. 3. 3D-модель фермы для ЭУ-03

Особенностью ЭУ является возможность дистанционного позиционирования мишени относительно пучка протонов и контроль этого положения с помощью программного обеспечения (ПО), системы видеонаблюдения и лазерной разметки экспериментальной комнаты. Это позволяет, во-первых, экономить время на само позиционирование. Во-вторых, уменьшает «человеческий фактор» — случайные погрешности позиционирования в случае, когда это выполняется вручную, а значит обеспечивает повторяемость эксперимента в случае необходимости. В-третьих, существенно уменьшает время нахождения персонала внутри экспериментального объёма с наведённым ионизирующим излучением после воздействия на мишень пучка протонов высокой интенсивности, а значит, снижает полученную персоналом суммарную дозу облучения.



Рис. 4. ЭУ во время эксперимента на пучке: 1 — блок электроники КГС-МЗЧ, 2 — гамма-детектор, 3 — детекторы протонов (телескоп), 4 — наборная мишень в держателе, 5 — электроника движителя, 6 — шаговый двигатель, 7 — система коллиматоров протонного пучка, 8 — система видеонаблюдения

Характеристики ЭУ:

1. Возможность дистанционного перемещения:

- имитация перемещения ровера. Скорость перемещения держателя мишени от 1 мм/ч до 1 м/мин в зависимости от задачи;
- выставление координаты с высокой точностью до 0,01 мм;
- контроль положения мишени относительно пучка с помощью ПО, видеонаблюдения и лазерной разметки экспериментальной комнаты.

2. Большой запас прочности: конструкция выдерживает массу мишени более 150 кг без видимых деформаций.
3. Мишень должна быть составной и достаточно большой, чтобы объём основного вещества (силикатного стекла известного состава, как аналога песка) максимально закрывал с четырёх сторон исследуемый объём (мишени-вставки). В ширину должна быть не менее длины свободного пробега протона 160 МэВ в веществе (не более 150 мм), а в высоту — не менее сечения протонного пучка 80×80 мм. Предложенная конструкция хорошо имитирует неоднородности поверхности небесного тела, окружённые с четырёх сторон однородным веществом.
4. Транспортабельность.

ПОСТАНОВКА ЭКСПЕРИМЕНТА И ХАРАКТЕРИСТИКИ МИШЕНИ

Основную идею метода «меченных заряженных частиц» можно сформулировать следующим образом: регистрируемые гамма-лучи от локального объёма вещества поверхности сопровождаются метками от заряженных частиц ГКЛ, которые попали в этот объём. То есть, включив в состав гамма-спектрометра дополнительный детектор для регистрации этих частиц из выбранного телесного угла, можно будет обеспечить меткой совпадения те гамма-фотоны, которые образовались в выделенном объёме в окрестности космического аппарата. А принцип работы КГС-МЗЧ формулируется как отбор гамма-фононов, испущенных из выделенного объёма на поверхности небесного тела по факту совпадения моментов их регистрации с отсчётами заряженных частиц в детекторе заряженных частиц — протонном телескопе. Метод позволяет практически полностью исключить из измеренных спектров гамма-лучей вклад излучения от вещества, расположенного за пределами выделенного объёма.

Схема эксперимента представлена на рис. 5. Схема расчётной модели (см. рис. 5, *слева*) показана для более детального рассмотрения геометрии. Суть эксперимента заключается в следующем: с помощью коллиматоров формируется пучок необходимой интенсивности, который проходит через протонный телескоп, оставляя метки времени путём формирования сигнала совпадения, попадает в мишень и генерирует гамма-частицы, характерные для состава вещества данной облучаемой мишени. Свинцовая защита необходима для защиты гамма-детектора от отклонившихся протонов и гамма-частиц от коллиматоров.

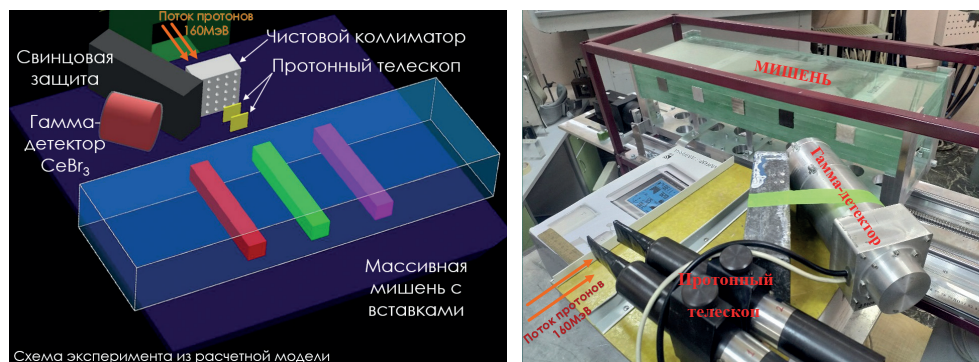


Рис. 5. Схема эксперимента КГС-МЗЧ: расчётная модель (*слева*), фото с эксперимента на пучке (*справа*)

Общие параметры составной мишени:

- размер: 630×200×90 мм;
- материал: в качестве вещества основной части силикатное стекло известного химического состава;
- масса около 50 кг (зависит от выбранных веществ).

Созданы две группы мишеней-вставок размерами 30×200×30 мм. Первая группа состоит из веществ, в которых преобладают такие элементы как С, Fe, Ti, Al, Na и Cl. Вторая группа мишеней-вставок изготовлена с составами, приближенными к составу грунта Марса. Марсианские грунты были выбраны, потому что в наличии имеется информация о результатах почти 900 прямых измерений состава марсианского грунта, выполненных прибором APXS (*англ.* alpha particle X-ray spectrometer — рентгеновский спектрометр альфа-частиц) в различных местах вдоль трассы движения MSL (*англ.* Mars Science Laboratory — марсианская научная лаборатория) марсохода Curiosity. В ходе специально проведённого анализа данных прибора APXS были получены концентрации породообразующих элементов, усреднённые по всем доступным измерениям, а также концентрации для случаев экстремально низкого и высокого содержания Al, Si, Mg, Ca, Ti и Fe. Всего получилось 11 уникальных грунтов, которые были упакованы в медные контейнеры.

Медь выбрана в качестве основного вещества стенок контейнеров по следующим основным причинам:

- медь имеет относительно небольшое количество характеристических линий гамма-излучения, возникающих при реакциях неупругого рассеяния нейтронов и протонов — 669,7; 770,6; 962,0; 1115,5; 1327,0; 1412,1; 1481,8 и 1547,0 кэВ. Линия 962,0 кэВ основная, остальные имеют интенсивность, не превышающую 35 %;
- она мало распространена в поверхностных слоях грунтов планет, так как становится летучей при относительно невысокой температуре, легко достигаемой, например, при метеоритной бомбардировке поверхности небесного тела в ходе его эволюции. Следовательно, стенки контейнеров, выполненные преимущественно из меди, будут вносить минимальное искажение в подобранные концентрации химических соединений, имитирующих грунт;
- медь достаточно прочна и технологична для изготовления и использования контейнеров.

РЕЗУЛЬТАТ ЭКСПЕРИМЕНТА

В качестве результата эксперимента представлено измерение, имитирующее движение подвижного КА по поверхности небесного тела и его наезда на область с уникальным составом. Наезд протонного телескопа осуществлялся на мишень с преобладанием Ti (сплав ВТ-6). В данном случае наезд осуществлялся не плавно, а дискретно. Точки Т4–Т8 (рис. 6, см. с. 11) характеризуют центральную точку сечения телескопа вдоль пучка (перекрестие красного лазера). На графиках (рис. 7, см. с. 11) представлены значимости линии Ti (984 кэВ) общего и меченного гамма-спектра в указанных измеренных точках. Точка Т4 характеризует положение, когда протонный телескоп находится напротив стекла и не захватывает по площади вещество мишени-вставки. Точка Т6 — положение, когда протонный телескоп полностью захватывает по площади вещество мишени-вставки. Сечение протонного телескопа вдоль пучка составляет 30×30 мм, как и сечение мишеней-вставок.

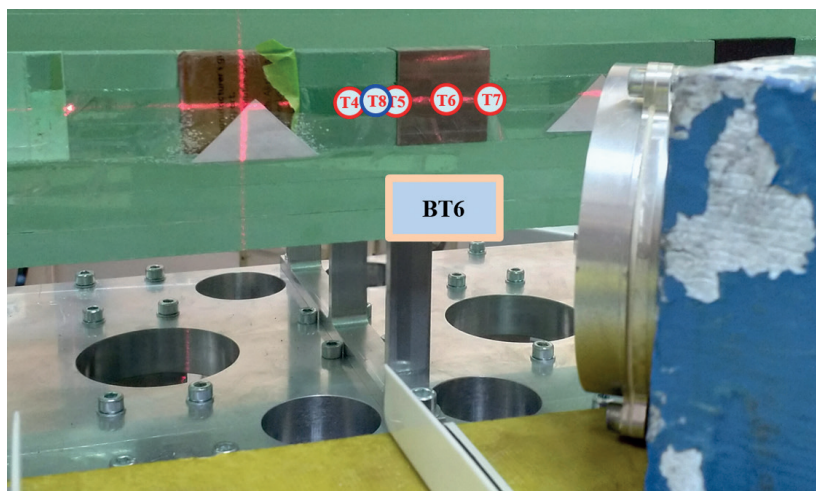


Рис. 6. Наезд протонного телескопа на мишень с преобладанием T₆

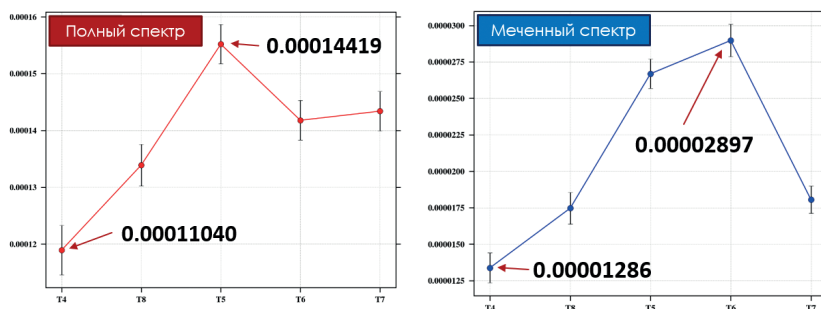


Рис. 7. Графики значимости линии T₁ (984 кэВ) относительно положения телескопа протонов и мишени-вставки

Видно, что значимость линии в точке T₄ относительно точки T₆ значительно выше именно в случае использования метода меченных заряженных частиц. Так, при наезде на мишень-вставку значимость линии T₁ в общем спектре возросла на 31 %, а в меченном спектре — на 125 %. Данные измерения доказывают чувствительность метода «меченных заряженных частиц» (Митрофанов и др., 2019).

ЛИТЕРАТУРА

- Аникин А. А., Дьячкова М. В., Литвак М. Л., Митрофанов И. Г., Мокроусов М. И., Никифоров С. Ю., Санин А. Б. Перспективный эксперимент с гамма-спектрометром на борту мобильного космического аппарата для изучения элементного состава вещества Луны, Марса и других небесных тел без атмосферы или с тонкой атмосферой // Косм. исслед. 2021. Т. 59. № 1. С. 44–50.
- Митрофанов И. Г., Головин Д. В., Санин А. Б. и др. Результаты экспериментальной верификации гамма-спектрометра с мечеными заряженными частицами на протонном пучке ускорителя ОИЯИ // Письма в журн. «Физика элементарных частиц и атомного ядра». 2019. Т. 16. № 3(222). С. 233–239.

Митрофанов И. Г., Литвак М. Л., Головин Д. В. и др. Гамма-спектрометрия составных мишеней-аналогов планетного вещества на протонном пучке ускорителя ОИЯИ с использованием метода меченых протонов // Письма в журн. «Физика элементарных частиц атомного ядра». 2020. Т. 17. № 3(228). С. 299–313.

EXPERIMENTAL SETUP FOR TESTING A PROMISING SPACE GAMMA SPECTROMETER WITH LABELED CHARGED PARTICLES FOR STUDYING THE ELEMENTAL COMPOSITION OF THE SUBSTANCE OF THE MOON, MARS AND OTHER CELESTIAL BODIES WITHOUT AN ATMOSPHERE OR WITH A THIN ATMOSPHERE

A. A. Anikin, I. G. Mitrofanov, M. L. Litvak, A. B. Sanin, M. I. Mokrousov, S. Yu. Nikiforov

Space Research Institute RAS (IKI), Moscow, Russia

The design of an experimental setup for testing a promising space gamma spectrometer with labeled charged particles for studying the elemental composition of the substance of the Moon, Mars and other celestial bodies without an atmosphere or with a thin atmosphere. The characteristics and components of the experimental setup are indicated. The creation of a composite target and insertion targets with a unique composition is described. The parameters for choosing the size and composition are indicated. The setting up of the experiment with this setup is described.

Keywords: Gamma rays, cosmic rays, nuclear lines, chemical composition of the planetary substance, planets, Moon, space research

Anikin Artem — electronics specialist, PhD student, a.anikin@np.cosmos.ru

Mitrofanov Igor — head of the department, doctor of physical and mathematical sciences

Litvak Maksim — head of the laboratory, doctor of physical and mathematical sciences

Sanin Anton — senior researcher, PhD

Mokrousov Maksim — head of the laboratory, PhD

Nikiforov Sergei — junior researcher

ПРИМЕНЕНИЕ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ РЕГИСТРАЦИИ ПЫЛЕВЫХ ЧАСТИЦ В ПЛАНЕТНЫХ МИССИЯХ

*А. С. Бычкова, А. Н. Ляш, А. В. Захаров, Г. Г. Дольников, И. А. Кузнецов,
А. А. Каргашева, А. Е. Дубов, А. В. Шеховцова, И. А. Шашкова, С. А. Бедняков*

Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва, Россия

В космическом пространстве существует три вида пылевых частиц: межзвёздные, межпланетные и околопланетные. Многие космические аппараты имели в составе приборы, предназначенные для регистрации частиц на пролётных траекториях, однако малая апертура подобных приборов обеспечивала ограниченную статистику регистрируемых данных. В предлагаемом методе регистрации пылевых частиц используются пьезодатчики, установленные на панелях солнечных батарей. В этом случае в качестве апертуры используется солнечная батарея, которая имеется в составе практически любого космического аппарата. В работе приведено описание лабораторного эксперимента, в котором моделировалось механическое воздействие на образец солнечной панели с закреплёнными на ней пьезоэлементами. Приводится математическое обоснование, подтверждающее работоспособность предложенной идеи.

Ключевые слова: пылевые частицы, пьезокерамический датчик, солнечная панель, космические исследования

ВВЕДЕНИЕ

Результаты, полученные с помощью прибора Lunar Dust Experiment (LDEX) на борту Lunar Atmosphere and Dust Experiment Explorer (LADEE), в ходе исследований пылевой составляющей космической плазмы при орбитальном движении аппарата вокруг Луны в 2013–2014 гг. на расстояниях от поверхности Луны от 2 до 250 км показали:

- а) что вблизи Луны на высотах от нескольких километров до 250 км, где проводились измерения, существует пылевое облако, характеристики которого зависят от местного времени, высоты. Происхождение этих частиц — вторичные частицы, образованные в результате бомбардировки поверхности Луны микрометеоритами, а также, возможно, пылевые частицы, возникшие в результате воздействия на реголит УФ-излучения (ультрафиолетового) Солнца и солнечного ветра и, как следствие — электростатическая левитация пылевых частиц (хотя прямых доказательств левитации частиц на таких высотах пока не получено). На рис. 1 (см. с. 14) представлен основной результат эксперимента LDEX —

Бычкова Анна Сергеевна — инженер, br.annette7@gmail.com

Ляш Андрей Николаевич — научный сотрудник

Захаров Александр Валентинович — главный научный сотрудник, доктор физико-математических наук

Дольников Геннадий Геннадьевич — научный сотрудник

Кузнецов Илья Александрович — младший научный сотрудник

Каргашева Александра Александровна — ведущий инженер, кандидат физико-математических наук

Дубов Андрей Евгеньевич — ведущий инженер

Шеховцова Анастасия Валерьевна — инженер, студентка

Шашкова Инна Александровна — научный сотрудник, кандидат физико-математических наук

Бедняков Сергей Александрович — ведущий инженер

- концентрация пылевых частиц размером больше 0,3 мкм, спроецированных на экваториальную плоскость Луны.
- б) скорость пылевых частиц пылевого облака у Луны порядка 100 м/с, т. е. скорость соударения этих частиц с мишенью пылевого прибора практически равняется скорости орбитального космического аппарата (~1,6 км/с);
 - в) скорость счёта пылевых частиц на орбитах вокруг Луны составляет приблизительно от 0,1 до 1 событий в минуту;
 - г) при этом заряд частиц после соударения с мишенью (импактных частиц) составлял $q > 0,5$ fC (3000 е) и $q > 5$ fC (30 000 е). Это соответствует размерам (радиусу) частиц $a > 0,3$ мкм и $a > 0,7$ мкм соответственно (эти размеры при плотности вещества частиц $\sim 3 \text{ г}\cdot\text{см}^{-3}$ соответствуют их массам $\sim 3 \cdot 10^{-13}$ и $\sim 10^{-12}$ г соответственно).

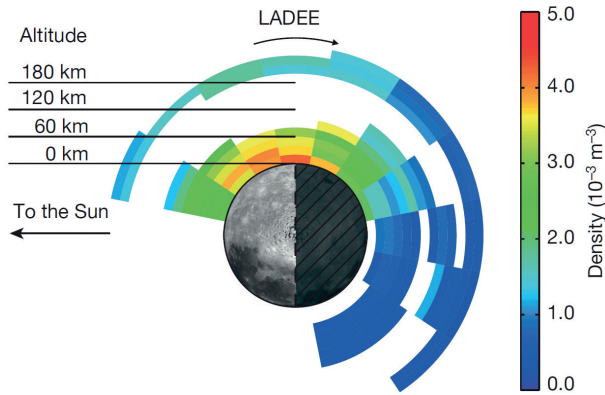


Рис. 1. Концентрация пылевых частиц размером более 0,3 мкм, спроецированных на экваториальную плоскость Луны. Данные эксперимента LDEX (Horanyi et al., 2015)

В то же время недавно опубликованные данные, полученные примерно в то же время китайскими исследователями с помощью установленного на борту посадочного аппарата Chang'e-3 (Zhuang et al., 2021) пылевого детектора на основе фотоэлемента, свидетельствуют о возможном несовершенстве существующих сегодня представлений о процессах отрыва пылевых частиц от лунной поверхности, их размерах и скоростях, а также о характере их дальнейшей миграции на различные расстояния от поверхности.

ОПИСАНИЕ МЕТОДА ИЗМЕРЕНИЙ

Наиболее распространённый способ регистрации пылевой компоненты и микрометеоритов — пьезокерамический датчик, использовавшийся на многих космических аппаратах (Esposito et al., 2002; Kobayashi et al., 2018). Однако из-за низкой концентрации регистрируемых частиц и небольшой по площади апертуры детекторов вероятность попадания частиц в приёмную апертуру приборов мала, статистика измерений и полученные данные имеют весьма ограниченный характер. Очевидным способом получения большего объёма данных становится увеличение приёмной апертуры измерительной аппаратуры, что весьма проблематично для научных приборов в составе космического аппарата (КА). Существенно увеличить приёмную апертуру возможно при использовании эле-

ментов конструкции самого аппарата, например, панелей солнечных батарей, регистрируя процесс попадания частиц при помощи пьезодатчиков, расположенных на этих панелях.

Физический принцип измерений заключается в следующем. При попадании (ударе) микрочастицы в твёрдую поверхность возбуждается волна упругих деформаций, распространяющаяся в материале (звуковая волна). Амплитуда такой волны пропорциональна механическому импульсу воздействия на пластину и может быть измерена пьезодатчиком, расположенным на поверхности пластины. В общем случае пьезодатчиком регистрируется результат сложения поперечных, продольных и поверхностно-активных волн, распространяющихся в среде. Для плоской пластины, одна поверхность которой граничит с вакуумом или слабо разреженной газовой средой, наибольшую амплитуду имеют поверхностные акустические волны. Волна, распространяющаяся в среде, испытывает множество переотражений на границах пластины, имеет большую длину пути до датчика и испытывает большее ослабление. Таким образом, пьезодатчиком изначально регистрируется событие прихода фронта поверхностной волны, амплитуда которой зависит от силы ударного воздействия. При использовании трёх и более пьезодатчиков, закреплённых на поверхности пластины, возможно определение координаты точки попадания микрочастицы на основе метода трилатерации. В этом методе регистрируются времена прихода сигнала от источника для трёх и более приёмников, и по разности этих значений вычисляется координата источника сигнала. Определение координаты необходимо для восстановления амплитуды воздействия (импульса частицы) при известном значении коэффициента затухания волны и расстоянии от места удара частицы до приёмника. Коэффициент затухания (поглощения) может быть измерен экспериментально или получен из характеристик материала.

Наиболее подходящим элементом конструкции КА для регистрации ударной волны служат панели солнечных батарей, выполненные, как правило, в виде сотовых конструкций, покрытых монолитными тонкими углепластиковыми пластинами. Пьезодатчики должны быть установлены на стороне панели, противоположной той, где установлены фотоэлементы.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА МЕТОДА ИЗМЕРЕНИЙ

Для экспериментальной проверки методики измерений была модифицирована установка, разработанная для проведения калибровок прибора ПМЛ проекта «Луна-Глоб». Схема установки приведена на рис. 2.



Рис. 2. Схема установки

В качестве исследуемого конструктивного элемента КА применялся отрезок панели солнечной батареи размером 20×30 см и толщиной 10 мм, представляющей собой алюминиевую сотовую конструкцию, покрытую с двух сторон углеродными пластинами. На поверхность пластины приклеивались эпоксидным клеем три пьезодатчика и наносилась координатная сетка. Изображение пластины с датчиками приведено на рис. 3.

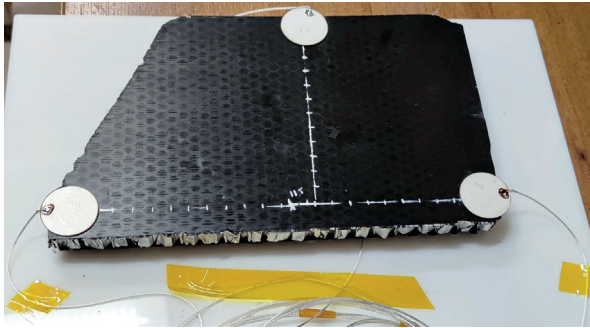


Рис. 3. Пластина на солнечной батарее

Сигналы пьезодатчиков выводились на цифровой осциллограф и записывались для дальнейшей обработки. Вид сигналов от трёх пьезодатчиков с характерными временами задержек, обусловленных скоростью распространения волны, представлен на рис. 4.

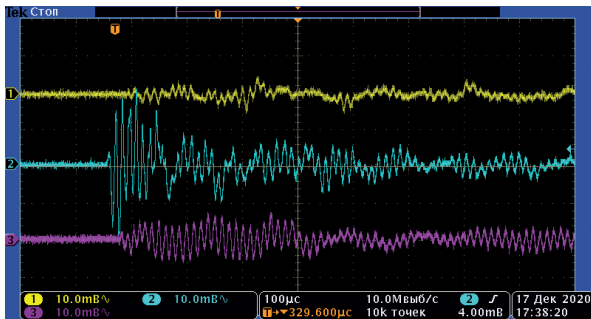


Рис. 4. Вид сигналов от трёх пьезодатчиков с характерными временами задержек

Был проведён эксперимент бросания по 10 раз металлических частиц в каждый узел координатной сетки, показанной на рис. 3. Формула для определения импульса частицы может быть записана в следующем виде:

$$P = U_{sig} F_n(r) K_1, \quad (1)$$

где P — импульс частицы, Н·м; U_{sig} — амплитуда электрического сигнала, В; $F_n(r)$ — нормированная функция ослабления сигнала; K_1 — калибровочный коэффициент, Н·м·В⁻¹.

Нормированная функция ослабления сигнала для двух датчиков приведена на рис. 5 и 6. Вертикальными линиями показана погрешность — среднеквадратичное отклонение при 10 бросаниях. Аппроксимационная кривая имеет вид экспоненты:

$$F_n(r) = e^{-ar}, \quad (2)$$

где r — расстояние между датчиком и местом удара; a — коэффициент.

Для первого датчика коэффициент a составил 0,078, для второго — 0,073. Как и ожидалось, полученные значения слабо отличались друг от друга.

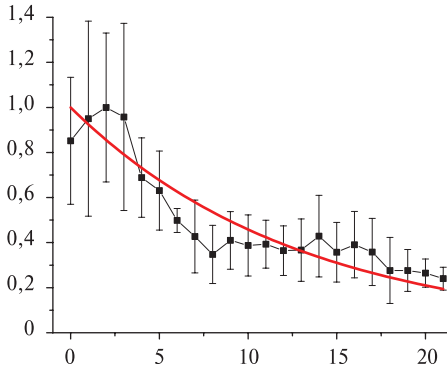


Рис. 5. Функция ослабления сигнала (по вертикали) в зависимости от расстояния до первого пьезодатчика (по горизонтали). Красный цвет — аппроксимационная кривая

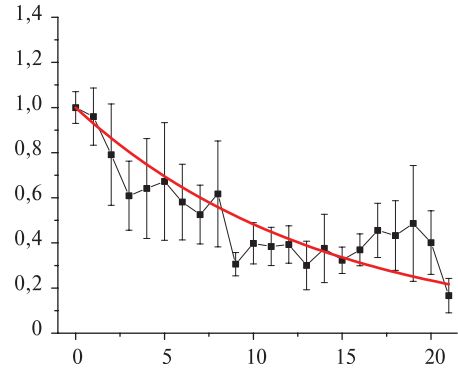


Рис. 6. Функция ослабления сигнала (по вертикали) в зависимости от расстояния до второго пьезодатчика (по горизонтали). Красный цвет — аппроксимационная кривая

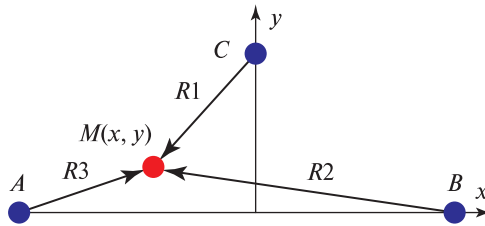


Рис. 7. Схематичное изображение пьезодатчиков A, B, C и точки попадания частицы M с указанием расстояния между ними

Для источника сигнала в точке $M(x, y)$ с неизвестными координатами и приёмников, расположенных в точках $A(x_A, y_A), B(x_B, y_B), C(x_C, y_C)$ (рис. 7) можно записать следующие равенства:

$$|R2 - R1| = \frac{\Delta T_{AB}}{V} = \left| \sqrt{(x_B - x)^2 - (y_B - y)^2} - \sqrt{(x_A - x)^2 - (y_A - y)^2} \right|; \quad (3)$$

$$|R2 - R3| = \frac{\Delta T_{BC}}{V} = \left| \sqrt{(x_B - x)^2 - (y_B - y)^2} - \sqrt{(x_C - x)^2 - (y_C - y)^2} \right|; \quad (4)$$

$$|R3 - R1| = \frac{\Delta T_{AC}}{V} = \left| \sqrt{(x_C - x)^2 - (y_C - y)^2} - \sqrt{(x_A - x)^2 - (y_A - y)^2} \right|, \quad (5)$$

где ΔT — время задержек между моментами прихода сигналов на соответствующие пары приёмников; V — скорость распространения сигнала.

Уравнения (3)–(5) — это уравнения гипербол, для нахождения координат точки M требуется решить систему из любых двух пар этих уравнений,

поскольку третье равенство — это линейной комбинацией двух других, так как $\Delta T_{AB} = \Delta T_{BC} + \Delta T_{AC}$.

Система двух таких нелинейных уравнений с двумя неизвестными может быть решена несколькими способами. Для получения решения в явном виде система решается приведением к уравнению четвёртой степени и соответственно имеет четыре корня. Для решения уравнений в численном виде (программы Mathcad) выберем систему координат как показано на рис. 7 и приведём уравнения гипербол к каноническому виду.

На рис. 8 представлено положение точек приёмников и источника, находящегося в точке M и результат решения пары уравнений для двух пересекающихся гипербол.

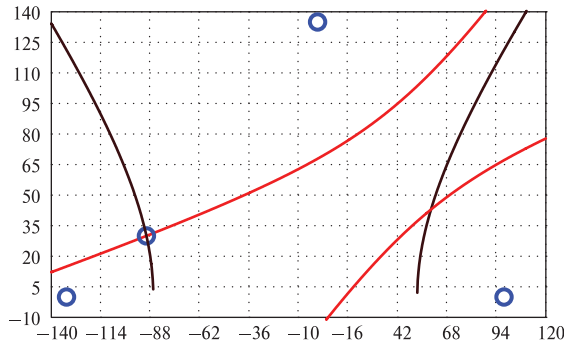


Рис. 8. Решение системы уравнений. Красными и чёрными линиями изображены гиперболы, полученные численным решением уравнений (3), (4). Синие кружки — расположение датчиков и точки удара. По осям расстояние в миллиметрах

Гиперболы пересекаются в двух точках, однако точное положение точки удара можно определить по времени прихода ударной волны на разные датчики.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе описан метод регистрации пылевых частиц с помощью установленных на панели солнечных батарей пьезоэлектрических датчиков. Показана работоспособность данного метода измерений на экспериментальном образце небольшого размера. Для более детальной отработки метода необходимы эксперименты с более крупным элементом солнечной панели, а также отдельное изучение характера распространения звуковых волн в панели солнечных батарей сотового типа.

Прибор с подобным принципом действия был предложен для установки на борту орбитального аппарата «Луна-26» с целью исследования на орбитах Луны пылевого облака, обнаруженного прибором LDEX американского аппарата LADEE (Horanyi, 2015).

ЛИТЕРАТУРА

Esposito F., Colangeli L., Della Corte V. et al. Physical aspect of an “impact sensor” for the detection of cometary dust momentum onboard the “Rosetta” space mission // *Advances in Space Research*. 2002. V. 29. No. 8. P. 1159–1163.

- Horanyi M., Szalay J. R., Kempf S. et al.* A permanent, asymmetric dust cloud around the Moon // *Nature*. 2015. V. 522. No. 7556. P. 324–326.
- Kobayashi M., Kruger H., Senshu H. et al.* In situ observations of dust particles in Martian dust belts using a large-sensitive-area dust sensor // *Planetary and Space Science*. 2018. V. 156. P. 41–46.
- Zhuang J., Kong F., Gu Z. et al.* A design of in-situ detector of charged lunar dust // *Sensors and Actuators A: Physical*. 2021. V. 320. P. 112564.

APPLICATION OF SPACECRAFT SOLAR PANELS FOR REGISTRATION OF DUST PARTICLES IN PLANETARY MISSIONS

A. S. Bychkova, A. N. Lyash, A. V. Zaharov, G. G. Dolnikov, I. A. Kuznetsov, A. A. Kartasheva, A. E. Dubov, A. V. Shekhovtsova, I. A. Shashkova, S. A. Bednyakov

Space Research Institute RAS (IKI), Moscow, Russia

In outer space, there are three types of dust particles: interstellar, interplanetary and near-planetary. Many spacecraft included instruments aimed at registering particles on flyby trajectories, but the small aperture of such instruments provided limited statistics of the recorded data. The proposed method for registering dust particles uses piezoelectric sensors installed on solar panels. In this case, a solar battery is used as an aperture, which is included in almost any spacecraft. The paper describes a laboratory experiment in which a mechanical effect on a sample of a solar panel with piezoelectric elements fixed to it was simulated. A mathematical justification is given, which confirms the efficiency of the proposed idea.

Keywords: dust particles, piezoelectric sensor, sun panel, space research

Bychkova Anna Sergeevna — engineer, br.annette7@gmail.com

Lyash Andrey Nicolaevich — researcher

Zaharov Alexander Valentinovich — chief researcher, Dr.

Dolnikov Gennadii Gennadievich — researcher

Kuznetsov Ilya Alexandrovich — junior researcher

Kartasheva Alexandra Alexandrovna — lead engineer, PhD

Dubov Andrey Evgenievich — lead engineer

Shekhovtsova Anastasia Valerievna — engineer, student

Shashkova Inna Alexandrovna — researcher, PhD

Bednyakov Sergey Alexandrovich — lead engineer

ВОЗМОЖНЫЕ ЗАПАСЫ ВОДЯНОГО ЛЬДА В ЛУННЫХ ПОЛЯРНЫХ ОБЛАСТЯХ

Е. А. Гришакина, Е. Н. Слюта

Институт геохимии и аналитической химии им. В. И. Вернадского РАН (ГЕОХИ РАН)
Москва, Россия

Представлена оценка прогнозных запасов в определённых выделённых месторождениях с известными координатами и площадью, и с максимальной концентрацией водяного льда, т.е. представляющие наибольший практический интерес для разведки и добычи воды, и других замороженных газовых компонентов.

Ключевые слова: Луна, водяной лёд, замороженные летучие, лунный грунт

ВВЕДЕНИЕ

Исследования Луны, проведённые в последнее время космическими аппаратами, показали, что в полярных областях могут содержаться значительные запасы водородсодержащих соединений, к которым относится водяной лёд, а также ряд других замороженных и захороненных летучих соединений. Источником воды (водяного льда), присутствующего в лунном реголите, могли быть кометы, астероиды, метеориты, межпланетная пыль (Arnold, 1979), космическое выветривание минералов реголита под воздействием ионов солнечного ветра, в результате которого образуется протонная вода (Slyuta et al., 2017), и наконец, дегазация лунных недр.

ЗАМОРОЖЕННЫЕ ЛЕТУЧИЕ В ЛУННОМ ГРУНТЕ

Суммарный эффект воздействия сублимации, распыления, ультрафиолетового излучения лайман-альфа и микрометеоритной бомбардировки не позволяет сохраняться отложениям водяного льда на поверхности реголита (Arnold, 1979). Сохранение водяного льда возможно лишь при захоронении его реголитом. Минимальная мощность сухого слоя реголита, покрывающего захороненные отложения водяного льда, составляет около 40 см и в зависимости от температурных условий на поверхности может изменяться (Feldman et al., 1998; Lawrence et al., 2006). В силу неравномерности поступления воды из разных источников и неравномерности захоронения частиц льда слоем реголита при падении метеоритов, отложения водяного льда в реголите, по-видимому, должны быть слоистыми или стратифицированными в прямой зависимости от истории формирования слоёв реголита. Отложения замороженных летучих в слое реголита на полюсах могут простираться на глубину до 2 м и более. Возраст этого слоя реголита может достигать 2 млрд лет и более. Содержание водяного льда по разным данным оценивается от 150 г/т (0,015 до 5 вес.%) (Arnold, 1979). Замороженные летучие компоненты, по-видимому, находятся в открытом поровом пространстве в виде частиц микронного размера (инея) на поверхности частиц реголита. Наличие в реголите массивных отложений водяного льда в виде линз оценивается как маловероятное. Если принять содержание водяного льда в холодных ловушках (постоянно затенённых кратерах) равным значению в 1,5 вес.% (Feldman

Гришакина Екатерина Александровна — научный сотрудник, grishakina@geokhi.ru
Слюта Евгений Николаевич — заведующий лабораторией геохимии Луны и планет, кандидат геолого-минералогических наук, slyuta@geokhi.ru

et al., 2000), то с учётом полученной минимальной площади ловушек в северном и южном полярном регионе по данным работы (Bussey, 2003) минимальные прогнозные запасы льда составят $4,5 \cdot 10^8$ и $3,9 \cdot 10^8$ т соответственно. По данным радарной съёмки космического аппарата (КА) «Чандраян-1» прогнозные запасы водяного льда в северной полярной области на дне 40 кратеров-ловушек диаметром 3–12 км оцениваются около $6 \cdot 10^8$ т (Spudis et al., 2010).

ОЦЕНКА ВЕРОЯТНЫХ ЗАПАСОВ ВОДЯНОГО ЛЬДА

В результате эксперимента Lunar CRater Observation and Sensing Satellite (LCROSS, Космический аппарат для наблюдения и зондирования лунных кратеров) в облаке выброса по данным наблюдений в ближнем инфракрасном и ультрафиолетовом диапазонах спектра кроме воды и OH^- был обнаружен обширный состав водородосодержащих летучих (H_2O , H_2S , NH_3 , C_2H_2 , CH_3OH , CH_4 , OH^-) (Sanin et al., 2017). По данным этого же эксперимента содержание воды в реголите кратера Cabeus оценивается в $5,6 \pm 2,6$ вес.%. В кратере Cabeus концентрация водяного эквивалента водорода (ВЭВ) в сумме для слабосвязанной и замороженной компонент может достигать $10,9^{+5,1}_{-3,3}$ вес.%, а в кратере Шумейкер — $9,4^{+2,7}_{-2,0}$ вес.% (Sanin et al., 2017). Отчётливой корреляции между распределением водородсодержащих аномалий и степенью освещённости не наблюдается. Тем не менее, водородсодержащие аномалии с самой высокой концентрацией водорода располагаются, как правило, на дне крупных постоянно затенённых депрессий (кратеров) (Sanin et al., 2017). В северной полярной области в кратерах Erlanger (10,9 км, здесь и далее указан диаметр), Fibiger (21,1 км), Plaskett (114,3 км), Whipple (14,5 км), Rozhdestvenskiy (44 км), Milankovic E (49,3 км) (рис. 1). В южной полярной области в кратерах Cabeus (100,6 км), Shoemaker (51,8 км), Haworth (51,4 км), Scott M (17,8 км), de Gerlache (32,7 км), Hale Q (24,1 км), Amundsen (103,4 км), Idel'son L (28 км) (см. рис. 1).

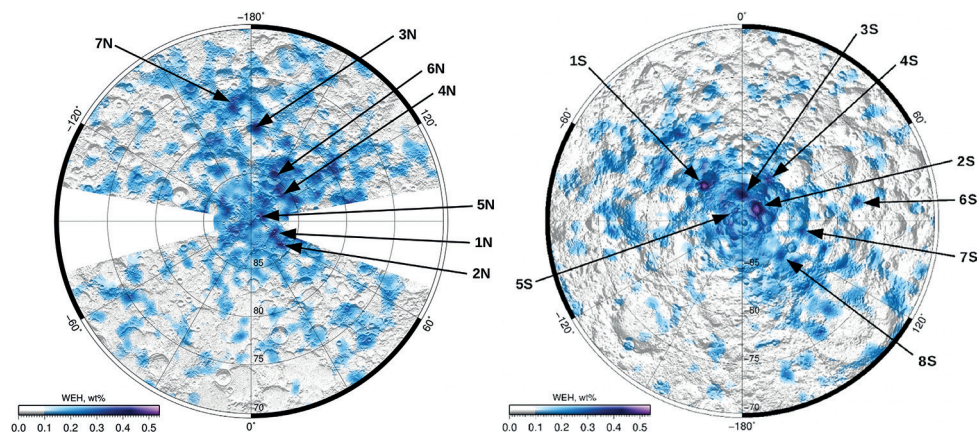


Рис. 1. Карта распределения водяного эквивалента водорода в Северной полярной области (справа) и в Южной полярной области (слева) по данным (Sanin et al., 2017)

Для оценки прогнозных запасов водяного льда в лунном реголите в месторождениях, расположенных в Южной и Северной полярных областях, были выделены и околонтурены аномалии с содержанием водяного эквивалента водорода

0,33 вес.% и более. Если предположить, что весь этот водород содержится в водяном льде, то это соответствует содержанию водяного льда в лунном реголите 2,97 вес.% и более. Максимальное содержание ВЭВ в пределах выделенных аномалий достигает 0,54 вес.%, что соответствует 4,86 вес.% водяного льда. Таким образом, в пределах Южной полярной области было выделено 10 месторождений с максимальным содержанием водяного льда в лунном реголите, представляющих наибольший практический интерес, и 7 месторождений — в Северной полярной области (рис. 2).

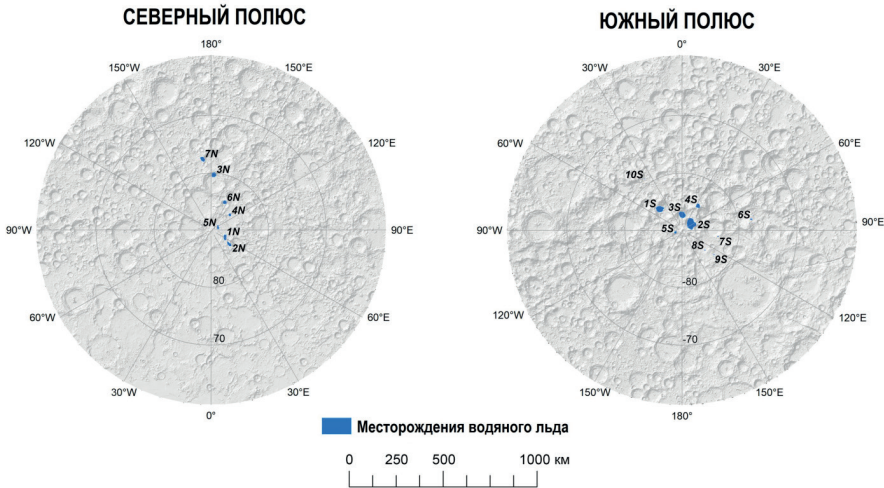


Рис. 2. Месторождения водяного льда в Северной полярной области (слева) и Южной полярной области (справа) на Луне с содержанием водяного льда в лунном реголите более 2.97 вес %

Таблица 1. Возможные запасы водяного льда в южной полярной области Луны

Месторождение	Координаты	Площадь, км ²	Запасы водяного льда, т
1. 1S Cabeus	84,5° ю. ш., 47,3° в. д.	964,1	163 212 000
2. 2S Shoemaker	88,0° ю. ш., 53,8° з. д.	1939,9	328 405 000
3. 3S Haworth	87,3° ю. ш., 1,8° з. д.	836,2	141 560 000
4. 4S Scott M	84,8° ю. ш., 32,3° з. д.	351,5	59 505 000
5. 5S de Gerlache	88,8° ю. ш., 107,3° в. д.	111,0	18 791 000
6. 6S Hale Q	77,8° ю. ш., 80,8° з. д.	56,8	9 616 000
7. 7S Amundsen	83,6° ю. ш., 99,8° з. д.	30,7	5 197 000
8. 8S Idel'son L	82,9° ю. ш., 127,3° з. д.	23,7	4 012 000
9. 9S Idel'son L	82,9° ю. ш., 127,4° з. д.	18,2	3 081 000
10. 10S Newton E	78,9° ю. ш., 36,1° в. д.	8,8	1 490 000
Всего		4340,9	734 869 000

Для оценки прогнозных запасов использовалось минимальное значение содержания водяного льда в пределах выделенных месторождениях, равное

2,97 вес.%, глубина залегания в лунном реголите до 3 м, средняя плотность реголита $1,9 \text{ г}\cdot\text{см}^{-3}$ (Slyuta, 2014). В Южной полярной области площадь выделенных месторождений колеблется от 8,8 до 1939,9 км² с прогнозными запасами от 1 490 000 до 328 405 000 т водяного льда (табл. 1).

В Северной полярной области выделенные месторождения, в отличие от месторождений Южной полярной области, характеризуются более близкими размерами в пределах от 136,8 до 445,2 км² и, соответственно, близкими прогнозными запасами в пределах от 23 158 000 до 75 368 000 т (табл. 2).

Таблица 2. Возможные запасы водяного льда в северной полярной области Луны

Месторождение	Координаты	Площадь, км ²	Запасы водяного льда, т
1. 1N Erlanger	87,3° с. ш., 64,3° з. д.	351,2	59 455 000
2. 2N Fibiger	86,2° с. ш., 51,3° з. д.	284,8	48 214 000
3. 3N Plaskett	80,3° с. ш., 176,8° з. д.	445,2	75 368 000
4. 4N Rozhdestvenskiy U	85,5° с. ш., 139,3° з. д.	136,8	23 158 000
5. 5N Whipple	88,8° с. ш., 116,3° з. д.	153,2	25 935 000
6. 6N Rozhdestvenskiy U	84,5° с. ш., 153,8° з. д.	242,7	41 087 000
7. 7N Milankovic E	78,0° с. ш., 170,8° в. д.	402,5	68 139 000
Всего		2016,4	341 356 000

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Суммарные запасы в месторождениях Южной полярной области, представляющие наибольший практический интерес, оцениваются в 734 869 000 т, или $7,3\cdot 10^8$ т, и почти в два раза превышают минимальную оценку в $3,9\cdot 10^8$ т, сделанную с учётом минимальной площади ловушек в южном полярном регионе (Bussey, 2003). Суммарные прогнозныe запасы в Северной полярной области оцениваются в 341 356 000 т, или в $3,4\cdot 10^8$ т, что немного меньше минимальной оценки в $4,5\cdot 10^8$ т по данным работы (Bussey, 2003) и почти в два раза меньше оценки по данным исследований (Spudis, 2010). Таким образом, в целом оценённые прогнозныe запасы в Южной и Северной полярных областях достаточно хорошо согласуются с минимальной предварительной оценкой, рассчитанной с учётом минимальной площади постоянно затенённых холодных ловушек (кратеров) по данным статьи (Bussey, 2003), а также рассчитанных по данным радарной съёмки КА «Чандраян-1» на дне 40 кратеров в Северной полярной области (Spudis, 2010). Следует отметить, что в данной работе представлена оценка прогнозных запасов в определённых выделенных месторождениях с известными координатами и площадью, и с максимальной концентрацией водяного льда, т.е. представляющие наибольший практический интерес для разведки и добычи воды, и других замороженных газовых компонентов.

ЛИТЕРАТУРА

- Arnold J. R. Ice in the lunar polar regions // J. Geophysical Research. 1979. V. 84. P. 5659–5668.
 Bussey D. B. J., Lucey P. G., Steutel D. et al. Permanent shadow in simple craters near the lunar poles // Geophysical Research Letters. 2003. V. 30. No. 6. P. 1278–1281. DOI:10.1029/2002GL016180.

- Feldman W. C., Maurice S., Binder A. B.* et al. Fluxes of fast and epithermal neutrons from Lunar Prospector: evidence for water ice at the lunar poles // *Science*. 1998. V. 281. No. 5382. P. 1496–1500.
- Feldman W. C., Lawrence D. J., Elphic R. C.* et al. Polar hydrogen deposits on the Moon // *J. Geophysical Research*. 2000. V. 105(E2). P. 4175–4195.
- Lawrence D. J. W. Feldman C., Elphic R. C.* et al. Improved modeling of Lunar Prospector neutron spectrometer data: Implications for hydrogen deposits at the lunar poles // *J. Geophysical Research*. 2006. V. 111. Art. No. E08001. 19 p.
- Sanin A. B., Mitrofanov I. G., Litvak M. L.* et al. Hydrogen distribution in the lunar polar regions // *Icarus*. 2017. V. 283. P. 20–30.
- Slyuta E. N.* Physical and mechanical properties of the lunar soil (A review) // *Solar System Research*. 2014. V. 48(5). P. 330–353.
- Slyuta E. N., Petrov V. S., Yakovlev O. I.* et al. Application of thermodesorption mass spectrometry for studying proton water formation in the lunar regolith // *Geochemistry International*. 2017. V. 55(1). P. 27–37.
- Spudis P. D., Bussey D. B. J., Butler B.* et al. Results of the Mini-SAR Imaging Radar, Chandrayaan-1 Mission to the Moon // 41th Lunar and Planetary Science Conf. 2010. ID: 1224.

PROBABLE RESERVES OF WATER ICE IN THE LUNAR POLAR REGIONS

E. A. Grishakina, E. N. Slyuta

Vernadsky Institute of Geochemistry and Analytical Chemistry RAS (GEOKHI RAS), Moscow, Russia

This paper presents an estimate of the probable reserves in certain identified fields with known coordinates and area, and with the maximum concentration of water ice, i.e. of the greatest practical interest for the exploration and production of water, and other frozen gas components.

Keywords: Moon, water ice, frozen volatile, lunar soil

Grishakina Ekaterina Aleksandrovna — researcher, grishakina@geokhi.ru
Slyuta Evgeniy Nikolaevich — head of laboratory

ХАРАКТЕРИСТИКА ОСНОВНОГО И ЗАПАСНОГО РАЙОНОВ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЛУНА-25»

М. В. Дьячкова, И. Г. Митрофанов, А. Б. Санин, М. Л. Литвак, В. И. Третьяков

Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва, Россия

Созданы инженерные модели территорий основного и резервного районов посадки для космического аппарата «Луна-25» на основе имеющихся цифровых моделей рельефа были. Эти модели включают в себя сведения о рельефе и морфометрических параметрах.

Ключевые слова: «Луна-25», Луна, места посадки, цифровые модели рельефа, Солнечная система

Для достижения целей научных исследований космического аппарата «Луна-25» и обеспечения его безопасной посадки на поверхность Луны был разработан метод выбора мест посадки (Дьячкова и др., 2017), основанный на пространственном анализе данных, полученных с космического аппарата (КА) NASA (*англ.* National Aeronautics and Space Administration — Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства США) LRO (*англ.* Luna Reconnaissance Orbiter) (Vondrak et al., 2010). Благодаря разработанному методу в южном полярном регионе Луны были выбраны основной (69,55° ю. ш., 43,54° в. д.) и резервный (68,77° ю. ш., 21,21° в. д.) районы посадки. Предпочтения были сделаны с учётом параметров орбиты космического аппарата перед посадкой. Резервный район выбран для обеспечения запаса времени продолжительностью несколько суток после пролёта космического аппарата над основным районом на случай, если по каким-либо причинам посадка в него не была произведена.

Инструмент LOLA (*англ.* Lunar Orbiter Laser Altimeter), установленный на космическом аппарате НАСА LRO, обеспечивает точную глобальную модель лунной топографии, общепринятой на данный момент (Smith et al., 2017). Одной из основных целей создания такой модели стало обеспечение будущих лунных посадочных миссий данными, необходимыми для безопасной посадки и последующего функционирования на лунной поверхности. Данные типа DEM (*англ.* Digital Elevation Model) представляют собой цифровые модели рельефа (ЦМР), полученные по альтиметрическим измерениям прибора LOLA. Каждый набор данных содержит измерения, полученные в различные фазы миссии, интерполированные на равномерной сетке. Значение в пикселе модели DEM представляет собой среднее значение высоты поверхности в центре области, ограниченной линиями постоянной долготы и широты. Для создания моделей высот основного и резервного эллипсов посадки были выбраны модели с разрешением 512 пиксель/град (59,2 м) и 1024 пиксель/град (29,6 м). Выбор модели с более низким пространственным разрешением (~60 м) объясняется более полным учётом данных измерений в то время как модель с самым высоким из доступных для данного набора данных разрешением (~30 м) хотя и сообщает больше

Дьячкова Майя Викторовна — младший научный сотрудник, djachkova@np.cosmos.ru

Митрофанов Игорь Георгиевич — заведующий отделом,

доктор физико-математических наук

Санин Антон Борисович — старший научный сотрудник,

кандидат физико-математических наук

Литвак Максим Леонидович — заведующий лабораторией,

доктор физико-математических наук

Третьяков Владислав Иванович — заместитель директора

информации о поверхности, не содержит данные наиболее новых измерений прибора LOLA. Карта высот, составленных по цифровой модели рельефа LOLA DEM с разрешением 512 пиксель/град для выбранного запасного района посадки, представлена на рис. 1. Характеристики рельефа, рассчитанные по данным моделям, приведены в табл. 1.

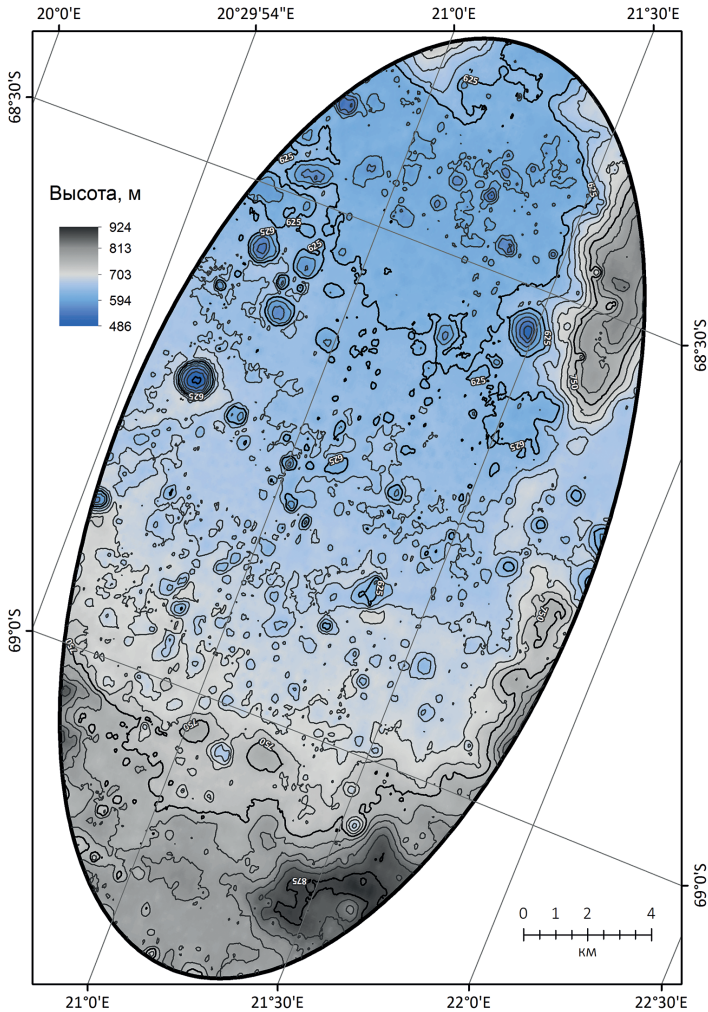


Рис. 1. Визуализация ЦМР LOLA DEM с разрешением 512 пиксель/град в виде гипсометрической карты для выбранного запасного места посадки. Горизонтالي проведены через 25 м. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 0° в. д.

Благодаря созданному Японским космическим агентством (JAXA, *англ.* Japan Aerospace Exploration Agency) космическому аппарату «Кагуя» были получены обширные топографические данные о лунной поверхности. Для целей нашей работы использована глобальная цифровая модель рельефа SLDEM2013 (*англ.* SELENE and LRO Digital Elevation Model, version of 2013), созданная JAXA с учётом данных прибора LOLA (Haruyama et al., 2014).

Созданная глобальная бесшовная ЦМР имеет номинальное разрешение 7 м. Анализ полученной модели показал, что её реальное разрешение не соответствует номинальному. Наличие множественных «артефактов» (областей, где характер поверхности модели резко и очевидно отличается от реальной поверхности), связанных с особенностями работы камеры, затрудняет использование этой ЦМР в качестве основного источника информации о рельефе поверхности. Согласно исследованию (Barker et al., 2016) фактическое пространственное разрешение модели SLDEM2013 составляет около 60 м. Поэтому она была использована в качестве вспомогательной.

Таблица 1. Параметры распределения значений высот в пределах выбранных основного и запасного районов посадки для используемых цифровых моделей рельефа

Параметр	Основной район посадки			Запасной район посадки		
	LOLA DEM		SLDEM2013	LOLA DEM		SLDEM2013
	30 м	60 м		30 м	60 м	
Средняя высота поверхности, м	455	454	454	685	685	686
Перепад высот, м	740	743	744	412	412	438
Стандартное отклонение, м	133	133	134	65	65	66

Визуализация цифровой моделей рельефа на основе ЦМР SLDEM2013 для выбранного запасного района посадки представлена на рис. 2 (см. с. 28). Средняя высота для выбранного основного эллипса посадки составляет 454 м, перепад высот — 744 м. Для запасного эллипса посадки аналогичные показатели равны 686 и 438 м соответственно. Эти значения показателей параметров рельефа поверхности выбранных мест посадки достаточно хорошо согласуются между собой для ЦМР LOLA DEM и ЦМР SLDEM2013 (табл. 1).

Исходя из инженерных требований, космический аппарат «Луна-25» может успешно сесть на поверхность с пологим уклоном до 7° . Посадка на покатый склон с уклоном $7-15^\circ$ возможна, но сопряжена с риском опрокидывания. Посадка на более крутой склон ($>15^\circ$) приводит к вероятному опрокидыванию аппарата. Кроме этого, экспозиция склона поверхности определяет величину солнечной энергии, приходящей на поверхность. Увеличение уклона поверхности в направлении к Солнцу увеличивает угол падения солнечных лучей, и, следовательно, количество энергии, которое поглощает поверхность. Это определяет микроклиматические особенности участка, в частности температуру грунта. Общий уклон поверхности определяется как градиент в направлении максимального уклона и может быть рассчитан несколькими способами на основе вычисления значений изменения высот в двух направлениях: с севера на юг и с востока на запад. Для расчёта уклонов на территории основного и резервного районов посадки был использован алгоритм четырёх ячеек (Zevenbergen, Thorne, 1987).

Уклоны поверхности были вычислены по описанным выше цифровым моделям рельефа. Сравнение распределений значений уклонов поверхности для выбранных основного и резервного районов представлены в табл. 2. Основным результатом исследования уклонов поверхности стали значения доли крутых склонов, имеющих уклон более 15° . Эти значения составили менее 1 % для основного района посадки и менее 3 % для резервного. Этот результат характеризует территорию выбранных районов как безопасную для посадки.

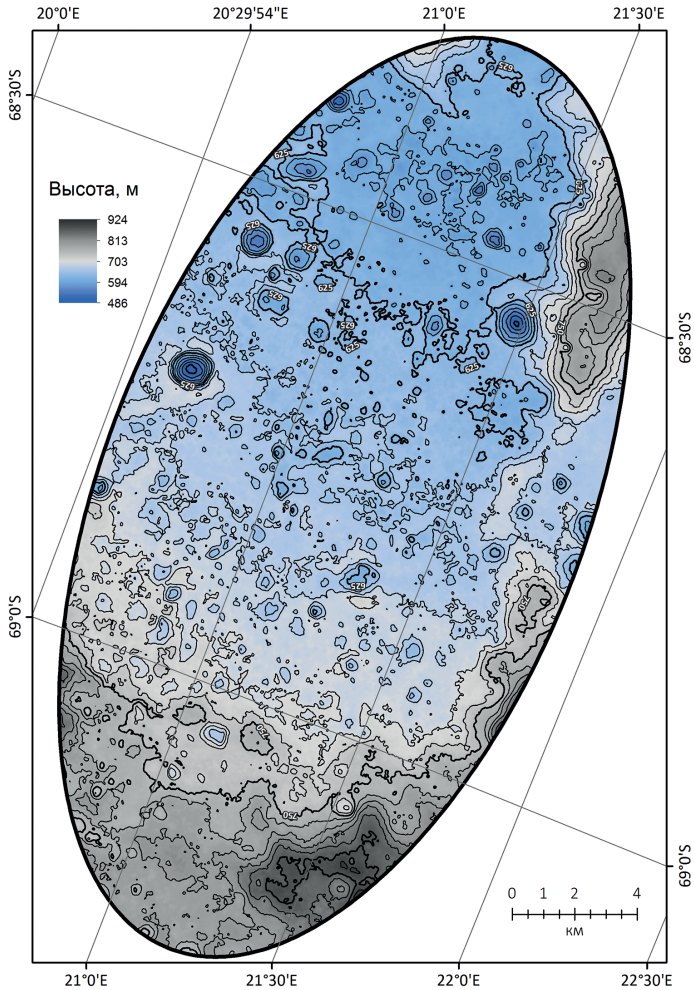


Рис. 2. Визуализация ЦМР SLDEM в виде гипсометрической карты для выбранного запасного места посадки. Горизонталы проведены через 25 м. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 0° в. д.

Таблица 2. Параметры распределения значений уклонов поверхности в пределах выбранных основного и запасного районов посадки в зависимости от используемых цифровых моделей рельефа

Параметр	Основной район посадки			Запасной район посадки		
	LOLA DEM		SLDEM2013	LOLA DEM		SLDEM2013
	30 м	60 м		30 м	60 м	
Средний уклон поверхности, град	4,58	3,55	4,60	3,08	4,04	5,59
Процент площади района с уклоном:						
• более 7°	13,66	7,46	26,58	7,78	12,72	33,53
• более 15°	0,68	0,09	0,59	0,80	1,32	2,88

Экспозиция определяется направлением (азимутом) максимального уклона на поверхности и таким образом определяет ориентацию участка по отношению к потоку солнечных лучей. Благодаря этому она существенно влияет на локальный климат участка. Для основного и запасного районов посадки наиболее благоприятными для тепловых условий КА оказываются склоны южной, юго-восточной и юго-западной экспозиции. Такие склоны в окрестности южного полюса характеризуются меньшими потоками энергии от солнечных лучей по сравнению с северными склонами. Необходимость уменьшения потока солнечной энергии связана с конструкцией системы обеспечения теплового режима космического аппарата.

Сравнение значений экспозиции склонов, полученных на основе различных цифровых моделей рельефа, представлены в табл. 3. Оказалось, что в пределах основного и резервного районов преобладают склоны с северной и западной экспозицией, которые более «горячие» с точки зрения температурного режима. Однако благодаря небольшим значениям средних уклонов, преобладание склонов северной и западной экспозиции не должно привести к значительному увеличению угла падения солнечных лучей на поверхность участка посадки.

Таблица 3. Параметры распределения экспозиции склонов в пределах выбранных основного и запасного районов посадки в зависимости от используемых цифровых моделей рельефа

Параметр	Основной район посадки			Запасной район посадки		
	LOLA DEM		SLDEM2013	LOLA DEM		SLDEM2013
	30 м	60 м		30 м	60 м	
Процент площади эллипса:						
• с северной (СЗ, С, СВ) экспозицией	42,74	51,73	60,86	52,31	42,20	51,09
• с восточной (В) экспозицией	10,23	3,25	3,02	11,83	13,20	10,44
• с южной (ЮВ, Ю, ЮЗ) экспозицией	26,41	38,27	30,95	23,99	31,29	26,76
• с западной (З) экспозицией	20,62	6,75	5,17	11,86	13,31	11,71

Проведённый анализ позволил создать инженерные модели выбранных районов посадки, содержащие сведения о рельефе поверхности и о её основных морфометрических параметрах. Для создания инженерных моделей использовались цифровые модели рельефа, полученные с помощью камеры космического аппарата «Кагуя», а также с помощью лазерного альтиметра LOLA/LRO. Максимальное пространственное разрешение этих моделей составляет 30 м. Созданные инженерные модели подтвердили безопасность посадки в выбранные районы с точки зрения морфометрических параметров (уклонов и экспозиции).

ЛИТЕРАТУРА

- Дьячкова М. В., Литвак М. Л., Митрофанов И. Г., Санин А. Б. Выбор мест посадки космического аппарата «Луна-25» в окрестности Южного полюса Луны // *Астроном. вестн.* 2017. Т. 51. № 3. С. 204–215.
- Barker M. K., Mazarico E., Neumann G. A. et al. 2016. A new lunar digital elevation model from the Lunar Orbiter Laser Altimeter and SELENE Terrain Camera // *Icarus*. 2016. V. 273. P. 346–355.

- Haruyama J., Ohtake M., Matsunaga T.* et al. Data products of SELENE (Kaguya) Terrain Camera for future lunar missions // 45th Lunar and Planetary Science Conference. 2014. Abstr. 1304.
- Smith D. E., Zuber M. T., Neumann G. A.* et al. Summary of the results from the lunar orbiter laser altimeter after seven years in lunar orbit // *Icarus*. 2017. V. 283. P. 70–91.
- Vondrak R., Keller J., Chin G., Garvin J.* Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO): Observations for Lunar Exploration and Science // *Space Science Reviews*. 2010. V. 150. P. 7–22.
- Zevenbergen L. W., Thorne C. R.* Quantitative analysis of land surface topography // *Earth Surface Processes and Landforms*. 1987. V. 12(1). P. 47–56.

CHARACTERISTICS OF THE MAIN AND RESERVE LANDING AREAS OF THE LUNA-25 SPACECRAFT

M. V. Djachkova, I. G. Mitrofanov, A. B. Sanin, M. L. Litvak, V. I. Tretyakov

Space Research Institute RAS (IKI), Moscow, Russia

Based on the available digital elevation models, engineering models of the main and reserve landing areas for the Luna-25 spacecraft were created. The created engineering models include information about the relief and morphometric parameters.

Keywords: Luna-25, landing sites, digital elevation models, Solar System

Djachkova Maya Viktorovna — junior researcher, djachkova@np.cosmos.ru

Mitrofanov Igor Georgievich — head of the department, DSc

Sanin Anton Borisovich — senior researcher, PhD

Litvak Maxim Leonidovich — head of the laboratory, DSc

Tretyakov Vladislav Ivanovich — deputy director

АВТОМАТИЗАЦИЯ ОБРАБОТКИ ЮСТИРОВОЧНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ И ПРИМЕНЕНИЕ ЕЁ К КАЛИБРОВКАМ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛЕСКОПА СПЕКТР – РАДИОАСТРОН В ДИАПАЗОНАХ 6,2; 18 И 92 см В 2015–2019 гг.

А. Н. Ермаков, Ю. А. Ковалев, В. И. Васильков

Астрокосмический центр Физического института им. П. Н. Лебедева РАН (АКЦ ФИАН), Москва, Россия

Представлены первые результаты разработки новой автоматизированной системы обработки радиометрических данных с космического радиотелескопа (КРТ), внедрения её в плановые работы АКЦ ФИАН по проекту «РадиоАстрон» и применения для калибровки КРТ в юстировочных и РСДБ сеансах. Обработаны собственные шумы системы, а также основные и резервные вторичные эталоны шумового сигнала (внутренние генераторы шума) в диапазонах длин волн 6,2, 18 и 92 см в сеансах измерений за 4 года полёта КРТ в 2015–2019 гг. Обработка и калибровка проведены относительно известных стандартных калибровочных источников — Кассиопеи-А и Крабовидной туманности (Краб). Результаты даны в двух шкалах спектральной плотности потока радиоизлучения — в первичной астрономической шкале (стандартной с 1977 г.) и её недавней коррекции в 2017 г. С погрешностью в несколько процентов калибровка КРТ стабильна относительно каждого из калибраторов. Возможная долговременная переменность калибровочных источников между 1977 и 2017 г. корректируется простыми поправками к финальным результатам. Разработанная система может быть использована для обработки всех юстировочных измерений или контроля калибровок КРТ в 2011–2019 гг. Она может оказаться полезной и для будущих космических проектов.

Ключевые слова: РадиоАстрон, космический телескоп, основные параметры антенн, калибровка КРТ, радиоинтерферометрия со сверхдлинными базами, телеметрия, автоматизация обработки данных.

ВВЕДЕНИЕ

РадиоАстрон — международный наземно-космический Радиоинтерферометр со СверхДлинными Базами (РСДБ). Работал на вытянутой эллиптической орбите вокруг Земли с июля 2011 по январь 2019 г. Простейший интерферометр состоит из двух зеркал, сводящих лучи от источника света в одну точку, где они интерферируют. В результате замены зеркал на далеко разнесённые антенны с независимой записью сигнала получается РСДБ. Этот принцип и метод РСДБ предложен Л. И. Матвеевко, Н. С. Кардашевым, Г. Б. Шоломицким в 1965 г. Запуск одной антенны в космос приводит к наземно-космическому РСДБ. Осуществлять наблюдения любых источников в тандеме «космический радиотелескоп — наземный телескоп» (РСДБ-режим) было бы практически невозможно без калибровки космического радиотелескопа (КРТ) посредством регулярных измерений астрономических калибровочных радиоисточников в юстировочных сеансах (Кардашев и др., 2013).

Эти измерения проводятся в специальном — радиометрическом — канале РСДБ-приёмников. Сигнал (напряжение) на выходе этого канала детектируется с помощью квадратичного детектора и становится благодаря этому пропорциональным мощности сигнала на выходных частотах порядка 1 Гц. В отличие

Ермаков Алексей Николаевич — аспирант, ermakov.a@list.ru

Ковалев Юрий Андреевич — ведущий научный сотрудник, доктор физико-математических наук, ykovalev@asc.rssi.ru

Васильков Валерий Иванович — главный специалист, vasil@asc.rssi.ru

от него сигнал на РСДБ-выходах того же приёмника пропорционален напряжению на промежуточной частоте порядка 500 МГц. Калибровка по радиометрическому выходу позволяет устранить зависимость результатов измерений от индивидуальных особенностей приёмной системы и привести результаты к общепринятым астрофизическим единицам. Она также обеспечивает РСДБ-измерения внутренними эталонными источниками излучения в шкале спектральной плотности потока в единицах янский (поток мощности излучения в ваттах, проходящий через квадратный метр антенны и полосу радиотелескопа в 1 Гц) или единицах эквивалентной температуры абсолютно чёрного тела (в градусах Кельвина). Далее эти эталоны используются в РСДБ для калибровки индивидуальных экспериментов. Такой откалиброванный эталон «заменяет» собой реальный калибровочный источник с известным потоком излучения и позволяет сравнивать результаты, полученные на разных телескопах.

За 7,5 лет работы КРТ в полёте в 2011–2019 гг. в АКЦ ФИАН поступил большой объём данных в процессе юстировочных и РСДБ-измерений. Было проведено:

- около 5 тысяч сеансов РСДБ-наблюдений,
- более 300 сеансов наблюдений калибровочных астрономических объектов.

Ввиду особой важности вопросов, связанных с мониторингом антенных параметров и калибровки КРТ была поставлена задача разработать автоматизированную систему для обработки юстировочных (калибровочных) наблюдений. Такая система позволила бы как ускорить и упростить обработку, так и снизить типовые систематические погрешности используемых интерактивных средств. Были проанализированы описания систем, созданных в Астрокосмическом центре Физического института им. П. Н. Лебедева РАН (АКЦ ФИАН) и Пушинской радиоастрономической обсерватории АКЦ ФИАН (ПРАО), Государственном астрономическом институте им. П. К. Штернберга Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова и Специальной астрофизической обсерватории РАН (САО) для обработки наблюдений на антеннах БСА (большая сканирующая антенна) и РТ-22 ПРАО ФИАН, радиотелескопах РТ-22 Крымской астрофизической обсерватории РАН и РАТАН-600 САО РАН. Анализ позволил выделить системы, наиболее близкие к данной задаче по методике, источникам и структуре записи. Это, прежде всего, — системы обработки наблюдений АКЦ ФИАН (Kovalev et al., 1999) и САО РАН (Удовицкий и др., 2016), в течение многих лет работающие с измерениями на радиотелескопе РАТАН-600.

Общее у них с КРТ — в структуре записи: в начале и конце сеанса измерений присутствуют отклики на генератор шума (ГШ), в середине — отклики на источник. Отличия — в формате данных и количестве откликов на ГШ и источник. В записях КРТ бывает обычно по 4 импульса от разных ГШ в начале и конце сеанса измерений и до 20 откликов на источник при наблюдениях в режиме сканирования площадки. В записях РАТАН-600 — по 4 отклика одного и того же ГШ в начале и конце и 1–2 отклика на источник в середине записи. В результате был сделан вывод, что разработка самостоятельной системы обработки для КРТ представляется эффективнее попыток адаптации существующих систем. Тем не менее надёжная и отлаженная методика обработки данных в этих системах была использована и в новой системе. В частности — известная методика SVD (*англ.* Singular Value Decomposition), которая значительно повышает надёжность отбора коэффициентов аппроксимации «ценой» некоторого увеличения их погрешности (подробнее см. ниже).

Разработанная система состоит из трёх основных программ. Первая программа (№ 1) преобразует телеметрическую информацию сеанса в табличный

вид (АСОВИСТ — разработана в АКЦ ранее — см. статью (Кардашев и др., 2013)). Вторая программа (№ 2), ключевая, — новая, обрабатывает радиометрические отклики на источник, ГШ и собственные шумы системы КРТ, представляя их на выходе программы в единицах АЦП (аналого-цифровой преобразователь) (в вольтах). Третья программа (№ 3) преобразует (калибрует) предыдущие результаты измерений из вольт в единицы потока в янских или в единицы антенной температуры в градусах Кельвина по стандартной методике и известным соотношениям (Агемян, 1972; Есепкина и др., 1973; Конникова и др., 2011; Краус, 1973; Форсайт и др., 1980; Удовицкий и др., 2016; Kovalev et al., 1999). Рассмотрим подробнее программу № 2, которая занимается непосредственно обработкой юстировочных сеансов КРТ. Программы № 1 и 3 кратко описаны в статье А. Н. Ермакова и Ю. А. Ковалева (2020).

ПРОГРАММА № 2. ОБРАБОТКА РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ ОТКЛИКОВ

Программный комплекс написан на языке программирования Python с использованием подпрограммы, написанной на Fortran, в том числе подпрограммы SVD, взятой из книги (Форсайт и др., 1980). Усреднение выполнялось по средневзвешенной методике Т. А. Агеяна (1972). Задача программы — изъять необходимые данные из файла-таблицы формата *.tmi программы № 1 и обработать последовательно наблюдения по каждому диапазону длин волн и поляризации. Заключительный этап работы программы № 2 — записать в файл заданной структуры результат обработки наблюдений.

Рассмотрим работу программы подробнее. Условно можно выделить 4 этапа:

1. Выделение необходимого наблюдения из текстового файла *.tmi. В файлах содержатся наблюдения на длинах волн 6, 18, 92 см в двух каналах поляризации.
2. Очистка наблюдения от «зашумления» в некоторых цифровых каналах.
3. Измерение откликов на собственные шумы системы, источника и генератора шума посредством модельной аппроксимации. Вычисление параметров КРТ.
4. Запись в файл заданной структуры результата обработки.

Рассмотрим подробнее этапы обработки и задачи, решаемые программным комплексом.

Этап 1. Выделение наблюдения

На вход программе подаётся файл с расширением tmi. Файл представляет собой таблицу, где каждый столбец — это значение определённого датчика бортового комплекса научной аппаратуры (БКНА). Всего в таблице 130 столбцов. Наблюдение источника ведётся сразу в трёх диапазонах длин волн: 6, 18, 92 см.

Программе необходимы следующие столбцы:

- 1 (время приёма кадра, мс);
- 6–7 (аналоговое наблюдение на длине волны 6 см, 1-й и 2-й канал);
- 8–9 (аналоговое наблюдение на длине волны 18 см, 1-й и 2-й канал);
- 10–11 (аналоговое наблюдение на длине волны 92 см, 1-й и 2-й канал);
- 14–15 (цифровое наблюдение на длине волны 6 см, 1-й и 2-й канал);
- 16–17 (цифровое наблюдение на длине волны 18 см, 1-й и 2-й канал);
- 18–19 (цифровое наблюдение на длине волны 92 см, 1-й и 2-й канал);

- 46–47 (вкл/выкл «ГШ низкий» в наблюдении на длине волны 6 см, 1-й и 2-й канал);
- 48–49 (вкл/выкл «ГШ низкий» в наблюдении на длине волны 18 см, 1-й и 2-й канал);
- 50–51 (вкл/выкл «ГШ низкий» в наблюдении на длине волны 92 см, 1-й и 2-й канал);
- 52–53 (вкл/выкл «ГШ высокий» в наблюдении на длине волны 6 см, 1-й и 2-й канал);
- 54–55 (вкл/выкл «ГШ высокий» в наблюдении на длине волны 18 см, 1-й и 2-й канал);
- 56–57 (вкл/выкл «ГШ высокий» в наблюдении на длине волны 92 см, 1-й и 2-й канал).

После выгрузки необходимых столбцов программа вырезает непосредственно сеанс наблюдения, поскольку сеанс занимает 20 % из всего файла. На рис. 1 дан пример необрезанного наблюдения на длине волны 92 см.

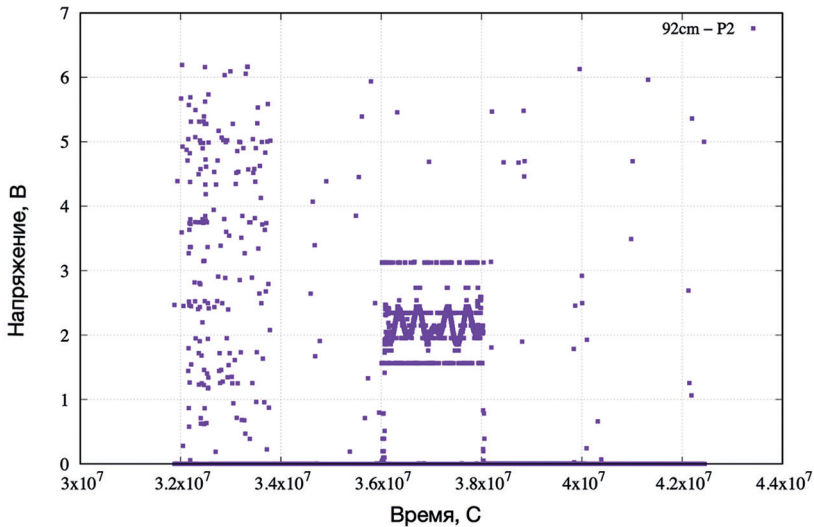


Рис. 1. Зависимость выходного напряжения от времени. Сырое, «неочищенное» наблюдение на длине волны 92 см (Ермаков, Ковалев, 2020)

Этап 2. Очистка от «зашумления»

Результат выделения наблюдения представлен на рис. 2 (см. с. 35). Зашумленность обусловлена известной особенностью работы телеметрической системы. Вид шума визуально отличается в наблюдениях на 92 см (см. рис. 2) от 6 и 18 см. На 6 и 18 см шум сосредоточен сверху (рис. 3, см. с. 35). В наблюдениях на 92 см шум действительно визуально оправдывает своё название — шумовые точки располагаются более беспорядочно.

Задача этапа — очистить наблюдение от шумовых точек. Помимо очистки, есть ещё одна не менее важная задача. На рис. 3 для длины волны 18 см можно заметить резкий провал сигнала в ноль (всего их три в данном наблюдении). Необходимо удалить участки с провалом и соединить оборванные участки. Все перечисленные проблемы затрудняют обработку наблюдения и делают невоз-

возможным определением параметров космического радиотелескопа. Этап оказывается крайне важным.

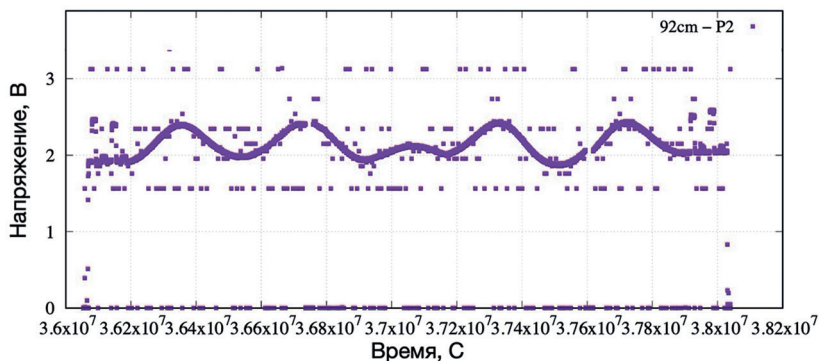


Рис. 2. Пример «зашумления» на длине волны 92 см (Ермаков, Ковалев, 2020)

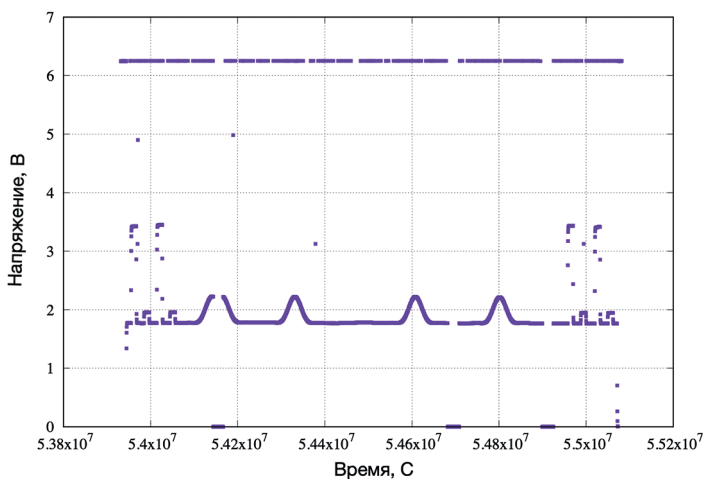


Рис. 3. Выделенное наблюдение на длине волны 18 см

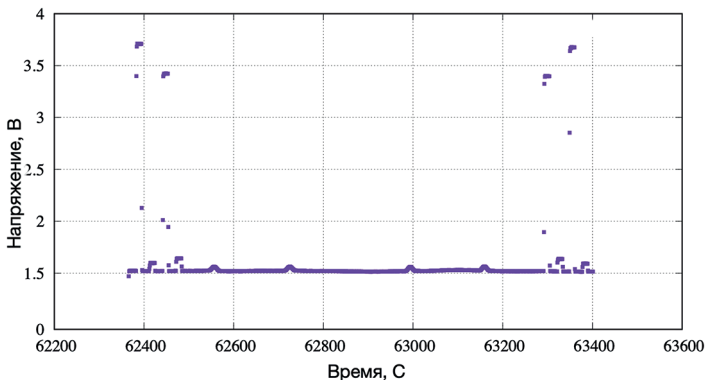


Рис 4. Очищенное наблюдение, длина волны 6,2 см

Результат работы программы данного этапа представлен на длинах волн 6,2 см (рис. 4, см. с. 35), 18 см (рис. 5) и 92 см (рис. 6).

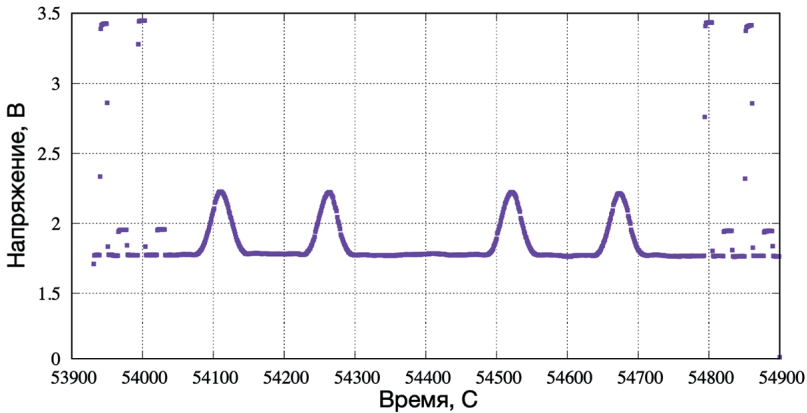


Рис 5. Очищенное наблюдение, длина волны 18 см

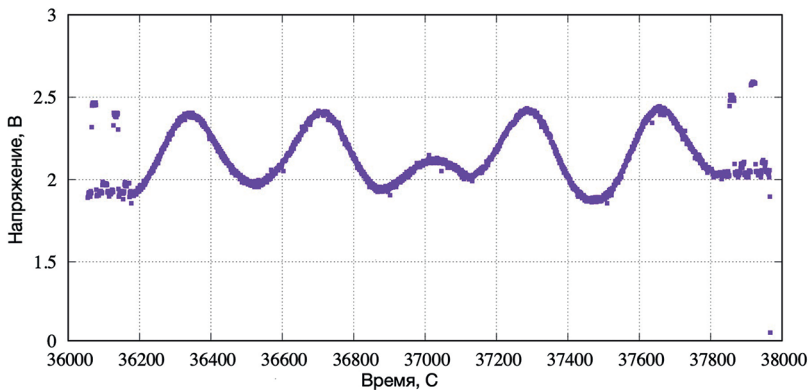


Рис 6. Очищенное наблюдение, длина волны 92 см

Этап 3. Нахождение откликов

Следующий этап обработки заключается в определении параметров:

1. Отклик на звёздный калибровочный источник (U_{cal}). Отклик калибровочного источника имеет вид гауссовой функции. Необходимо определить амплитуду гауссианы каждого из четырёх откликов.
2. Отклик на собственные шумы ГШ. Откликов на генератор шума существует два типа: высокий ($Unsh$) и низкий ($Unsl$) (рис. 7, см. с. 37) как пример по диапазону 6,2 см. По два на каждый тип в начале и конце наблюдения. Суммарно 8 откликов на одно наблюдение. У каждого отклика есть конкретное обозначение: $Uns[k][p]-[m]$, где k — тип ГШ (высокий или низкий); p — канал наблюдения (1-й или 2-й), m — включение генератора шума, подведённого на вход в другой канал. Например: $Unsh1-1$ — самый первый отклик на рисунке, тип h — высокий уровень, $1-1$ — сигнал подан из первого канала в первый канал.

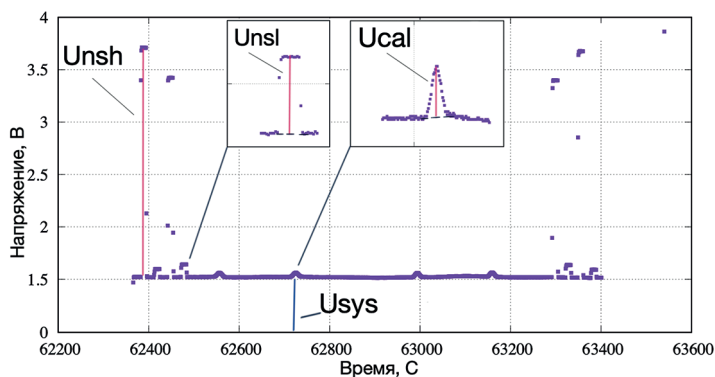


Рис. 7. Параметры, которые необходимо найти программным путём.
Пример для наблюдения на длине волны 6,2 см

- Уровень собственных шумов системы КРТ (U_{sys}). Под каждым откликом для трёх диапазонов длин волн (6, 18, 92 см) замеряется амплитуда до базиса отклика источника. Базисом считается линия, проведённая от начала всплеска до его конца (рис. 8 для диапазона 18 см и рис. 9 для 92 см).

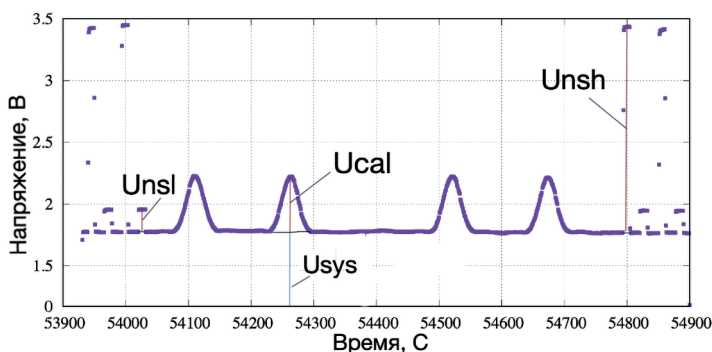


Рис. 8. Параметры, которые необходимо найти программным путём.
Пример для наблюдения на длине волны 18 см

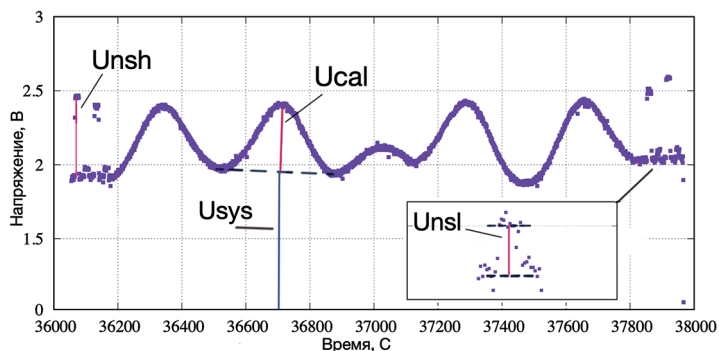


Рис. 9. Параметры, которые необходимо найти программным путём.
Пример для наблюдения на длине волны 92 см

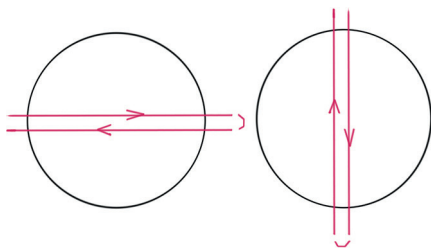


Рис. 10. Режим сканирования источника «крест на крест»

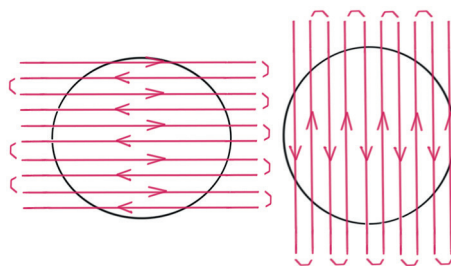


Рис. 11. Режим сканирования источника «площадка»

Для каждого из вышеперечисленных параметров нужно также подсчитать среднеквадратичную ошибку. В показанных выше записях на длинах волн 6, 18, 92 см количество откликов на источник не превышает 4 (см. рис. 7–9). На самом деле это наиболее распространённый режим наблюдения, который называется «крест на крест». Методика сканирования проста — сначала сканирование источника проводится по горизонтали, после чего — по вертикали. Схему см. на рис. 10.

Другой вид сканирования называется «сканирование площадки». Разница в том, что источник сканируется не только по середине, а сканируется некоторая площадь с самим калибратором внутри. Схематичный вид этого режима сканирования показан на рис. 11.

Наблюдение с режимом сканирования «площадка» ведётся только на длине волны 6 см. Пример чистого наблюдения при таком сканировании — на рис. 12–13 (см. с. 39). Программе обработки неважно, сколько откликов в наблюдении. Нужно лишь отобрать отклик с максимальной амплитудой с левой стороны наблюдения и с правой стороны.

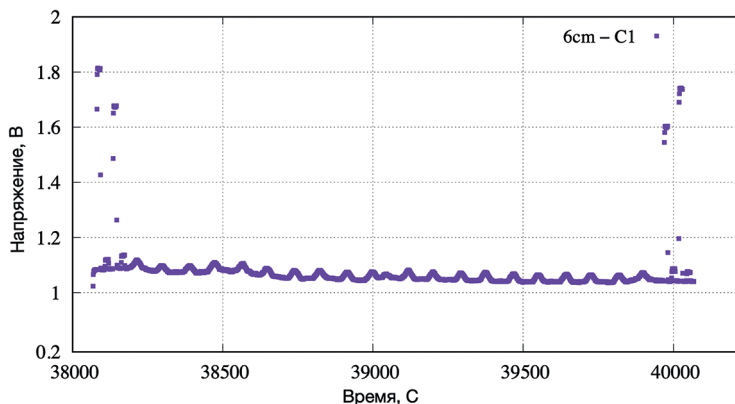


Рис. 12. Пример наблюдения на длине волны 6,2 см в режиме сканирования «площадка»

Отклик на источник представляет собой гауссову функцию, где амплитуда — прямая от вершины к базису функции (см. рис. 7–9, 13). Чтобы найти амплитуду отклика на источник, нужно сперва определить параметры гауссовой функции. Решить эту задачу можно методом модельной аппроксимации, суть которой — подобрать коэффициенты уравнения так, чтобы модельная кривая

максимально близко соответствовала экспериментальным данным. За экспериментальные данные принимаются юстировочные наблюдения радиотелескопа РадиоАстрон в режиме одиночного телескопа.

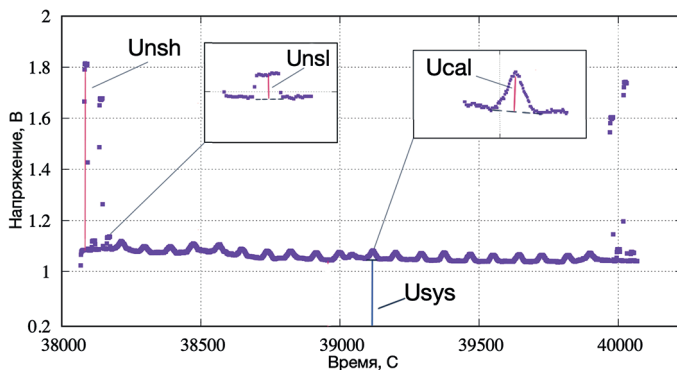


Рис. 13. Параметры, которые необходимо найти программным путём. Пример для наблюдения на длине волны 6,2 см в режиме сканирования «площадка»

Аппроксимация модельной кривой — это классическая задача регрессионного анализа. Решение делится на два этапа:

- выбор полинома (математическая функция),
- оценка коэффициентов полинома таким образом, чтобы модельная кривая максимально точно описывала экспериментальные данные.

Критерий качества приближения — метод наименьших квадратов (МНК), который минимизирует сумму (Агекян, 1972)

$$S = \sum_{i=1}^n (y_{mi} - y_{ei})^2,$$

где y_{mi} — значение модели в точке i ($n > i > 1$); y_{ei} — значение эксперимента в точке i на интервале $n > i > 1$. Так как калибратор представляет собой гауссову функцию, то за модель фона (т.е. напряжения U_{sys} шума системы) и источника берём общий полином $Y_{sys}(x)$ вида (Агекян, 1972; Форсайт и др., 1980):

$$Y_{sys}(x) = A + Bx + Cx^2 + D \cdot \exp\left(-\frac{(x-x_0)^2}{a}\right),$$

где A, B, C, D, a — коэффициенты, которые необходимо определить. Заранее известно, что коэффициент a будет лежать в диапазоне от n до m . Значения n, m определяются эмпирически. Для разных наблюдений (6, 18, 92 см) диапазон n, m имеет разные значения. Коэффициенты A, B, C, D находятся подпрограммой SVD. Метод SVD позволяет выбрать значительно более надёжные коэффициенты полинома, чем без его использования, за счёт небольшого увеличения их погрешности. Программа находит не сразу все отклики источника, а по одному на определённом участке наблюдения. Для этого необходимо задать ширину участка X («окна», равного примерно расстоянию между ближайшими минимумами в записи наблюдения). С шагом в 1 отсчёт программа итерируется по наблюдению, на каждом шаге определяя коэффициенты полинома в рамках интервала X . На представленных ниже рис. 14–17 (см. с. 40–41) — результат модельной аппроксимации на длинах волн 92, 18 и 6,2 см.

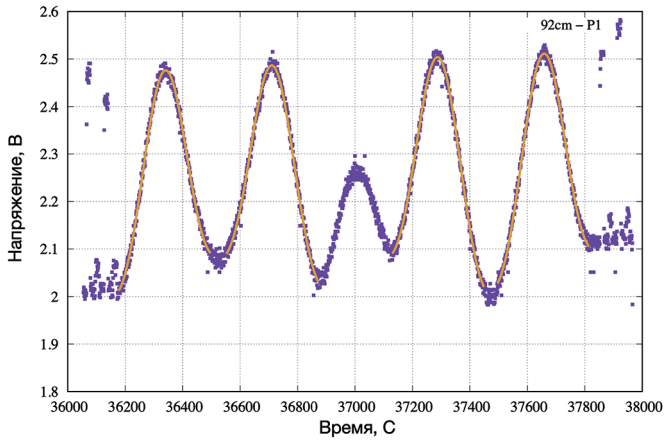


Рис. 14. Полностью обработанное и смоделированное наблюдение в диапазоне 92 см (Ермаков, Ковалев, 2020)

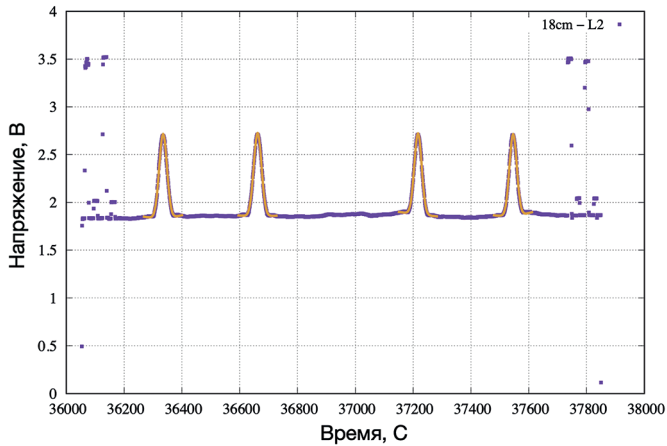


Рис. 15. Полностью обработанное и смоделированное наблюдение в диапазоне 18 см (Ермаков, Ковалев, 2020)

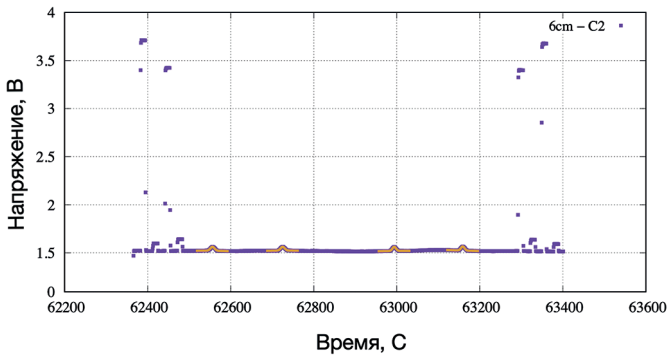


Рис. 16. Полностью обработанное наблюдение и его моделирование в диапазоне 6.2 см, режим сканирования «крестом» (Ермаков, Ковалев, 2020)

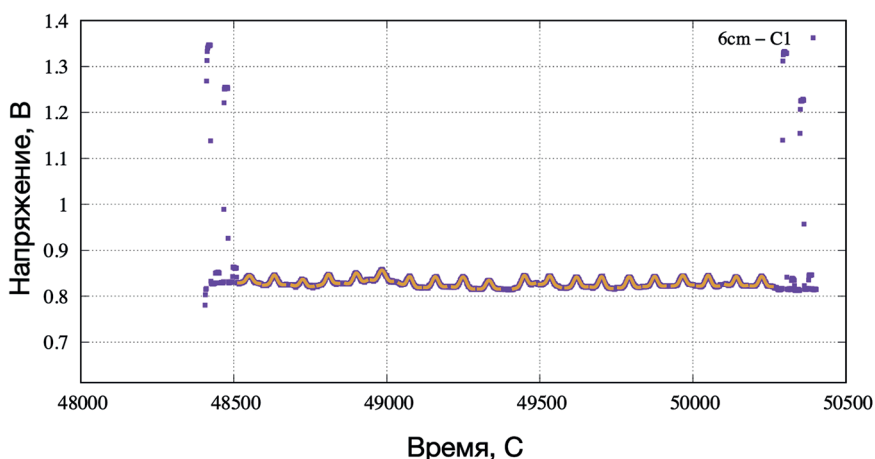


Рис. 17. Полностью обработанное и смоделированное наблюдение в диапазоне 6,2 см, режим «сканирование площадки»

После отбора лучших моделей с помощью МНК и SVD, необходимо найти параметры, ради которых аппроксимация и затевалась. Целевые параметры — амплитуда модельного отклика и уровень шума системы КРТ. Чтобы найти амплитуду калибратора (U_{cal}), нужно посчитать экстремум и базис гауссовой функции, разница между которыми и будет амплитудой отклика на источник. Значение уровня системы — амплитуда от нуля до базиса гауссовой функции (U_{sys}).

Этап 4. Запись в результирующий файл

После обработки откликов необходимо записать полученные данные для каждого диапазона каждой длины волны в выходной файл в табличном виде специально заданной структуры.

Весь описанный сценарий обработки наблюдения, состоящий из четырёх этапов — только одна итерация работы программы. Наблюдение ведётся в двух каналах поляризации на каждой длине волны (6, 18, 92 см). Итого в программе 6 итераций.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМЫ

Первое применение разработанной системы к массовой обработке мониторинговых калибровочных наблюдений за 4 года второй половины полёта КРТ показала, что ГШ и собственные шумы системы телескопа в трёх диапазонах стабильны в пределах погрешности и согласуются с результатами первых лет полёта КРТ (Ковалев и др., 2020). Вместе с тем «разброс» средних значений параметров, откалиброванных по каждому из астрономических калибраторов отдельно, заметно превышает их погрешности (см. заметно различающиеся значения по строкам ГШ в столбцах для Кассиопеи-А и Краба для каждого диапазона в табл. 1). Тогда как в пределах погрешности они должны бы совпадать, оказываясь фактически вторичными стандартными эталонами величины потока излучения в наблюдениях с КРТ. Эти параметры откалиброваны в единицах

спектральной плотности потока излучения (янский) и эквивалентной шумовой температуры (градус Кельвина). Калибровка сделана в стандартной астрономической шкале (Vaars et al., 1977), — построенной на основе высокоточных измерений образцового спектра радиоизлучения Кассиопеи-А, — относительно первичных калибраторов, остатков сверхновых Кассиопея-А и Краба. Примеры откалиброванных значений антенной температуры и их погрешности для четырёх ГШ приведены в табл. 1.

Таблица 1. Измеренная средняя антенная температура четырёх эталонных ГШ, откалиброванная в градусах Кельвина по Кассиопее-А (Cas-A) и Крабу (Crab), и их погрешность в процентах ($T_{\text{ГШ}}$, К/%) в диапазонах 6,2, 18 и 92 см за 2015–2018 гг. По стандартной первичной астрономической шкале потоков (Vaars et al., 1977). Результаты из работы (Ковалев и др., 2020)

ГШ	6,2 см		18 см		92 см	
	Cas-A	Crab	Cas-A	Crab	Cas-A	Crab
H11	156/2	196/2	33,3/1	45,7/1	42,9/1	63,2/1
L11	7,04/1	8,83/2	3,54/1	4,87/1	4,28/1	6,65/4
H12	298/4	398/2	33,7/1	46,6/1	49,9/1	72,5/1
L12	11,0/3	14,4/1	3,67/1	5,09/1	5,34/2	7,76/1

В работах (Виняйкин, 2014; Иванов и др., 2018; Perley, Butler, 2017) и ряде других предложены коррекции этой шкалы потоков, основанные на другом первичном калибраторе — Лебеде-А. Эти и другие коррекции шкалы по значениям потоков калибраторов, в том числе из-за возможной переменности их излучения, легко могут быть учтены в построенной системе обработки и калибровки двумя способами. Способ 1 (очевидный): замена прежних значений потоков излучения калибраторов новыми, скорректированными внесением их в «паспортные таблицы» калибраторов программы № 3, и переобработка данных. Способ 2: умножение полученных в табл. 1 финальных результатов на поправки, равные отношениям новых, скорректированных значений потоков первичных калибраторов, к прежним значениям.

Покажем действенность и простоту способа 2. Как известно (см., например, публикации (Ермаков и др., 2000; Kovalev et al., 1999)), искомая калибровка ГШ или шумов системы F_X в единицах янский (или градусах Кельвина) равна $F_X = F_S [U_X / (U_S \cdot g)]$, где F_S — поток калибратора в тех же единицах; g — поправочный коэффициент за частичное угловое разрешение калибратора; U_X и U_S — измеренное в программе № 2 выходное напряжение откликов на ГШ (или шумы системы) и на калибратор, соответственно. Введём удобную поправку K для F_S , равную $K = S / F_S$, где S — новое значение потока калибратора (корректирующее прежнее F_S). Тогда, очевидно, внеся K в предыдущее уравнение для F_X , получим обобщение этого равенства на коррекцию исходного потока калибратора: $F_X = K \cdot F_S [U_X / (U_S \cdot g)]$. Здесь $K = 1$ при отсутствии коррекций шкалы, и $K \neq 1$ при любых коррекциях F_S . Обычно представляют интерес средние величины откалиброванных значений ГШ или шумов системы и их погрешности. Отсюда следует простой и важный вывод: при любых коррекциях спектральной плотности потока излучения калибратора в K раз, скорректированное калиброванное среднее значения ГШ или шумов системы (фактически — вторичных эталонов эквивалентной спектральной плотности потока излучения для КРТ) равно их прежнему значению, умноженному на K .

Таблица 2. Пример вычисления поправок K_1 по Кассиопее-А, K_2 по Крабу и их отношения K_2/K_1 при замене первичной стандартной шкалы потоков (Vaars et al., 1977, шкала обозначена [0]) на скорректированную шкалу (предложена (Perley, Butler, 2017), шкала обозначена [1])

Диапазон	6,2 см	18 см	92 см
1. Ссылка на шкалы [0] и [1]	[1]–[0]	[1]–[0]	[1]–[0]
2. Crab, поток, Ян: $F_1 - F_0$	574–651	795–895	1134–1259
3. CasA, поток, Ян: $F_1 - F_0$	639–587	1548–1241	5325–3877
4. Поправка $K_2_Crab = F_1/F_0$	0,8823	0,8885	0,8999
5. Поправка $K_1_CasA = F_1/F_0$	1,089	1,247	1,374
6. Поправка K_2/K_1	0,8102	0,7125	0,6552

Таблица 3. Измеренная средняя антенная температура четырёх эталонных ГШ, откалиброванная в градусах Кельвина по Кассиопее-А (Cas-A) и Крабу (Crab), и их погрешность в процентах ($T_{ГШ}, K_1/\%$) в диапазонах 6,2, 18 и 92 см, но в двух шкалах: прежней 1977 г. (Vaars et al., 1977, обозначена «1977») и новой, скорректированной в 2017 г. (Perley, Butler, 2017, обозначена «2017»). Данные в столбцах «1977» взяты из табл. 1, а в столбцах «2017» пересчитаны из «1977» умножением их на поправки K_1 или K_2 из табл. 2

ГШ	6,2 см		18 см		92 см	
	Cas-A	Crab	Cas-A	Crab	Cas-A	Crab
	2017–1977	2017–1977	2017–1977	2017–1977	2017–1977	2017–1977
H11	170–156/2	173–196/2	41,5–33,3/1	40,6–45,7/1	58,9–42,9/1	56,9–63,2/1
L11	7,67–7,04/1	7,79–8,83/2	4,41–3,54/1	4,33–4,87/1	5,88–4,28/1	5,98–6,65/4
H12	324–298/4	351–398/2	42,0–33,7/1	41,4–46,6/1	68,5–49,9/1	65,2–72,5/1
L12	12,0–11,0/3	12,7–14,4/1	4,58–3,67/1	4,52–5,09/1	7,33–5,34/2	6,98–7,76/1

Таблица 4. Отношение антенной температуры, измеренной по Крабу, к температуре по Кассиопее-А (Crab/Cas-A) для каждого из четырёх ГШ, в двух шкалах: первичной (Vaars et al., 1977, обозначена «1977») и скорректированной (Perley, Butler, 2017, обозначена «2017»). Значения в столбцах «2017» получены умножением значений в «1977» на поправку K_2/K_1 из табл. 2. Чем ближе результаты в столбцах к 1,0, тем точнее средняя калибровка ГШ и лучше потоки калибраторов согласованы друг с другом в данной шкале. Результаты в столбцах «1977» получены в работе (Ковалев и др., 2020)

ГШ	6,2 см		18 см		92 см	
	1977	2017	1977	2017	1977	2017
H11	1,26	1,02	1,37	0,98	1,47	0,96
L11	1,25	1,01	1,38	0,98	1,55	1,02
H12	1,34	1,09	1,38	0,98	1,45	0,95
L12	1,31	1,06	1,38	0,98	1,45	0,95

В табл. 2–4 приведены простые примеры таких вычислений поправок и их использования по способу 2: даны по два значения потоков — в прежней шкале

(по работе (Baars et al., 1977)) и в новой (по статье (Perley, Butler, 2017)), по которым вычислены их отношения, т. е. поправки K_1 и K_2 . В табл. 4 новые значения в столбцах с кодом «2017» получены умножением их предыдущих значений в той же строке на отношение поправок K_2/K_1 для каждого диапазона. При необходимости поправки для любых других используемых шкал и потоков калибраторов могут быть вычислены аналогично.

Из табл. 3 и 4 видно, что коррекция (Perley, Butler, 2017) общепринятой шкалы (Baars et al., 1977) заметно улучшает согласование потоков излучения первичных калибраторов Кассиопеи-А и Крабовидной туманности. Это выражается в улучшении результатов табл. 4 — близости их к единице в скорректированной шкале потоков 2017 г. по сравнению с первичной шкалой 1977 г. Поэтому можно рекомендовать использование поправок K_1 и K_2 и для корректировок калибровки КРТ — в 2015–2019 гг., по крайней мере. Отсюда также следует, что аналогичной методикой — с помощью ГШ как вторичных эталонов КРТ — можно поверять взаимное согласие калибровочных потоков и для других калибраторов в юстировочных наблюдениях с КРТ. Такая поверка стала возможной благодаря реальной долговременной стабильности эффективной площади КРТ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Суммируем основные полученные результаты:

1. Разработана и внедрена в текущую плановую обработку юстировочных наблюдений по проекту «РадиоАстрон» новая система автоматизированной обработки радиометрических данных для калибровки КРТ в полёте. Она предназначена для обработки измерений первичных калибровочных астрономических объектов по потоку в 2011–2019 гг. в диапазонах 6,2, 18 и 92 см.
2. Система успешно оттестирована и применена для калибровки телескопа в этих диапазонах по данным четырёхлетних измерений КРТ в полёте в 2015–2019 гг. Калибровка выполнена относительно первичных астрономических калибраторов Кассиопея-А и Крабовидная туманность в двух шкалах: стандартной астрономической шкале спектральной плотности потока 1977 г. и её коррекции 2017 г.
3. Все откалиброванные величины стабильны с погрешностью в несколько процентов относительно каждого из этих калибраторов в течение четырёх лет второй половины полёта КРТ и согласуются с калибровками первых лет работы с КРТ. Возможная долговременная переменность излучения астрономических калибраторов в рабочей шкале потоков 1977 г. корректируется простыми поправочными коэффициентами к финальным результатам, согласно коррекциям шкалы 2017 г.

ЛИТЕРАТУРА

- Агекян Т. А. Основы теории ошибок для астрономов и физиков. М.: Наука, 1972. 172 с.
- Виняйкин Е. Н. О частотной зависимости эволюции радиоизлучения остатка Сверхновой Кассиопеи-А // Астрон. журн. 2014. Т. 91. С. 720–734.
- Ермаков А. Н., Ковалев Ю. А. Проект «РадиоАстрон». Калибровка космического телескопа в полете — автоматизация обработки измерений // Тр. ИПА РАН. 2020. Вып. 54. С. 21–26.
- Есепкина Н. А., Корольков Д. В., Парийский Ю. Н. Радиотелескопы и радиометры. М.: Наука, 1973. 416 с.

- Иванов В. П., Ипатов А. В., Рахимов И. А.* и др. Спектры стандартных радиоисточников на современную эпоху // *Астрон. журн.* 2018. Т. 95. С. 609–618.
- Кардашев Н. С., Хартов В. В., Абрамов В. В.* и др. «РадиоАстрон» — телескоп размером 300 000 км: основные параметры и первые результаты // *Астрон. журн.* 2013. Т. 90. № 3. С. 179–222.
- Ковалев Ю. А., Васильков В. И., Ермаков А. Н.* и др. Проект «РадиоАстрон». Калибровка космического телескопа в полете в диапазонах 6.2, 18 и 92 см в 2015–2018 гг. // *Тр. ИПА РАН.* 2020. Вып. 54. С. 32–39.
- Конникова В. К., Лехт Е. Е., Силантьев Н. А.* Практическая радиоастрономия. М.: Изд-во МГУ. 2011. 304 с.
- Краус Д. Д.* Радиоастрономия / пер. с англ. М.: Сов. радио, 1973. 456 с.
- Форсайт Дж., Малькольм М., Моулер К.* Машинные методы математических вычислений. М.: Мир, 1980. 280 с.
- Удовицкий Р. Ю., Сотникова Ю. В., Мингалиев М. Г.* и др. Автоматизированная система обработки наблюдательных данных на радиотелескопе РАТАН-600 // *Астрофиз. бюл.* 2016. Т. 71. № 4. С. 532–542.
- Baars J. W. M., Genzel R., Pauliny-Toth I. K. K., Witzel A.* The Absolute Spectrum of Cas A; An Accurate Flux Density Scale and a Set of Secondary Calibrators // *Astron. Astrophys.* 1977. V. 61. No. 1. P. 992106.
- Kovalev Y. Y., Nizhelsky N. A., Kovalev Y. A.* et al. Survey of Instantaneous 1–22 GHz Spectra of 550 Compact Extragalactic Objects with Declinations from –30 to 43 degrees // *Astron. Astrophys., Suppl. Ser.* 1999. V. 139. P. 545–554.
- Perley R. A., Butler B. J.* An Accurate Flux Density Scale from 50 MHz to 50 GHz // *Astrophys. J. Suppl. Ser.* 2017. V. 230. No. 1. 230:7. 18 p.

AUTOMATION OF PROCESSING THE RADIOMETRIC MEASUREMENTS AND ITS APPLICATION TO CALIBRATIONS OF THE SPECTR–RADIOASTRON SPACE TELESCOPE IN BANDS OF 6.2, 18 AND 92 cm IN 2015–2019

A. N. Ermakov, Yu. A. Kovalev, V. I. Vasilkov

Astro Space Center of Lebedev Physical Institute RAS (ASC LPI), Moscow, Russia

The report presents the first results of the development of a new automated system for processing radiometric data from the space radio telescope (SRT), its using in the RadioAstron project, and its application for the SRT calibrations including space VLBI sessions. The system noise as well as the main and backup secondary standards of the noise signal (internal noise generators) were processed in the bands of 6.2, 18 and 92 cm. The measurement sets had been done during 4 years of the SRT flight in 2015–2019. Processing and calibration were carried out with respect to two well-known standard calibration sources — Cassiopeia-A and the Crab nebula. The results are given in two scales of spectral flux density of radio emission — in the primary astronomical scale (standard since 1977) and its recent correction in 2017. With an error of several percent, the SRT calibration is stable relative to each of the calibrators. The possible long-term variability of the calibration sources between 1977 and 2017 is corrected by simple corrections to the final results. The developed system can be used to process all radiometric measurements with the SRT or to check its calibrations in 2011–2019. It can be also useful for future space projects.

Keywords: RadioAstron, space telescope, basic antenna parameters, SRT calibration, VLBI, telemetry, data processing automation.

Ermakov Alexey Nikolaevich — PhD student, ermakov.a@list.ru

Kovalev Yuri Andreevich — chief scientific researcher, doctor of sciences, ykovalev@asc.rssi.ru

Vasilkov Valery Ivanovich — main specialist. vasil@asc.rssi.ru

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ВИДЕОСИСТЕМ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ В ИЗДЕЛИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Д. И. Климов, Т. Т. Мамедов, В. В. Орешко, И. Р. Губайдуллин, А. Ю. Гусева

АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Предлагается включение в телеметрические системы изделий ракетно-космической техники видеосистем, что значительно повысит достоверность информации от существующих средств телеметрирования объектов для отслеживания их штатного функционирования, а также для оперативного и однозначного выявления причин нештатных и аварийных ситуаций. Предлагается система видеоконтроля, предназначенная для наблюдения правильности протекания технологических процессов на борту изделий ракетно-космической техники. При научно-исследовательских работах выбранного направления исследований ставится задача применения способов цветовой и яркостной пирометрии в системах видеоконтроля, методов сжатия и обработки информации, элементов теории теплового излучения, математического анализа и теории информации в бесконтактных измерительных системах при создании средств измерений температурных параметров термонагруженных элементов и контроля правильности выполнения технологических процессов изделий ракетно-космической техники.

Ключевые слова: видеотелеметрия, видеоконтроль, термо-видеотелеметрия, температура, термонагруженные области, энергонагруженные области, телеметрические системы, информационные системы, измерение, видеоизображение

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В настоящее время появление работ по созданию систем видеоконтроля изделий ракетно-космической техники вызвано известным фактом о более достоверном канале информации — зрении (зрение человека даёт 95 % информации об окружающих объектах), поэтому включение в систему контроля видеoinформации значительно повышает достоверность информации от существующих средств телеметрирования объектов для отслеживания их штатного функционирования, а также для оперативного и однозначного выявления причин нештатных и аварийных ситуаций, возникающих в процессе полёта изделий ракетно-космической техники (Rocket..., 2002).

С недавних пор предлагается посредством сигналов, получаемых с видеокамер (ВК), осуществлять и измерения физических величин удалённым бесконтактным методом. Основным фактор, влияющий на конструкционные материалы — температура. В изделиях ракетно-космической техники существуют области или объекты, средняя температура которых в рабочем режиме превышает 1200–1500 К с одновременным наличием повышенной радиации (например, области наружной оболочки ракет-носителей, подвергающиеся сильным механическим воздействиям).

Климов Дмитрий Игоревич — инженер-исследователь 1-й категории, кандидат технических наук, klimov.di@spacecorp.ru

Мамедов Теймур Теймурович — начальник отделения, кандидат технических наук

Орешко Виктор Васильевич — начальник отдела, кандидат технических наук

Губайдуллин Ильшат Рафаилович — инженер-исследователь

Гусева Анастасия Юрьевна — инженер-исследователь 3-й категории

Для таких областей контактный метод измерения температуры посредством температурных датчиков не применим ввиду значительного выделения энергии в том или ином виде (тепловой, кинетической, радиационной и пр.). При этом обозначенные объекты наиболее предрасположены к возникновению нештатных и аварийных ситуаций. Следовательно необходима система, контролирующая бесконтактным методом температуру проблемной области и правильность протекания технологических процессов (разделение составных частей космического объекта, раскрытие конструкций (солнечных батарей, антенн), маневрирование космических объектов) на борту изделий ракетно-космической техники.

Таким образом, причиной выбора данного направления исследований стала необходимость визуального контроля наиболее важных процессов, сопровождающих движение космических аппаратов и ракет-носителей, с выдачей разовых команд и измерением температуры термонагруженных элементов перспективных изделий ракетно-космической техники посредством видеосистем.

Предлагаемые видеосистемы могут осуществлять следующие цели:

- 1) видеонаблюдение за технологическими процессами при эксплуатации изделий ракетно-космической техники (Климов, 2019);
- 2) визуальный контроль правильности выполнения технологических процессов (разделение составных частей космического объекта, раскрытие конструкций (солнечных батарей, антенн, солнечных датчиков и пр.), маневрирование космических объектов) для анализа нештатных ситуаций на борту изделий ракетно-космической техники;
- 3) контроль и измерение температуры в термонагруженных областях телеметрируемых объектов посредством обработки видеоизображений для выявления наиболее уязвимых участков объекта наблюдения, подвергающихся высокотемпературным воздействиям;
- 4) дальнейшее развитие видеосистем для измерения физических величин.

При научно-исследовательских работах выбранного направления исследований ставится задача применения способов цветовой и яркостной пирометрии в системах видеоконтроля, методов сжатия и обработки информации, элементов теории теплового излучения, математического анализа и теории информации в бесконтактных измерительных системах при создании средств измерений температурных параметров термонагруженных элементов и контроля правильности выполнения технологических процессов изделий ракетно-космической техники.

ПЕРЕХОД ОТ ВИДЕОКОНТРОЛЯ К ВИДЕОИЗМЕРЕНИЯМ

Наиболее детального контроля и наблюдения требуют области, подвергающиеся наибольшим энергетическим нагрузкам или энергонагруженные области (Климов, 2016, 2018), особенно если это касается большого выделения энергии в замкнутом пространстве. Обозначенные энергонагруженные области объектов наиболее предрасположены к возникновению нештатных и аварийных ситуаций. По данной причине предлагается осуществлять измерение воздействия внешних факторов на промышленное изделие удалённым бесконтактным методом с помощью видеокамер — видеотелеметрией (Климов, 2016, 2018).

Основным внешним воздействующим фактором, влияющим на параметры конструкционных материалов, выступает **температура** — скалярная физическая величина, примерно характеризующая приходящуюся на одну степень свободы

средней кинетической энергии частиц макроскопической системы, находящейся в состоянии термодинамического равновесия (Госсорг, 1988).

Термо-видеотелеметрия — это способ измерения температуры промышленных изделий при помощи видеокамер с последующей обработкой информации (Климов, 2016, 2018).

ВИДЕОТЕЛЕМЕТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ

Предлагается измерение температурных параметров в термонагруженных областях телеметрируемых объектов посредством обработки видеоизображений для выявления наиболее уязвимых участков, подвергающимся различным воздействиям, объекта наблюдения (Климов, 2016, 2018).

При контроле за температурными параметрами для оперативного выявления термонагруженных зон объекта наблюдения предлагается применение фоторегистрирующих устройств низкого разрешения (например, 256×290 , 352×288) преимущественно ближнего и среднего инфракрасного (ИК) диапазона с частотой 1–3 кадров/с (Коротаев и др., 2012).

В настоящей работе наибольшее внимание уделяется нагретым телам с температурой выше 250–300 °С (в табл. 1 приведены значения температуры, при которых происходит необратимое изменение структуры кристаллической решётки, и температуры плавления для наиболее часто используемых материалов при проектировании изделий ракетно-космической техники) (Кошкин, Ширкевич, 1965). При более низких температурах подробного детального анализа поверхности нагретого тела (до точки) не требуется. Достаточно ограничиться небольшой областью поля изображения. Для менее детального изучения термообстановки в средней и дальней ИК-области достаточно видеть окаймлённые пурпурным цветом области чёрного цвета на экране, на вкладке ИК2 (использование ИК ПЗС (прибор с зарядовой связью)), чтобы отследить спектральную температуру ниже 525 К в максимуме потока теплового излучения (Госсорг, 1988). Можно отследить и меньшие значения температуры при рассматриваемой длине волны излучения, причём минимально возможная температура, которую можно отследить, определяется также и чувствительностью ПЗС. Чувствительность ПЗС в свою очередь определяется уровнем шумов ПЗС (преимущественно шумами считывания). Значения температуры, приведённые в табл. 1 требуют особого внимания при отслеживании оператором термообстановки после наземной обработки видеоинформации, так как в окрестности данных температур происходит разрушение того или иного материала (Берг и др., 2016).

Таблица 1. Температуры плавления и деформации некоторых типов металлов

Материал	Температура, К	
	плавления	необратимого изменения кристаллической решётки
Алюминий	933	723
Титан	1933±20	1156
Железо	1812	1042
Вольфрам	3695	1473
Сталь (средние значения)	1720–1795	1258
Никель	1726	956

Таблица 2. Поддиапазоны длин волн (УФ — ультрафиолетовый, ВД — видимый, ИК1–ИК4 инфракрасные диапазоны), соответствующие моделям ПЗС и объективам

Поддиапазон	Диапазон длин волн, мкм	Диапазон цветовых (спектральных) температур*, К	Тип видеорегистратора	Тип объектива
УФ	0,3–0,38	9653–7621	ВК с ВФПЗС	Длиннофокусный из кварцевого стекла
ВД	0,38–0,74	7621–3914		
ИК1	0,74–1,10	3914–2630		
ИК2	1,10–5,5	2630–525	ВК с ИК ПЗС	Длиннофокусный из оптического кремния
ИК3	5,5–8,0	525–362	ИК системы с глубоким термоохлаждением	Длиннофокусный из германия
ИК4	8,0–15,0	362–190	Микроболометрические приёмники	

* Температурные диапазоны берутся в максимуме интенсивности теплового излучения, полученные в соответствии с законом смещения Вина

Для отслеживания термообстановки в выбранной области изображения предлагается установить по две разнесённых на некоторое расстояние ВК в защитном термокожухе: одна с ВФПЗС (ПЗС с виртуальной фазой), другая — с ИК ПЗС (Вишневский и др., 2003). Обе камеры должны быть настроены на одну и ту же область обзора и пересылать на наземную станцию одновременно получаемые потоки информации (Климов, Благодырёв, 2016). В табл. 2 приведены поддиапазоны длин волн, соответствующие моделям ПЗС и объективам.

Наряду с визуальным контролем предлагается измерение высоких температур, а также контроль резких температурных перепадов телеметрируемых объектов для более детального анализа нештатных и аварийных ситуаций. Измерения осуществляются способом, основанным на законе Планка, пирометрическими методами по цветовому спектру или яркости. На экране монитора ПЭВМ (персональная электронно-вычислительная машина) отображается цветное (или чёрно-белое) видеоизображение с частотой до 3 кадров/с, при этом термоопасные зоны поля изображения подсвечиваются красным цветом.

Данные способы контроля наблюдаемых объектов позволяют осуществлять видеоконтроль технологических процессов и термообстановки изделий ракетно-космической техники, а также измерять температуру термонагруженных областей удалённым бесконтактным методом посредством видеокамер при существенном сокращении информационного потока, поступающего от изделия на наземную приёмную станцию по каналу борт — земля и выдавать разовые команды на повторное выполнение операций развёртывания составных частей автоматического космического аппарата в случае их невыполнения согласно циклограмме с целью оперативного предотвращения нештатных и аварийных ситуаций.

При эксплуатации рассматриваемой системы на космических аппаратах с удалением от наземной приёмной станции уменьшается мощность принимаемого сигнала и увеличивается вероятность числа ошибок, тем самым уменьшается пропускная способность канала борт — земля и падает информативность (Частоты..., 2016). Передаваемая видеоинформация обладает большой информативностью J , которая определяется как $J = (m \times n) F_{\kappa} M$, где $(m \times n)$ — разрешение фоторегистрирующего прибора; F_{κ} — частота следования кадров; M — разрядность, приходящаяся на каждый пиксель (по 8 бит на каждый из трёх цветов,

т. е. 24 бита) или разрядность АЦП (аналого-цифровой преобразователь), определяющаяся величиной температурного диапазона и шагом измерения температуры (например, для температурного диапазона 3000 К и шаге измерения 1 К требуется 12-разрядный АЦП).

В этом случае при использовании системы из четырёх видеокамер и наложении помехоустойчивого кодирования, составляющего 50–70 % от видеопотока, информативность будет составлять около 1,7 Гбит/с, а в случае измерения температуры — около 20 Мбит/с.

При проведении видеоконтроля технологических процессов предлагается применить существующие алгоритмы сжатия (MJPEG, H.264) (Ozer, 2009) с возможностью увеличения коэффициента сжатия до 200 и сократить частоту следования кадров с 25 до 16, а также понизить разрядность оцифровки приходящейся на каждый пиксель с 24 до 12 бит, используя цветоразностные сигналы и субдискретизацию 4:2:0 (Ричардсон, 2005).

Для такого случая при использовании системы из четырёх видеокамер и наложении помехоустойчивого кодирования информативность будет составлять около 3 Мбит/с (видеоконтроль технологических процессов) и около 125 кбит/с (измерение температуры), что позволит сократить информационный поток в более чем 550 и 24 раза соответственно.

Дальнейшее сокращение информационного потока возможно при отказе от визуального контроля. Измерять температуру удалённым бесконтактным методом предлагается следующим способом: на ПЭВМ наземной станции имеется фотоизображение полей объекта от видеорегистрирующих систем, которое разбивается на целое число контролируемых зон площадью $S = 5 \times 5 \dots 20 \times 20$ пикселей, каждая из которых имеет свой номер, задаваемый программным способом на борту космического аппарата. Шаг измерения температуры при этом составляет $\Delta T = 5\text{--}20$ К. В этом случае информационный поток измерения температуры становится от 2 до 15 кбит/с.

Стоит отметить, что применительно к использованию видеокамер на борту изделий ракетно-космической техники при расположении видеокамер на больших расстояниях от наблюдаемого объекта, возможно применение длиннофокусных объективов (Esper et al., 2011). При уменьшении расстояния от объекта до объектива, чтобы сохранить модель и исполнение объектива, требуется увеличить глубину резкости, т. е. увеличить диафрагменное число путём уменьшения действующего отверстия объектива.

ВЫВОДЫ

В ходе выполнения работы получены следующие результаты:

- 1) предложено преобразовать систему видеоконтроля в измерительно-командную систему;
- 2) система видеоконтроля дополняется математическим аппаратом на борту космического объекта и на наземной приёмной станции, для которых разрабатывается:
 - алгоритм видеоконтроля технологических процессов изделий ракетно-космической техники;
 - алгоритм вычисления температуры;
 - построение бинокулярной системы для расширения диапазона измерения физических величин;
 - алгоритм выдачи разовых команд на повторное выполнение операций в случае их невыполнения.

ЛИТЕРАТУРА

- Берг И. А., Худяков П. Ю., Чулков А. О.* Бесконтактная диагностика пульсирующего факела на автоматизированном комплексе // Современные наукоемкие технологии. 2016. № 11-1. С. 9–14.
- Вишневецкий Г. И., Выдревич М. Г., Нестеров В. К., Ривкин В. Л.* Отечественные УФ и ИК ФПЗС и цифровые камеры на их основе // Электроника: наука, технология, бизнес. 2003. № 8. С. 18–24.
- Госсорг Ж.* Инфракрасная термография. Основы, техника, применение. М.: Мир, 1988. 416 с.
- Климов Д. И.* Видеотелеметрический контроль промышленных изделий // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2016. Т. 5. Вып. 2. С. 76–83.
- Климов Д. И.* Измерение физических величин, характеризующих факторы воздействия на промышленные изделия, удаленным бесконтактным методом // Радиотехника. 2018. № 2. С. 80–84.
- Климов Д. И.* Перспективы развития систем видеоконтроля при ограничениях обработки информации в условиях эксплуатации на изделиях ракетно-космической техники // Успехи современной радиоэлектроники. 2019. № 8. С. 68–72.
- Климов Д. И., Благодарёв В. А.* Термовидеосистема для установки на космические аппараты и ракеты-носители // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2016. Т. 3. Вып. 3. С. 76–83.
- Кортаев В. В., Мельников Г. С., Михеев С. В., Самков В. М., Солдатов Ю. И.* Основы тепловидения: учеб. пособие. СПб.: НИУ ИТМО, 2012. 123 с.
- Кошкин Н. И., Ширкевич М. Г.* Справочник по элементарной физике. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Наука, 1965. 248 с.
- Ричардсон Я.* Видеокодирование. H.264 и MPEG-4 — стандарты нового поколения. М.: Техносфера, 2005. 368 с.
- Частоты. Регламент радиосвязи. Статьи / International Telecommunication Union. Женева, 2016. 442 с.
- Esper J., Flatley T. P., Bull J. B., Buckley S. J.* Small Rocket/Spacecraft Technology (SMART) Platform // 25th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites. 2011. Art. No. SSC11-VII-6. 7 p.
- Ozer J.* H.264 Royalties: what you need to know. Streaming Learning Center, 2009. URL: <https://streaminglearningcenter.com/articles/h-264-royalties-what-you-need-to-know.html/>.
- Rocket Cam. Digital video system / Ecliptic Enterprises Corporation. 2002. URL: <http://www.eclipticenterprises.com/rocketcam/>.

PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT OF VIDEO SYSTEMS FOR TEMPERATURE MEASUREMENT IN ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY PRODUCTS

D. I. Klimov, T. T. Mammedov, V. V. Oreshko, I. R. Gubaidullin, A. Yu. Viryasova

JSC "Russian Space Systems", Moscow, Russia

It is proposed to include video systems in the telemetry systems of rocket and space technology products, which will significantly increase the reliability of information from existing telemetry facilities to track their normal operation, as well as to quickly and unambiguously identify the causes of abnormal and emergency situations. A video monitoring system is proposed for monitoring the correctness of technological processes on board rocket and space technology products. When you research the chosen direction of research, the aim is to use rendering and brightness pyrometry in video surveillance systems, methods, compression and processing, elements of the

theory of thermal radiation, mathematical analysis and information theory in a non-contact measuring systems when creating measuring temperature parameters terminallerinin elements and control of execution of technological processes of rocket and space technology.

Keywords: videotelemetry, video monitoring, thermo-videotelemetry, temperature, thermally loaded areas, energy-loaded areas, telemetry systems, information systems, measurement, video image

Klimov Dmitry — leading research engineer, PhD, klimov.di@spacecorp.ru

Mammedov Teymur — head of the department, PhD

Oreshko Viktor — head of the department, PhD

Gubaidullin Ilshat — head of the group of research Engineers, postgraduate student

Viryasova Anastasia — research engineer of the first category, postgraduate student

СПЕКТРАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПОКАЗАНИЙ ИНЕРЦИАЛЬНОГО БЛОКА ПРИ БИОМЕХАНИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЯХ

А. П. Кручинина, М. М. Янкова

Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова (МГУ)
Москва, Россия

Предлагается методика анализа инерциальных данных, получаемых при исследованиях с участием человека. Методика позволяет сравнивать разные типы деятельности с помощью сочетания методов корреляционного и спектрального анализа. Представлены результаты пилотных исследований ходьбы в условиях земной силы тяжести и орбитального полёта. Исследованный пример позволяет обнаружить качественное изменение спектра ускорений и угловых скоростей, получаемых с инерциального измерительного модуля микроэлектромеханической системы, закреплённого на лбу участника исследования.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящей работе ставилась задача сформировать подходы обработки данных для исследований, проводимых в рамках космического эксперимента «Изучение особенностей вестибулярной стимуляции в невесомости». Для обработки данных, регистрируемых в исследовании, необходимо анализировать большие массивы инерциальных данных, получаемых испытуемым без какой-либо дополнительной информации, например, фото- или видеоданных. В статье рассматривается применение используемых в биомеханике методов частотного анализа для изучения поля ускорений, действующего при обыденной деятельности на внутреннее ухо человека. Для апробации выбранного подхода были выбраны ходьба и бег, данные которых имеются и для орбитального полёта (предоставлены С. Рязанским).

Проведён сравнительный анализ характерных раздражителей при нахождении на поверхности Земли и в условиях орбитального полёта. Результаты анализа позволяют судить о различиях и совпадениях информации для вестибулярного входа.

Интерес исследования ходьбы и бега в различных условиях обуславливается следующим: в условиях орбитального полёта развивается болезнь движения (Корнилова и др., 2013), доставляющая значимый дискомфорт космонавтам. Анализ ситуаций, в которых она возникает, проводится с разных позиций, в частности, мы проанализируем различия движения в невесомости и на Земле с точки зрения спектрального анализа.

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Экспериментальные данные

В данной работе рассматривается только вопрос сравнения картины линейных ускорений и угловых скоростей при ходьбе и беге. Анализируемые данные получены в условиях орбитального полёта и на Земле. На орбите эксперимент проводился с использованием специализированной беговой дорожки БД-2 (рис. 1,

Кручинина Анна Павловна — ассистент, anna.kruchinina@math.msu.ru

Янкова Маргарита Михайловна — студентка магистратуры, rita.iankova@gmail.com

журнал «Всё о космосе»), состоящей из движущегося полотна и резинок, используемых для замещения силы Земного притяжения. Данные предоставлены С. Рязанским и получены им в рамках образовательной программы. На Земле ходьба и бег проводились на обычной беговой дорожке, а также на улице (данные получены авторами).



Рис. 1. Беговая дорожка, используемая на МКС

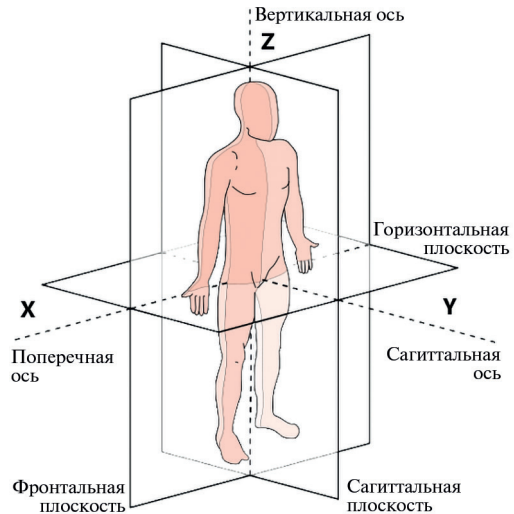


Рис. 2. Расположение анатомических плоскостей и осей

В настоящей работе исследуются спектральные характеристики данных, полученных с инерциального блока, а именно: линейные ускорения в проекции на оси X , Y , Z (рис. 2) и угловые ускорения в проекции на те же оси. Экспериментальные данные включают в себя запись бега и ходьбы на беговой дорожке, расположенной на борту Международной космической станции (МКС). Данные предоставлены С. Рязанским и получены им в ходе реализации его образовательной программы на борту МКС. Также анализируется запись бега и ходьбы на беговой дорожке на Земле. Инерциальный блок был закреплён на голове в обоих экспериментах, также анализируются данные во время ходьбы и бега на Земле в случае, когда устройство было расположено на поясе. Частота записи данных — 1666 Гц.

Сравнение энергетических вкладов

Спектральный метод анализа заключается в том, что объект изучения, описываемый некоторой функцией, может быть представлен в виде разложения по системе взаимно ортогональных и удовлетворяющих условиям Дирихле базисных функций. В настоящее время спектральный анализ довольно широко используется в том числе для биомеханических задач, например, анализа колебаний тела человека в различных условиях. Так, в работе (Сметанин и др., 2016) оценивается влияния зрительных условий на процесс поддержания вертикальной позы при стоянии на твёрдой и податливой опоре с помощью анализа изменения медианной частоты и среднеквадратического отклонения амплитудных спектров для центра тяжести и некоторые другие специальные переменные. В результате

было получено, что зрительные условия и вид опоры существенно влияют на спектры рассматриваемых переменных.

Вслед за авторами указанной работы будем анализировать вклад энергии выборочного частотного интервала в полную энергию сигнала: отношение энергии выборочного интервала частот к полной энергии сигнала. Иными словами, будем вычислять отношение площади под графиком спектральной мощности в выборочном частотном диапазоне к площади под этой кривой всего диапазона рассматриваемых частот. Так как предметом нашего исследования выступают движения человека, причём измеренные закреплённым на голове датчиком, рассмотрение высокочастотной составляющей опустим. Для применения методики, предложенной в работе (Сметанин и др., 2016), необходимо выбрать разбиение частотного диапазона. Воспользуемся частотными характеристиками, определёнными в материале (ГОСТ 31191.1-2004, 2010) в диапазоне 0,5–44,7 Гц. В табл. 1 приведены анализируемые частотные интервалы и осреднённые значения энергетических вкладов спектра для шага и бега в этих интервалах. АКС — показания акселерометра, ДУС — показания датчика угловых скоростей.

Таблица 1. Коэффициенты корреляции средних значений энергетических вкладов на Земле и в условиях орбитального полёта

	АКС X	АКС Y	АКС Z	ДУС X	ДУС Y	ДУС Z
Бег на БД на орбите / Бег на БД на Земле	0,168	0,990	0,987	0,926	0,945	0,725
Ходьба на БД на орбите / Ходьба на БД на Земле	0,724	0,721	0,956	0,863	0,398	0,977
Ходьба на БД на Земле / Ходьба на Земле	0,913	0,908	0,995	0,925	0,946	0,983

Для вычисления количественной оценки используется линейный коэффициент корреляции Пирсона, основанный на значении ковариации между переменными. Большая положительная ковариация говорит о прямой взаимосвязи между переменными. Обратная взаимосвязь даёт отрицательную ковариацию. Если количество совпадающих по знаку отклонений примерно равно количеству не совпадающих, то ковариация стремится к нулю, что говорит об отсутствии линейной взаимосвязи.

Найдём коэффициенты корреляции между средними значениями энергетических вкладов в каждом частотном диапазоне для разных видов движения и экспериментальных условий:

- орбитальный полёт / Земля,
- бег на БД / ходьба на БД / ходьба по поверхности Земли,
- закрепление на голове / на поясе

и оценим влияние условий эксперимента на распределение относительных энергетических вкладов, проанализировав корреляции между полученными величинами. Получено, что наблюдается высокая корреляция по всем осям, кроме нескольких пар. Результаты исследования представлены в табл. 1.

В соответствии с табл. 1 линейные ускорения по осям Y и Z, полученные при движении по беговой дорожке на орбите и на Земле, значимо коррелируют, что позволяет оценивать движение человека в условиях орбитального полёта по движению на Земле. Также существует значительная корреляция между ходьбой на Земле по поверхности и по беговой дорожке, т.е. отличия между этими двумя движениями практически незначительные.

Аналогичные результаты получены при анализе угловых скоростей в проекции на оси X и Z , однако в этом случае корреляция несколько ниже, особенно для ходьбы на беговой дорожке на орбите и на Земле.

Также необходимо обратить внимание на низкие коэффициенты в направлении X для ускорений и Y для угловых скоростей. Это движение в сагиттальной плоскости (влево-вправо), такие различия могут быть связаны со специфическим устройством беговой дорожки на орбите. Эти движения далее рассмотрим более подробно.

Голова и центр масс

Как было упомянуто ранее, во время экспериментов измерительный прибор был закреплён либо на голове, либо на поясе вблизи центра масс (ЦМ). Известно, что центр масс человека находится примерно на 10 см выше тазобедренного сустава (Герман, 2011), поэтому при закреплении устройства на поясе можно считать, что в таком случае проводится измерение движения центра масс.

Оценим влияние закрепления устройства во время экспериментов.

Таблица 2. Коэффициенты корреляции средних значений энергетического вклада измерения движения головы и ЦМ при движении на Земле

	АКС X	АКС Y	АКС Z	ДУС X	ДУС Y	ДУС Z
Бег на БД на Земле / Бег на БД на Земле (ЦМ)	0,769	0,621	0,978	-0,019	0,804	0,643
Ходьба на БД на Земле / Ходьба на БД на Земле (ЦМ)	0,407	0,741	0,990	0,189	0,755	0,932
Ходьба на Земле / Ходьба на Земле (ЦМ)	0,263	0,738	0,980	0,982	0,982	0,898

Как показано в табл. 2, линейные ускорения по осям Y и Z значимо коррелируют, т. е. место крепления практически не влияет на распределение энергии и можно оценить движение центра масс человека по движению головы.

Это верно и в случае угловых скоростей: значимые различия присутствуют только для угловых скоростей в проекции на ось X . Эти замечания позволяют заключить, что для дальнейшего анализа и сравнения движений людей разной комплекции, роста и иных отличающихся характеристик можно применять математические модели ходьбы, построенные для центра масс человека при анализе движений в проекции на оси Y и Z , в остальных случаях требуется более детальное исследование.

Сравнение спектральных характеристик некоррелированных данных

В табл. 3 представлены частотные интервалы и полученные вклады сигналов в различных условиях проведения эксперимента.

Таким образом, рассчитывая вклад частот из N -го интервала, мы формируем ряд из 20 чисел, который будем анализировать в дальнейшем с помощью корреляционного анализа. Как было показано ранее, высокая корреляция между спектральными характеристиками экспериментальных данных существует не всегда. При сравнении движений на орбите и на Земле низкая корреляция линейных ускорений появляется только по оси X (направление «ноги – голова»), а в случае угловых скоростей — по оси Y . Рассмотрим каждый случай более детально.

Таблица 3. Анализируемые частотные интервалы и полученные вклады сигналов в различных условиях проведения эксперимента

N	f_{geom}	f_1	f_2	Вклад ходьбы ($\times 10^{-3}$)		Вклад бега ($\times 10^{-3}$)	
				Земля	Орбита	Земля	Орбита
-3	0,5	0,447	0,561	0,5±0,3	1,4±0,6	0,1±0,1	0,1±0,1
-2	0,63	0,561	0,71	0,3±0,2	1,3±1,1	0,1±0,1	0,1±0,1
-1	0,8	0,71	0,89	0,9±0,7	5,2±5	0,2±0,1	0,3±0,1
0	1,0	0,89	1,12	1,1±0,6	11±6,8	0,3±0,1	0,5±0,2
1	1,25	1,12	1,41	1±0,4	6,7±7,2	0,9±0,5	1,4±1,0
2	1,6	1,41	1,79	59,2±127,4	37,5±32,4	0,9±0,1	1,1±0,6
3	2,0	1,79	2,24	649±302,7	486,7±102,2	1,3±0,3	4,7±1,3
4	2,5	2,24	2,81	5,9±2,1	21,7±17,4	651,7±364,8	85,7±46,1
5	3,15	2,81	3,55	7,2±2,7	26,1±5,4	94,2±181,7	4,2±0,4
6	4,0	3,55	4,47	31,3±9,7	160,4±22,8	3,3±0,6	6,2±1,8
7	5,0	4,47	5,61	14,3±14,5	27,3±11,5	15,4±8,8	43,7±24,2
8	6,3	5,61	7,1	14,1±6,5	39,1±7,8	10±11,5	14,4±4,4
9	8,0	7,1	8,9	12±11,3	36,4±7,4	8,8±1,5	27,0±25,1
10	10,0	8,9	11,2	18,9±7,7	12,6±4	32,6±20,7	9,3±1,6
11	12,5	11,2	14,1	29,1±13,3	13,7±0,7	36,6±14,6	6,7±1,2
12	16,0	14,1	17,9	32,6±7,5	23±4,7	31,4±17,3	5,1±1,9
13	20,0	17,9	22,4	24,4±9,3	15,1±3,4	14,2±12,9	3,7±0,5
14	25,0	22,4	28,1	35,1±7,4	6,6±1,5	7±6,7	1,2±0,4
15	31,5	28,1	35,5	7,7±3,2	2,5±0,8	2,4±2,4	0,3±0,1
16	40,0	35,5	44,7	0,9±0,2	0,3±0,1	0,8±1,1	0,1±0,1

Здесь f_1 — нижняя граница полосы частот, f_2 — верхняя граница полосы частот, f_{geom} — средняя геометрическая частота.

При беге в условиях орбитального полёта и на Земле распределения энергетических вкладов частот сигнала ускорений по оси X в зависимости от полосы существенно отличаются (рис. 3, см. с. 58): в условиях орбитального полёта основной вклад вносит полоса со средней геометрической частотой 1,25 Гц, а остальную часть — частоты от 2 до 12 Гц. При беге на Земле основной энергетический вклад распределяется более равномерно между частотами от 2 до 16 Гц с основным пиком в районе 4 Гц; в этом случае затухание кратных частот происходит значительно медленнее.

При анализе сигнала угловых скоростей по оси Y при ходьбе можно заметить (рис. 4, см. с. 58), что на Земле основной вклад вносит полоса со средней геометрической частотой 3,15 Гц, а также около 20 % энергии приходится на интервал частот около 1 Гц, остальную часть энергии вносят частоты вплоть до 10 Гц. При движении в условиях орбитального полёта полоса частот при 1 Гц вносит более половины всей энергии в сигнал, вторая по значимости полоса имеет среднюю геометрическую частоту 2 Гц, остальной вклад вносят частоты до 6 Гц. Такое различие распределения энергий может быть связано с появлением не свойственных движению на Земле колебаний на частоте 1 Гц. Для

дальнейшего анализа предлагается составить модель ходьбы в условиях орбитального полёта.

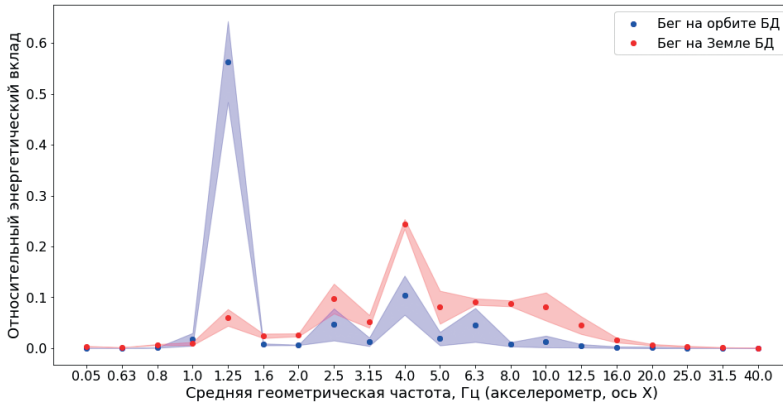


Рис. 3. Усреднённые значения энергетических вкладов в частотных диапазонах, ускорения по оси X

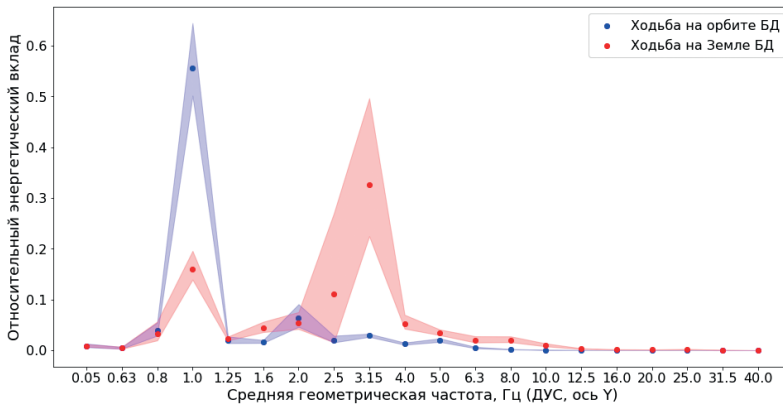


Рис. 4. Усреднённые значения энергетических вкладов в частотных диапазонах, угловые скорости по оси Y

Модель ходьбы человека

Моделей ходьбы описано много, к примеру в работах (Колесникова и др., 2014; Тертычный-Даури, 2012). Ходьба, в отличие от бега, включает в себя две фазы: одноопорную и двухопорную, последняя занимает не более 20 % времени движения, поэтому в работе (Колесникова и др., 2014) ею пренебрегают и исследуют только одноопорную фазу в сагитальной плоскости. Движение задаётся с помощью антропоморфного пятизвенного механизма с набором обобщённых координат: углом отклонения корпуса от вертикали, углами отклонения бёдер и голени от вертикали и координатами тазобедренного сустава в неподвижной системе координат.

В работе проводится моделирование ходьбы в условиях орбитального полёта на беговой дорожке БД-2. Движение моделируется трёхзвенным механизмом,

представленным на рис. 5. Величины: m_b — масса туловища, m_l — масса ноги, l — длина ноги, d — ширина таза, a — расстояние от точки крепления резинки до ближайшей точки опоры в двухопорной фазе, F_1, F_2 — сила упругости резинок, l_0 — начальная длина резинки, k — коэффициент упругости резинки, — считаются заданными.

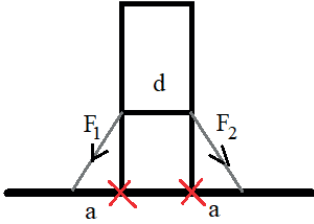


Рис. 5. Моделируемый механизм

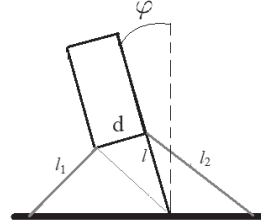


Рис. 6. Моделируемый механизм во время двухопорной фазы

Положим, что поднятие ноги происходит одновременно и за это время корпус не успевает отклониться. В таких условиях возникает момент, заставляющий корпус отклоняться от вертикали на угол φ в сторону поднятой ноги (рис. 6). Смоделируем это движение маятником, на который действуют упругие силы со стороны резинки. Силы упругости, наложенные на систему, потенциальны, поэтому можно воспользоваться уравнением Лагранжа, φ — обобщённая координата, L — функция Лагранжа (уравнения (1), (2))

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \varphi} = 0, \quad (1)$$

$$L = T - V, \quad (2)$$

где L — ; T — кинетическая энергия; V — потенциальная энергия.

Кинетическая энергия системы для малых значений угла φ и ног, моделируемых стержнями, примет вид:

$$T = \left(\frac{m_l}{3} + \frac{m_b}{2} \right) l^2 \dot{\varphi}^2. \quad (3)$$

Потенциальная энергия системы представляет собой сумму энергий двух резинок и имеет следующий вид:

$$V = \frac{k}{2} (\Delta l_1^2 + \Delta l_2^2), \quad (4)$$

где $\Delta l_1, \Delta l_2$ — изменение длины резинок:

$$\Delta l_1 = \sqrt{(a+d)^2 + r_1^2 - 2(a+d)r_1 \cdot \cos(\beta)} - l_0, \quad (5)$$

$$\Delta l_2 = \sqrt{a^2 + l^2 - 2la \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} + \varphi\right)} - l_0, \quad (6)$$

где $\beta = \frac{\pi}{2} - \arctg\left(\frac{d}{l}\right) - \varphi$.

Линеаризуя выражения (5), (6), получим:

$$\Delta l_1 = C_{\Delta_1} + C'_{\Delta_1} \varphi, \quad \Delta l_2 = C_{\Delta_2} + C'_{\Delta_2} \varphi,$$

где $C_{\Delta_1} = \sqrt{(a+d)^2 + r_1^2 - 2(a+d)r_1 \cdot \sin\varphi_1} - l_0$, $C'_{\Delta_1} = \frac{(a+d)r_1 \cdot \cos\varphi_1}{\sqrt{(a+d)^2 r_1^2 - 2(a+d)r_1 \cdot \sin\varphi_1}}$,
 $C_{\Delta_2} = \sqrt{a^2 + l^2} - l_0$, $C'_{\Delta_2} = \frac{la}{\sqrt{a^2 + l^2}}$, $\varphi_1 = \arctan \frac{d}{l}$.

Подставим полученные результаты для кинетической и потенциальной энергии (3), (4) в формулу (2) и вычислим слагаемые уравнения Лагранжа (1):

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) = C_T \ddot{\varphi}, \quad \frac{\partial L}{\partial \varphi} = -(C'_V + C''_V \varphi).$$

Значения постоянных

$$C_T = 2 \left(\frac{m_l}{3} + \frac{m_b}{2} \right) l^2, \quad C'_V = K \left(C_{\Delta_2} C'_{\Delta_2} - C_{\Delta_1} C'_{\Delta_1} \right), \quad C''_V = K \left(C'_{\Delta_1} + C'_{\Delta_2} \right).$$

Получим уравнение движения:

$$C_T \ddot{\varphi} + C'_V + C''_V \varphi = 0.$$

Соответствующая система примет вид:

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = \omega, \\ \dot{\omega} = C'_\omega + C''_\omega \varphi, \end{cases} \quad (7)$$

где $C'_\omega = -\frac{C'_V}{C_T}$, $C''_\omega = -\frac{C''_V}{C_T}$.

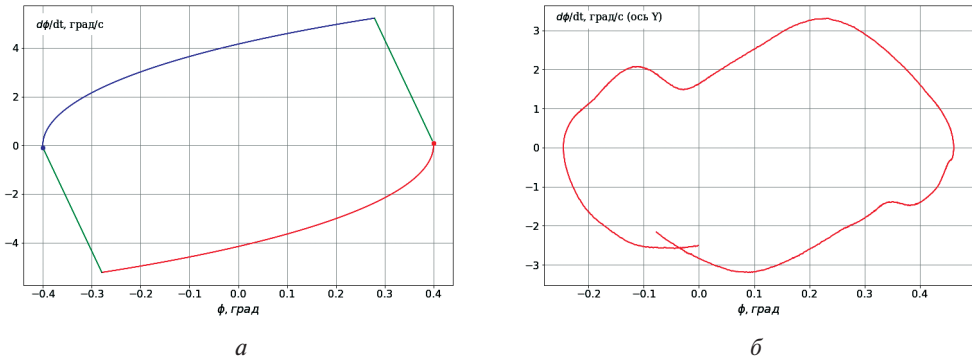


Рис. 7. Фазовые портреты системы (а) и экспериментальных данных (б)

Фазовый портрет системы (7) представлен на рис. 7а. Точкой обозначено начало одноопорной фазы, двухопорная фаза моделируется прямой. Фазовый портрет экспериментальных данных представлен на рис. 7б. Можно заметить, что модельное движение происходит в тех же диапазонах изменения угла и угловой скорости и может быть использовано для задания движения в первом приближении. Однако в модели не учитывается нелинейность, связанная с двухопорной фазой. Описание этого движения требует отдельного дополнительного анализа.

ВЫВОДЫ

В настоящей работе был рассмотрен вопрос о сравнении картины линейных ускорений и угловых скоростей при ходьбе и беге на Земле и в условиях орбитального полёта. Для сравнения была сформирована новая анализируемая величина на основе разложения в ряд Фурье — числовой ряд из относительных энергетических вкладов в каждый из частотных диапазонов табл. 1. Далее с использованием корреляционного метода были выявлены различия в движении в космосе и на Земле во фронтальной плоскости.

В результате было получено, что движения в сагиттальной и горизонтальной плоскостях на орбите и на Земле схожи — спектральные разложения этих сигналов могут различаться только частотой основного пика в силу разных скоростей ходьбы и бега. Стимуляция при движении в условиях орбитального полёта похожа на земную, однако имеет некоторые нюансы. Значимые различия наблюдаются при движении во фронтальной плоскости (влево-вправо): основной вклад в энергию сигнала ускорений и угловых скоростей на орбите вносят частоты в диапазоне от 1 до 6 Гц; на Земле этот интервал более широкий: от 1 до 18 Гц. Также явным отличием оказалось более быстрое затухание кратных частот при движении в условиях орбитального полёта.

При исследовании математической модели выявлено, что плечо приложения силы на орбите отличается в два раза в силу конструкции всей системы, из-за чего нагрузка, осуществляемая притягом беговой дорожки, не может достигать значения земной. В отличие от строго вертикальной силы притяжения на Земле, сила действия притяга добавляет вращающий момент во фронтальной плоскости, приводящий к раскачиванию и появлению не свойственных ходьбе на Земле колебаний.

ЛИТЕРАТУРА

- Герман И.* Физика организма человека / пер. с англ. Долгопрудный: Изд. дом «Интеллект», 2011. 992 с.
- ГОСТ 31191.1-2004 (ИСО 2631-1:1997) Вибрация и удар. Измерение общей вибрации и оценка ее воздействия на человека. Часть 1. Общие требования. М.: Стандартинформ, 2010.
- Колесникова Г. П., Формальский А. М.* Об одном способе моделирования походки человека // Инженерный журн.: наука и инновации. 2014. Вып. 1. 8 с. URL: <http://engjournal.ru/catalog/eng/teormech/1181.html>.
- Корнилова Л. Н., Наумов И. А., Козловская И. Б.* Нейросенсорные исследования вестибулярной функции человека // Косм. медицина и биология: сб. науч. ст. / под ред. Григорьева А. И., Ушакова И. Б. Воронеж: Издательско-полиграф. центр «Науч. кн.», 2013. С. 278–297.
- Сметанин Б. Н., Кожина Г. В., Попов А. К., Левик Ю. С.* Спектральный анализ колебаний тела человека при стоянии на твердой и податливой опорах в разных зрительных условиях // Физиология человека. 2016. Т. 42. № 5. 9 с.
- Тертычный-Даури В. Ю.* Динамика робототехнических систем. СПб.: НИУ ИТМО, 2012. 128 с.

SPECTRAL ANALYSIS OF INERTIAL UNIT DATA IN BIOMECHANICAL STUDIES

A. P. Kruchinina, M. M. Iankova

Lomonosov Moscow State University (MSU), Moscow, Russia

A technique for analyzing inertial data obtained in studies with human participation is proposed. The technique allows you to compare different types of activities using a combination of methods of correlation and spectral analysis. The results of pilot studies of walking under conditions of gravity and orbital flight are presented. The investigated example shows allows one to detect a qualitative change in the spectrum of accelerations and angular velocities obtained with MEMS, fixed on the forehead of a research participant.

Keywords: spectral analysis, correlation analysis, inertial block, biomechanics, motion in zero gravity

Iankova Margarita Michailovna — MBA student, rita.iankova@gmail.com

Kruchinina Anna Pavlovna — assistant, anna.kruchinina@math.msu.ru

МОДЕЛИРОВАНИЕ МИГРАЦИИ ПРИМЕСИ В ПОЛИМЕРНОМ КОМПОЗИТЕ ПРИ ВАКУУМНОТЕПЛОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

В. К. Мелешко

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет) (МГТУ им. Н.Э. Баумана)
Москва, Россия

Исследовано влияние факторов космического пространства на полиметилметакрилат с радиационным выходом 1,5 молекул/100 эВ, энергия электронов и протонов составляла 15 и 30 кэВ соответственно, а плотность потоков — 10^8 и 10^7 см²/с. Было установлено, что электронное облучение оказывает максимальное воздействие на профиль пространственно-временного распределения концентрации летучих веществ в материале, по сравнению с протонным облучением. При значениях коэффициента диффузии менее 0,001 мкм²/с облучение протонами и/или электромагнитным излучением приводит к быстрому накоплению летучих веществ в приповерхностном слое материала.

Ключевые слова: космический аппарат, полимерный композиционный материал, собственная внешняя атмосфера, облучение, потеря массы, диффузия, математическая модель

ВВЕДЕНИЕ

С увеличением сроков активного существования космических аппаратов (КА) Федеральная космическая программа России предъявляет повышенные требования к надёжности и качеству проведения испытаний материалов космического назначения на стойкость к воздействию факторов космического пространства (ФКП). Одним из них является собственная внешняя атмосфера (СВА) КА, образующаяся за счёт потери массы материалов поверхности, утечки газов из внутренних отсеков, выбросов продуктов сгорания топлива ракетных двигателей и других процессов (Модель космоса..., 2007).

Среди негативных проявлений действия СВА на современные и перспективные спутники, оснащаемые большим количеством высокочувствительной аппаратуры, наиболее критичным оказывается загрязнение их поверхностей летучими продуктами (Fumitaka Urayama et al., 2004). Острота этой проблемы обусловлена широким применением полимерных композиционных материалов (ПКМ), например в качестве терморегулирующего покрытия, и внедрением в практику конструирования КА негерметизированных отсеков, что создаёт предпосылки для увеличения плотности СВА и присутствия в её составе высокомолекулярных легко конденсирующихся соединений.

Полимерные материалы и композиты на их основе используются на современных космических аппаратах при создании терморегулирующих покрытий (ТРП), конструкционных изделий, экранно-вакуумных теплоизоляций, герметиков, клеев и т.д. Известно, что действие ионизирующих излучений на такие материалы при поглощённых дозах 10^5 – 10^6 Гр приводит к значительным изменениям их оптических, механических, электрофизических и теплофизических свойств.

Для надёжного прогнозирования уровня загрязнения функциональных поверхностей аппарата необходимы физико-математические модели, описывающие процессы формирования СВА, переноса в окрестности КА и осаждения на

чувствительных участках его поверхностей продуктов СВА. При этом существует целый ряд проблем, связанных с недостаточным знанием природы указанных процессов:

1. Ограниченность данных о влиянии температурных режимов и действия излучений космического пространства на потерю массы неметаллических материалов и осаждение продуктов СВА на поверхностях КА.
2. Отсутствие физико-математических моделей потери массы полимерных композитов, учитывающих изменения их свойств под действием излучений. Существующие эмпирические модели (Khassanchine et al., 2004, 2006, 2015) имеют ограниченное применение и используются, в основном, для анализа результатов лабораторных экспериментов о потере массы материалов при тепловвакуумном воздействии.
3. Не выявлены зависимости скорости потери массы ПКМ от энергии, интенсивности и вида излучения. Нет ясных представлений о синергетическом эффекте совместного действия на эти материалы вакуума, температуры, ультрафиолетового (УФ), электронного и протонного излучений.
4. Детально не изучено влияние параметров облучения на осаждение продуктов собственной атмосферы на поверхностях оптических материалов КА, и т. д.

Цель данной работы заключалась в прогнозировании радиационно-стимулированной потери массы материала с использованием предлагаемой физико-математической модели потери массы полимерного композита. В качестве примера был взят материал полиметилметакрилат (ПММА), который является аналогом органического связующего модельного композита ЭКОМ-1, используемого в качестве терморегулирующего покрытия КА. Проводится численный анализ воздействия на ПММА комплекса ФКП (вакуум, электромагнитное излучение (ЭМИ), протоны и электроны) в пределах магнитосферы Земли.

ФИЗИКО-МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

В предлагаемой физико-математической модели постулируется, что скорость потери массы i -го типа летучих веществ (ЛВ) пропорциональна его концентрации в приповерхностном слое материала, а потеря массы ПКМ в условиях космического пространства складывается из следующих процессов:

- радиолиз органической составляющей материала;
- диффузия образующихся и абсорбированных в материале ЛВ;
- десорбция ЛВ со свободной поверхности материала;
- химические реакции;
- сублимация.

Таким образом, решение задачи о потере массы при облучении в вакууме сводится к решению системы уравнений (1)–(4), содержащей в себе уравнение диффузии с координатной зависимостью, начальное распределение концентрации и граничные условия.

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial C_i(x,t)}{\partial t} &= \frac{\partial}{\partial x} \left(D_i(x,t) \frac{\partial C_i(x,t)}{\partial x} \right) - \chi_i C_i(x,t) + S_i(x,t), \\ x \in (0, l - \delta(t)), \quad t > 0, \delta(t) < l, \delta(t) &= \int_0^t v(\tau) d\tau, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

$$C_i(x, t) \Big|_{t=0} = R_i(x), \quad x \in [0, l], \quad (2)$$

$$\frac{\partial C_i(x, t)}{\partial x} \Big|_{x=0} = 0, \quad t > 0, \quad (3)$$

$$D_i(x, t) \frac{\partial C_i(x, t)}{\partial x} \Big|_{x=l-\delta(t)} + [k_i(t) + v] C_i(x, t) \Big|_{x=l-\delta(t)} = 0, \quad t > 0, \quad (4)$$

где $C_i(x, t)$ — концентрация ЛВ i -го типа, отн. ед.; χ_i — скорость химической реакции, с^{-1} ; $D_i(x, t)$ и $k_i(x, t)$ — эффективные коэффициенты диффузии и десорбции, $\text{мкм}^2/\text{с}$ и $\text{мкм}/\text{с}$; $R_i(x)$ — концентрация i -го типа в материале в начальный момент времени t , отн. ед.; l — толщина материала, мкм ; v — скорость сублимации, $\text{мкм}/\text{с}$; $S_i(x, t)$ — функция источника ЛВ i -го типа, отн. ед.

Решение $C_i(x, t)$ задачи (1)–(4) содержит значения функции концентрации ЛВ в приповерхностном слое материала $x = l - \delta(t)$. Это величина используется для определения скорости потери массы с единицы поверхности материала (5).

$$\dot{M}_{total}(t) = \sum_{i=1}^N \dot{M}_i(t) = \sum_{i=1}^N m_i [k_i(t) + v] C_i(l - \delta(t), t), \quad (5)$$

где m_i — масса молекулы ЛВ i -го типа.

Общая потеря массы через единицу поверхности материал-вакуум за время t определяются формулой (6).

$$M_{total}(t) = \sum_{i=1}^N M_i(t) = \sum_{i=1}^N m_i \int_0^t [k_i + v] C_i(l - \delta(\tau), \tau) d\tau.$$

Стоит отметить, что модельные ПКМ (аналоги ТРП), используемые для моделирования потери массы полимерных материалов под воздействием ФКП, имеют толщину, которая во много раз меньше других линейных размеров образцов. Это обстоятельство даёт возможность использовать для описания потери его массы при облучении в вакууме одномерную задачу, не нарушив принципиально характер исследуемых процессов. Одномерная модель позволяет демонстрировать эволюцию исследуемого процесса и интерпретировать экспериментальные данные о потере массы полимерных материалов.

Поскольку (из постановки задачи) на модельный материал воздействовал комплекс ФКП, то функция источника $S_i(x, t)$ представляет собой суперпозицию вида:

$$S_i(x, t) = S_i^e(x, t) + S_i^p(x, t) + S_i^{UR}(x, t), \quad (7)$$

где $S_i^e(x, t)$ — функция источника электронов ЛВ i -го типа; $S_i^p(x, t)$ — функция источника протонов ЛВ i -го типа; $S_i^{UR}(x, t)$ — функция источника электромагнитного излучения ЛВ i -го типа.

Функции источника электронов и протонов по своей форме приблизительно повторяют распределение поглощённой дозы излучения и зависят от энергии электронов и протонов, состава материала и его толщины. В поставленной задаче состав модельного ПКМ за время облучения изменялся незначительно, поэтому функции источника электронов и протонов не зависят от времени. Значения поглощённой дозы были получены при решении задачи переноса моноэнергетических электронов через ПКМ методом Монте-Карло (Ермаков, Михайлов, 1976). Также стоит добавить, что интерполяция функций источников

электронов и протонов проводилась методом кубических сплайнов (Ермаков, 2009).

Функция источника электромагнитного излучения была рассчитана для ультрафиолетового излучения в диапазоне длин волн $\lambda \in [120; 380]$. Распределение поглощённой дозы по толщине облучаемого слоя было получено умножением поглощённой энергии на коэффициент линейного поглощения μ для интервала энергии (3–10 эВ): 10^{-3} – 10^{-7} см $^{-1}$ (Иванов и др., 2010). Для расчётов значений и параметров функции источника ЭМИ была применена интерполяция сплайнами (кубический сплайн) (Ермаков, 2009).

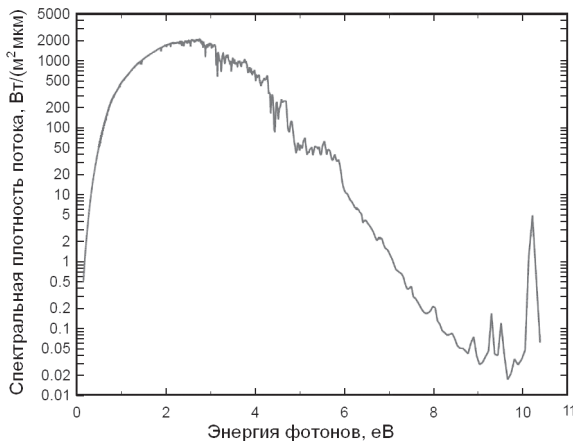


Рис. 1. Спектральная плотность потока солнечного излучения

Для расчётов функций источников электронов и протонов плотность потока была выбрана 10^8 и 10^7 см $^{-2}$ ·с $^{-1}$. Энергия электронов и протонов составляла 15 и 30 кэВ — эти значения энергии характерны для частиц горячей магнитосферной плазмы. Поток энергии для УФ-излучения был рассчитан из данных о спектре Солнца (рис. 1), взятых с сайта <http://rredc.nrel.gov/solar/spectra/am0/> (дата обращения: 19.10.2020) и равняется $5,3184 \cdot 10^8$ эВ·см $^{-2}$ ·с $^{-1}$. Радиационный выход ПММА для задачи был взят равным 1,5 молекул/100 эВ (Салимгареева, Колесов, 2006).

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФКП НА ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЛЕТУЧИХ ВЕЩЕСТВ В МАТЕРИАЛЕ

На рис. 2–5 представлены некоторые результаты численных расчётов, показывающие влияние значений коэффициентов диффузии D и десорбции k на исследуемый процесс в материале, находящемся под воздействием ФКП.

Коэффициенты диффузии D и десорбции k варьировались от 0,00001 до 0,1 мкм 2 /с и от 0,00001 до 0,1 мкм/с соответственно. Толщина материала l составляла 100 мкм, время наблюдения за процессом $T = 1000$ ч.

При комплексном воздействии на материал ПММА с радиационным выходом 1,5 молекул/100 эВ с малым значением коэффициента диффузии D (0,00001 мкм 2 /с) ЛВ (продуктов радиолитиза и фотолитиза) наблюдается быстрое увеличение их концентрации в приповерхностном слое (см. рис. 2, с. 67). При этом подавляющее влияние оказывает электронное воздействие, что подтверж-

дается совпадением формы профилей концентрации ЛВ и функции источника электронов. Повторение профиля объясняется малой скоростью миграции ЛВ в материале, что приводит к росту их концентрации (в основном) в той области, где они образуются. Однако с течением времени градиент концентрации ЛВ значительно возрастает и происходит их перераспределение. Количество ЛВ вне этой области так же увеличивается.

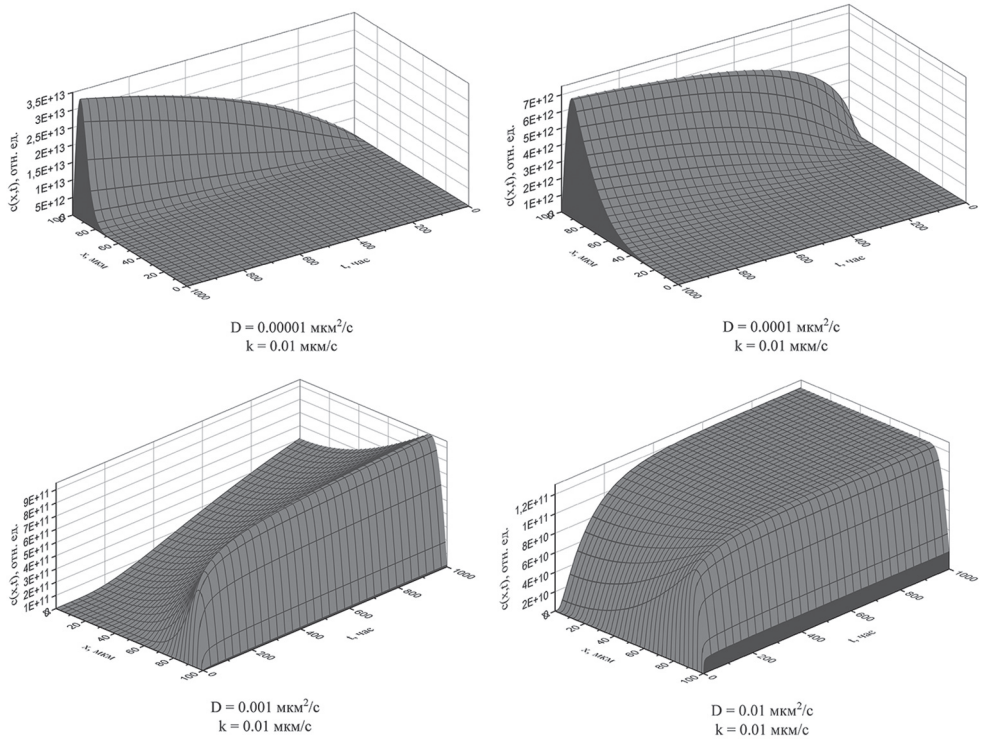


Рис. 2. Влияние значения коэффициента диффузии D на распределение концентрации ЛВ

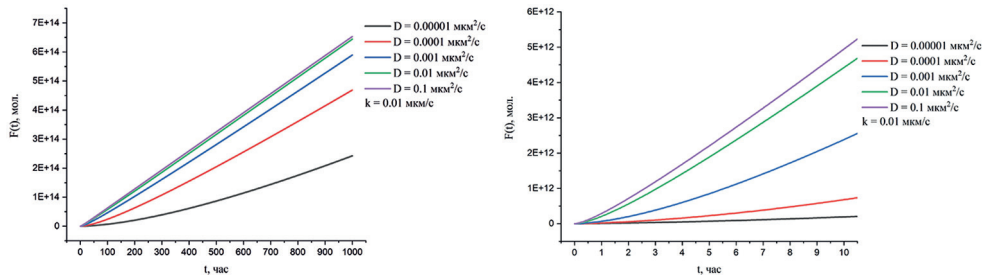


Рис. 3. Влияние значения коэффициента диффузии D на количество вылетевших молекул с единицы поверхности $F(t)$

С ростом значения коэффициента диффузии D ЛВ увеличивается скорость миграции ЛВ, что способствует быстрому перераспределению продуктов радиолиза и фотолиза, которые образуются в облучаемом слое, по всему объёму

материала. Наблюдается так называемое «квазиравновесное состояние», когда концентрация ЛВ распределяется таким образом, что количество ЛВ, образовавшихся в процессе радиолитического и фотолитического разложения, равно количеству ЛВ, покинувших материал в единицу времени. Но поскольку доминирует воздействие электронного компонента, то с увеличением значения коэффициента диффузии D профиль концентрации ЛВ при «квазиравновесном состоянии» частично повторяет профиль функции источника ЛВ, обусловленный электронным облучением.

При этом наклон $dF(t) = kc(L, t)$ (см. рис. 3, с. 67) квазилинейного графика функции $F(t)$ растёт вместе со значением коэффициента диффузии D .

При комплексном воздействии на материал с малым значением коэффициента десорбции k также наблюдается рост концентрации продуктов радиолитического и фотолитического разложения в приповерхностном слое (см. рис. 4). В данном случае распределение концентрации ЛВ частично повторяет профиль распределения поглощённой энергии (функции источника) при комплексном воздействии. При этом наиболее ярко, как и при исследовании влияния коэффициента диффузии D на перераспределение концентрации ЛВ, выражено воздействие электронного компонента. Повторение профиля функции источника связано с малой скоростью выхода продуктов фотолитического и радиолитического разложения через границу материала в вакуум. При этом благодаря комплексному воздействию идёт постоянное пополнение ЛВ и, в отличие от случая, наблюдавшегося при малых значениях коэффициента диффузии, в материале происходит миграция ЛВ, вследствие чего наблюдается перераспределение концентрации в объёме материала.

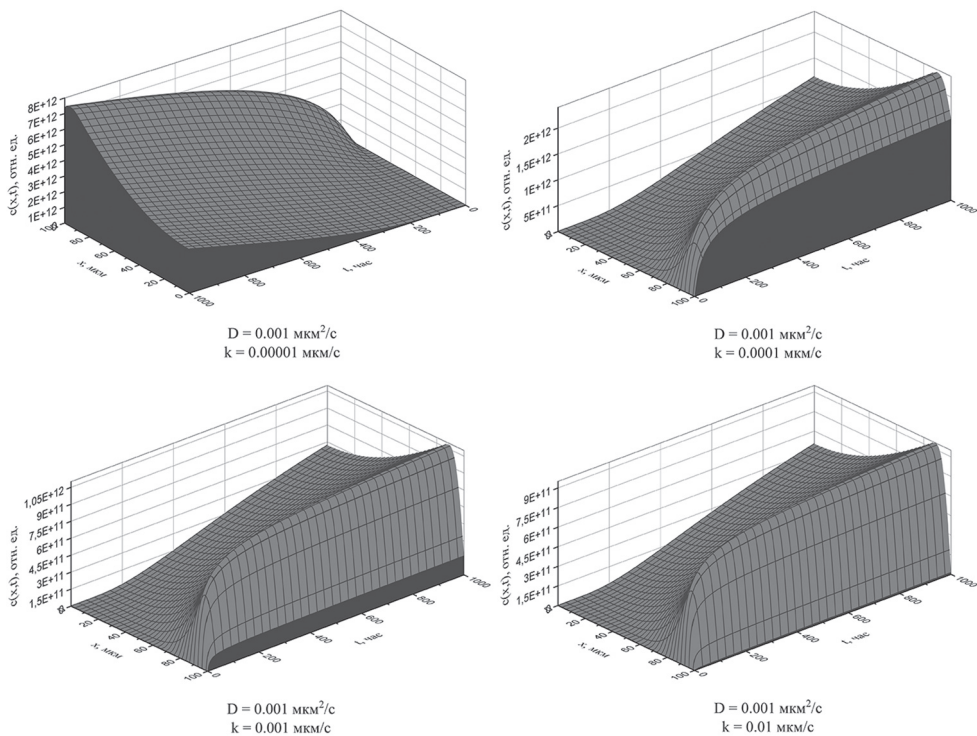


Рис. 4. Влияние значения коэффициента десорбции k на распределение концентрации ЛВ

При увеличении значения коэффициента десорбции k вид профиля концентрации сохраняется, за исключением границы и суммарного значения самой концентрации. Это указывает на то, что коэффициент десорбции k не оказывает влияния на миграцию ЛВ в объёме, но способствует ускорению (или замедлению) выхода молекул с поверхности материала, что подтверждает рис. 5.

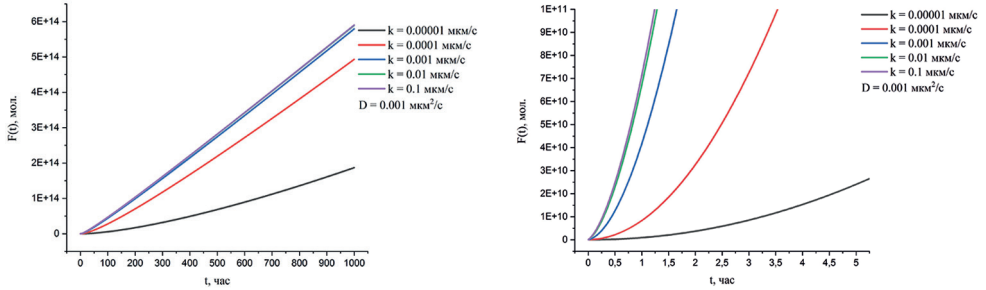


Рис. 5. Влияние значения коэффициента десорбции k на количество вылетевших молекул с единицы поверхности $F(t)$

Помимо исследования влияния комплексного воздействия, оказываемого на материал, было исследовано влияние электронного, протонного, ЭМИ, электронного и протонного, электронного и ЭМИ и протонного и ЭМИ воздействий. Значения коэффициента диффузии D , коэффициент десорбции k , толщина материала l и времени наблюдения T были взяты такие же, как и при комплексном воздействии.

В общих чертах картина поведения миграции ЛВ в материале в зависимости от изменения коэффициента диффузии D или десорбции k практически не отличается от рассмотренного выше комплексного воздействия. Отличие будет заключаться в том, какая функция источника взята либо какой источник оказывает доминирующее воздействие.

Но при исследовании влияния значения коэффициента диффузии D на количество вылетевших молекул с единицы поверхности материала, находящегося под совместным воздействием протонов и ЭМИ, наблюдалась ситуация, представленная на рис. 6 (при раздельном обучении протонами или ЭМИ ситуация повторялась).

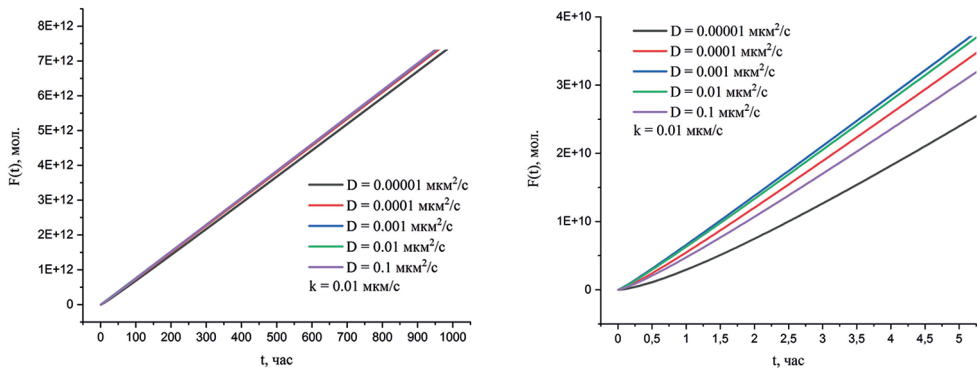


Рис. 6. Влияние коэффициента диффузии D на количество вылетевших молекул с единицы поверхности $F(t)$.

На рис. 6 видно, что наклон графика $F(t)$ до значения коэффициента диффузии $D = 0,001 \text{ мкм}^2/\text{с}$, увеличивается, после — уменьшается (при комплексном воздействии наклон увеличивался). Это объясняется тем, что для материала ПММА под воздействием протонного излучения и ЭМИ увеличение коэффициента диффузии D влияет не только на миграцию ЛВ в материале, но и способствует выходу ЛВ из материала в вакуум (в данном случае уменьшает её, что наблюдается на рис. 6).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе численного моделирования было исследовано влияние ФКП на пространственно-временное распределение концентрации ЛВ материале ПММА с радиационным выходом 1,5 молекул/100 эВ, энергия электронов и протонов составляла 15 и 30 кэВ соответственно, а плотность их потоков — 10^8 и $10^7 \text{ см}^{-2}\cdot\text{с}^{-1}$.

При комплексном воздействии на материал значения коэффициента диффузии определяет пространственно-временное распределение в нем концентрации ЛВ, а от значения коэффициента десорбции зависит скорость выхода молекул с поверхности материала в вакуум.

В работе также рассмотрены случаи раздельного и совместного воздействия электронов, протонов и ЭМИ излучения на исследуемый материал. Показано, что пространственно-временное распределение ЛВ в материале и скорость их выхода в вакуум определяется как видом воздействующего излучения, так и значениями коэффициентов диффузии и десорбции.

Доминирующее влияние электронного облучения на исследуемые процессы объясняется тем, что плотность потока энергии этого компонента при комплексном воздействии максимальна и тем, что длина пробега электронов во много раз больше чем протонов. Таким образом, в материал инжектирует больше энергии и на большую глубину.

При значениях коэффициент диффузии менее $0,001 \text{ мкм}^2/\text{с}$, облучении протонами и/или ЭМИ, приводит к быстрому накоплению ЛВ в приповерхностном слое материала.

ЛИТЕРАТУРА

- Ермаков С. М. Метод Монте-Карло в вычислительной математике: ввод. курс / сост. С. М. Ермаков. М.: СПб.: Бином. Лаб. Знаний; Нев. диалект, 2009. 192 с.
- Ермаков С. М., Михайлов Г. А. Курс статистического моделирования: учеб. пособие. М.: Наука, 1976. 320 с.
- Иванов С. Н., Локтионов Е. Ю., Протасов Ю. Ю. Исследование спектральных коэффициентов преломления и поглощения конденсированных сред полимерного ряда в коротковолновой области спектра в вакууме // Прикладная физика. 2010. № 6. С. 12–19.
- Модель космоса: Научно-информационное издание. В 2-х т. / под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.
- Салимгареева В. Н., Колесов С. В. Принципы защиты полиметилметакрилата // Прикладная химия. 2006. Т. 79. № 9. С. 1409–1418.
- Fumitaka Urayama, Tetsuya Hayashia, Naomichi Takedab, Naoko Babac Modeling of material outgassing and deposition phenomena / eds. Philip T. C. Chen, John C. Fleming, Michael G. Dittman // Proc. SPIE 2004: Optical Systems Degradation, Contamination, and Stray Light: Effects, Measurements, and Control. 2004. V. 5526. 10 p.

Khassanchine R. H., Grigorevskiy A. V., Galygin A. N. Simulation of Outgassing Processes in Spacecraft Coatings induced by Thermal Vacuum Influence // *J. Spacecraft and Rockets*. 2004. V. 41. No. 3. P. 384–388.

Khassanchine R. H., Timofeev A. N., Galygin A. N., Kostyuk V. I. Simulation of Electron Radiation on Outgassing of Spacecraft Materials // *J. Spacecraft and Rockets*. 2006. V. 43. No. 3. P. 509–513.

Khasanshin R. H., Galygin A. N., Novikov L. S. Study of Mass Loss of EKOM-1 Thermal Control Coating under Electron and Proton Radiations // *Advances in Space Research*. 2015. V. 56. No. 11. P. 2669–2674.

<http://rredc.nrel.gov/solar/spectra/am0/> (дата обращения 19.10.2020).

MODELING THE MIGRATION OF IMPURITIES IN A POLYMER COMPOSITE UNDER VACUUM-THERMAL ACTION

V. K. Meleshko

Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), Moscow, Russia

The influence of space factors on the PMMA material with a radiation yield of 1.5 molecules/100 eV was investigated, the energy of electrons and protons was 15 and 30 keV, respectively, and their flux densities were 10^8 and 10^7 sm²/s. It was founded that electron irradiation has the maximum effect on the profile of the spatio-temporal distribution of the concentration of volatiles in the material, compared to proton irradiation. At values of the diffusion coefficient less than 0.001 μm²/s, irradiation with protons and/or electromagnetic radiation, leads to a rapid accumulation of material flying in the near-surface layer.

Keywords: spacecraft, polymer composite material, own external atmosphere, irradiation, mass loss, diffusion, mathematical model.

Meleshko Valentina Konstantinovna — master student, v.k.meleshko@mail.ru

ОЦЕНКА СОДЕРЖАНИЯ ВОДЫ В МАРСИАНСКОМ ГРУНТЕ ВДОЛЬ ТРАССЫ ДВИЖЕНИЯ МАРСОХОДА КЬЮРИОСИТИ ПО ДАННЫМ ПАССИВНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПРИБОРА ДАН

С. Ю. Никифоров, И. Г. Митрофанов, М. Л. Литвак, М. В. Дьячкова, Д. И. Лисов, А. Б. Санин

Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва, Россия

Описывается метод оценки содержания водного эквивалента водорода по данным нейтронного зондирования по измерениям прибора ДАН (динамическое альbedo нейтронов) на борту марсохода Кьюриосити. Анализируемые данные получены из пассивных измерений ДАН, когда прибор измеряет поток нейтронного альbedo от поверхности, который создаётся бомбардировкой галактическими космическими лучами и облучением от радиоизотопного термоэлектрического генератора, установленного на борту марсохода.

Ключевые слова: исследование Марса, марсоход, нейтронная спектроскопия, вода

ВВЕДЕНИЕ

Содержание воды в веществе современного Марса характеризует особенности гидрологической эволюции планеты, а также процессы взаимодействия грунта и атмосферы. Локальные районы Марса с повышенным содержанием воды представляют особый интерес для проведения детальных измерений химического и элементного состава вещества, так как это вещество могло образоваться в эпоху «влажного Марса».

Подобные исследования были проведены при помощи орбитальных аппаратов на Марсе (см., например, (Boynton et al., 2002, 2004; Mitrofanov et al., 2002, 2008, 2012)). Посадочные миссии позволяют изучать состав почвы в непосредственной близости от места посадки или вдоль пути следования марсохода, а также сравнивать актуальные наземные измерения с глобальными орбитальными данными. Космический эксперимент ДАН (Динамическое альbedo нейтронов, *англ.* Detector of Albedo Neutron — DAN) — это первый эксперимент с активными нейтронами. С 2012 г. и по настоящее время научная аппаратура успешно работает на борту марсохода Кьюриосити (*англ.* Curiosity) (см. Jun et al., 2013; Litvak et al., 2008, 2014; Mitrofanov et al., 2012, 2014). В качестве района научных исследований с борта марсохода Кьюриосити был выбран приэкваториальный кратер Гейл (Grotzinger et al., 2012).

АКТИВНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ ПРИБОРА ДАН

Физическая идея космического эксперимента ДАН основана на применении методики нейтрон-активационного анализа для изучения свойств марсианского грунта на основе его облучения короткими импульсами нейтронов высо-

Никифоров Сергей Юрьевич — научный сотрудник, nikiforov@np.cosmos.ru

Митрофанов Игорь Георгиевич — заведующий отделом,
доктор физико-математических наук

Литвак Максим Леонидович — заведующий лабораторией,
доктор физико-математических наук

Дьячкова Майя Викторовна — младший научный сотрудник

Лисов Денис Игоревич — младший научный сотрудник

Санин Антон Борисович — старший научный сотрудник,
кандидат физико-математических наук

ких энергий (Mitrofanov et al., 2012). Этот прибор имеет в составе импульсный нейтронный генератор, который облучает поверхность короткими импульсами нейтронов с энергией 14 МэВ, и счётчики потоков замедлившихся в веществе эпитепловых и тепловых нейтронов, которые называются соответственно Counter of Epithermal Neutron (CETN) и Counter of Total Neutron (CTN). Пропорциональные счётчики наполнены ^3He .

Результаты данных измерений с нейтронным генератором показали высокую эффективность применения этого метода для планетных исследований. На основе активного нейтронного зондирования впервые в практике космических исследований были получены прямые оценки содержания воды и нейтронно-поглощающих элементов (главным образом, хлора) в подповерхностном слое Марса, также были обнаружены отдельные участки поверхности, в которых содержание воды оказалось неоднородным по глубине (Mitrofanov et al., 2014). Однако существенной особенностью измерений в активном режиме выступает запрет на работу генератора во время движения марсохода, этот запрет связан исключением возможности сбоя в блоке управления под воздействием интенсивного потока нейтронов от генератора. Поэтому сеансы активных измерений проводились только на остановках, как правило, в начале и в конце перемещения марсохода от стоянки до стоянки. Эти точки могут быть удалены друг от друга на несколько сотен метров.

Данные активных измерений позволяют определить характерные значения концентрации воды и хлора в веществе поверхности в местах остановок (Lisov et al., 2018), но по этим данным в принципе нельзя узнать, с каким линейным масштабом изменяется содержание воды в веществе вдоль трассы движения марсохода, и с какими особенностями локального рельефа могут быть связаны эти изменения. Поэтому возможность непрерывных измерений содержания воды вдоль трассы представляет значительный интерес.

ПАССИВНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ ПРИБОРА ДАН

После облучения поверхности Марса импульсом от нейтронного генератора в приповерхностном слое грунта нейтроны взаимодействуют с ядрами основных породообразующих элементов и в конечном итоге проникают вглубь вещества или на поверхность. За это время значительная часть нейтронов замедляется до эпитепловых или тепловых энергий, причём доля этих частиц в полном нейтронном потоке и соотношение между потоком послеимпульсного излучения нейтронов эпитепловых и тепловых энергий определяет эффективность процесса замедления. Такой процесс характеризуется тем, что наиболее эффективным замедлителем нейтронов при столкновениях с ядрами становится водород (см. например, (Sanin et al., 2015)). Чем больше столкновений с водородом испытали нейтроны до их излучения с поверхности, тем большую долю от полного потока составляют тепловые частицы. Основное водородосодержащее химическое вещество в марсианском грунте — вода, поэтому по данным измерений прибора ДАН можно провести оценку количества водяной компоненты грунта в месте измерения.

Кроме воды, данные активных измерений позволяют оценить количество в грунте ядер с большим сечением поглощения тепловых нейтронов. Присутствие в грунте этих ядер слабо влияет на поток эпитепловых нейтронов, но может значительно ослабить излучение тепловых частиц. Оценки показали, что основной поглотитель нейтронов в грунте Марса — хлор, поэтому при обработке данных измерений применяется метод «эквивалентного хлора». Согласно этому методу вещество с заданной долей хлора и составом поглощающих породообразующих

элементов представлялось в виде вещества со стандартным содержанием всех элементов и долей хлора, которое учитывает как значение хлора, так и отклонение содержания поглощающих элементов в ту или в другую сторону (Sanin et al., 2015).

Детекторы нейтронов СЕТН и СТН прибора ДАН работают практически постоянно как во время движения, так и во время стоянок. При неработающем генераторе детекторы измеряют потоки эпитепловых и тепловых нейтронов с временным разрешением 20 с (эти измерения прибора ДАН называются пассивным). Это нейтронное излучение возникает на поверхности Марса по двум причинам:

- во-первых, источником нейтронов выступает сам марсоход. На его борту установлен плутониевый радиоизотопный термоэлектрический генератор РИТЭГ (Grotzinger et al., 2012). Плутоний излучает нейтроны с характерной энергией до 10 МэВ и образует в окрестности марсохода локальное поле нейтронного излучения с постоянной и переменной компонентами. Постоянная компонента связана с прямым потоком нейтронного излучения от плутония и с нейтронами от плутония, которые рассеялись на конструкции РИТЭГ и марсохода. Переменная компонента локального нейтронного поля от плутония связана с нейтронным альбедо вещества поверхности. Величина этой компоненты и соотношение содержания в ней эпитепловых и тепловых нейтронов зависят от состава вещества грунта под марсоходом;
- во-вторых, поверхность испускает нейтронное излучение естественного происхождения, которое возникает в приповерхностном слое под воздействием проникающих сквозь атмосферу галактических космических лучей. Собственное нейтронное альбедо поверхности под воздействием космических лучей также зависит от содержания в веществе водорода и ядер с большим сечением поглощения нейтронов. Именно это нейтронное излучение Марса регистрируется нейтронными приборами ХЕНД (HEND, *англ.* High Energy Neutron Detector) и ФРЕНД (FREND, *англ.* Fine Resolution Epithermal Neutron Detector) на марсианских орбитальных аппаратах (Mitrofanov et al., 2012; Malakhov et al., 2020), и анализ его энергетического распределения и пространственной переменности позволяет оценить содержание воды в приповерхностном слое вещества и построить глобальную карту её распределения.

Для использования данных пассивных измерений на поверхности Марса необходимо иметь независимые оценки темпа счёта собственного нейтронного фона марсохода от прямого излучения РИТЭГ и от потока, рассеянного на конструкции марсохода. Эти измерения фона были проведены в Космическом центре им. Кеннеди (*англ.* John F. Kennedy Space Center) при подготовке аппарата к полёту (Jun et al., 2013). Темпы счёта собственного фона от марсохода составляют $C_{\text{СЕТН}}^{(0)} = 13,73$ отсчётов и $C_{\text{СТН}}^{(0)} = 30,72$ отсчётов для СЕТН и СТН, соответственно. Если вычесть эти значения из полного темпа счёта детекторов СЕТН и СТН на поверхности Марса, то оставшиеся величины соответствуют нейтронному альбедо от марсианской поверхности под воздействием излучения РИТЭГ и галактических космических лучей. Ниже темпы счёта этого альбедо нейтронов с поверхности обозначены, как $C_{\text{СЕТН}}$ и $C_{\text{СТН}}$.

Для изучения содержания воды в грунте на основе данных пассивных измерений предпочтительной измеряемой величиной становится отношение темпов счёта тепловых и эпитепловых нейтронов с поверхности $F = C_{\text{СТН}} / C_{\text{СЕТН}}$. Очевидно, что использование такой относительной величины позволяет в первом приближении скомпенсировать изменение потока нейтронного излучения

поверхности вследствие как вариаций потока галактических космических лучей, так и изменения расстояния от плутониевого источника нейтронов до поверхности. Полной компенсации указанных переменных для величины сигнала F не происходит, так как в исходных темпах счёта C_{CTN} и C_{CETN} вклады от локального источника нейтронов и от космических лучей входят независимо.

МЕТОД ОЦЕНКИ СОДЕРЖАНИЯ ВОДЫ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ПАССИВНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕЗУЛЬТАТОВ АКТИВНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Физическая основа метода оценки содержания воды в подповерхности Марса по пассивным данным прибора ДАН заключается в том, что подповерхностный слой с различным содержанием воды оказывает разный эффект замедления нейтронов в подповерхностном слое и, таким образом, влияет на отношение F . Однако эффект замедления нейтронов также зависит от содержания эквивалентного хлора Cl в подповерхности, поскольку сильные поглотители уменьшают поток тепловых нейтронов (Litvak et al., 2014; Mitrofanov et al., 2014). Таким образом, измерения только одного параметра F не позволяют оценить массовые доли двух независимых компонентов грунта — воду и эквивалентный хлор.

Для реализации метода оценки по пассивным измерениям были выбраны все точки активных измерений, для которых модель грунта Марса описывается однородной моделью (Lisov et al., 2018). Таким образом было отобрано более 450 измерений воды и эквивалентного хлора. Полученные данные разбиты на 10 групп с учётом значений эквивалентного хлора. Каждая хлорная группа содержит около 45 точек, чтобы обеспечить статистически близкое количество значений (см. таблицу).

Эмпирические соотношения между значениями массовой доли воды ξ_w по данным активных измерений и значений параметра F для 10 групп измерений, соответствующих различным значениям массовой доли хлора до данным активных измерений

Интервал значений массовой доли хлора	Коэффициенты корреляции между ξ_w и F	Параметр A_i	Параметр B_i
0–0,59	0,86	(1,07±0,09)	–(1,55±0,27)
0,59–0,69	0,88	(0,92±0,06)	–(0,77±0,21)
0,69–0,81	0,86	(1,03±0,07)	–(0,94±0,21)
0,81–0,88	0,84	(0,88±0,07)	–(0,44±0,22)
0,88–0,98	0,75	(1,08±0,09)	–(0,92±0,30)
0,98–1,08	0,85	(1,01±0,06)	–(0,61±0,19)
1,08–1,21	0,86	(1,14±0,08)	–(0,91±0,25)
1,21–1,34	0,93	(1,19±0,05)	–(0,90±0,15)
1,34–1,63	0,83	(1,29±0,10)	–(0,92±0,29)
1,63–2,45	0,87	(1,38±0,11)	–(0,84±0,29)

Для каждого интервала хлора была реализована линейная ортогональная регрессия, аппроксимирующая зависимость результатов измерений активной воды и отношения F :

$$\xi_w = A_i F + B_i, \quad (1)$$

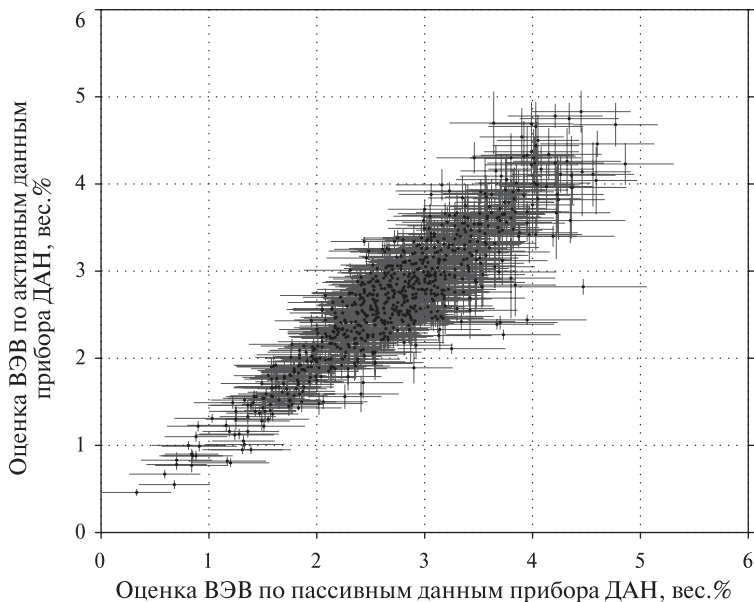
где i — индекс группы от 1 до 10; A_i и B_i — наиболее подходящие параметры регрессии для группы.

Для всех групп обнаружена очень высокая степень корреляции между результатами оценки воды ξ_w , полученными из активных данных, и значениями параметра F , полученного из пассивных данных для того же места измерения. Коэффициенты корреляции относительно высокие: от 0,75 до 0,93.

Уравнение (1) демонстрирует основные эмпирические зависимости предложенного метода, который позволяет оценить локальное содержание воды в грунте под марсоходом с использованием пассивных измерений прибора ДАН. Очевидно, для такой оценки необходимо знать значение эквивалентного хлора для места измерения. Это значение может быть получено непосредственно из результатов активных измерений или может быть известно из результатов других приборов, которые входят в состав марсохода.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Чтобы показать отсутствие систематических ошибок в оценках водного эквивалента водорода (ВЭВ) по пассивным данным прибора ДАН, была построена зависимость результатов активных измерений и полученных при помощи уравнения (1) для одних и тех же мест стоянок марсохода. Обнаружено хорошее согласие между ними. На рисунке приведено сравнение таких оценок.



Расчётные значения содержания ВЭВ, полученные на основе данных активных и пассивных измерений прибора ДАН, выполненные для одинаковых локаций

Оценка коэффициента корреляции между ними составляет 0,96, что указывает на хорошее согласие. Относительная погрешность разброса точек сравнения от диагонали составляет 18 %. Указанную величину можно рассматривать как относительную погрешность оценки массовой доли воды по данным пассивных измерений.

ЛИТЕРАТУРА

- Boynton W. V., Feldman W. C., Squyres S. W.* et al. Distribution of Hydrogen in the Near Surface of Mars: Evidence for Subsurface Ice Deposits // *Science*. 2002. V. 297(5578). P. 81–85. DOI: doi.org/10.1126/science.1073722.
- Boynton W. V., Feldman W. C., Mitrofanov I. G.* et al. The Mars Odyssey Gamma-Ray Spectrometer Instrument Suite // *Space Science Reviews*. 2004. V. 110(1/2). P. 37–83. DOI: doi.org/10.1023/B:SPAC.0000021007.76126.15.
- Grotzinger J. P., Crisp J., Vasavada A. R.* et al. Mars science laboratory mission and science investigation // *Space Science Reviews*. 2012. V. 170(1–4). P. 5–56. DOI: doi.org/10.1007/s11214-012-9892-2.
- Jun I., Mitrofanov I. G., Litvak M. L.* et al. Neutron background environment measured by the Mars science Laboratory’s dynamic albedo of neutrons instrument during the first 100 sols // *J. Geophysical Research: Planets*. 2013. V. 118(11). P. 2400–2412. DOI: doi.org/10.1002/2013JE004510.
- Lisov D. I., Litvak M. L., Kozyrev A. S.* et al. Data processing results for the active neutron measurements by the DAN instrument on the curiosity Mars rover // *Astron. Lett.* 2018. V. 44(7). P. 482–489. DOI: doi.org/10.1134/S1063773718070034.
- Litvak M. L., Mitrofanov I. G., Barnakov Y. N.* et al. The Dynamic Albedo of Neutrons (DAN) experiment for NASA’s 2009 Mars Science Laboratory // *Astrobiology*. 2008. V. 8(3). P. 605–612. DOI: doi.org/10.1089/ast.2007.0157.
- Litvak M. L., Mitrofanov I. G., Sanin A. B.* et al. Local variations of bulk hydrogen and chlorine-equivalent neutron absorption content measured at the contact between the Sheepbed and Gillespie Lake units in Yellowknife Bay, Gale Crater, using the DAN instrument onboard curiosity // *J. Geophysical Research: Planets*. 2014. V. 119(6). P. 1259–1275. DOI: doi.org/10.1002/2013JE004556.
- Malakhov A. V., Mitrofanov I. G., Litvak M. L.* et al. Ice Permafrost ‘Oases’ Close to Martian Equator: Planet Neutron Mapping Based on Data of FRENDE Instrument Onboard TGO Orbiter of Russian-European ExoMars Mission // *Astronomy Letters*. 2020. V. 46(6). P. 407–421. DOI: doi.org/10.1134/S1063773720060079.
- Mitrofanov I. G., Anfimov D., Kozyrev A.* et al. Maps of Subsurface Hydrogen from the High Energy Neutron Detector, Mars Odyssey // *Science*. 2002. V. 297(5578). P. 78–81. DOI: doi.org/10.1126/science.1073616.
- Mitrofanov I. G., Sanin A. B., Golovin D. V.* et al. Experiment LEND of the NASA Lunar Reconnaissance Orbiter for High-Resolution Mapping of Neutron Emission of the Moon // *Astrobiology*. 2008. V. 8(4). P. 793–804. DOI: doi.org/10.1089/ast.2007.0158.
- Mitrofanov I. G., Litvak M. L., Varenikov A. B.* et al. Dynamic Albedo of Neutrons (DAN) experiment onboard NASA’s Mars Science Laboratory // *Space Science Reviews*. 2012. V. 170(1–4). P. 559–582. DOI: doi.org/10.1007/s11214-012-9924-y.
- Mitrofanov I. G., Litvak M. L., Sanin A. B.* et al. Water and chlorine content in the Martian soil along the first 1900 m of the curiosity rover traverse as estimated by the DAN instrument // *J. Geophysical Research: Planets*. 2014. V. 119(7). P. 1579–1596. DOI: doi.org/10.1002/2013JE004553.
- Sanin A. B., Mitrofanov I. G., Litvak M. L.* et al. Data processing of the active neutron experiment DAN for a Martian regolith investigation // *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*. 2015. V. 789. P. 114–127. DOI: doi.org/10.1016/j.nima.2015.03.085.

ANALYSIS OF WATER CONTENT IN THE MARTIAN SUBSURFACE ALONG THE PATH OF THE CURIOSITY ROVER BASED ON THE DATA OF PASSIVE MEASUREMENTS OF THE DAN INSTRUMENT

S. Yu. Nikiforov, I. G. Mitrofanov, M. L. Litvak, M. V. Dyachkova, D. I. Lisov, A. B. Sanin

Space Research Institute RAS (IKI), Moscow, Russia

This paper describes a method for estimating the content of the water equivalent of hydrogen from measurements of the Dynamic Albedo of Neutrons (DAN) instrument onboard the Curiosity rover. The analyzed data were obtained from passive DAN measurements, when the instrument measures the neutron albedo flux from the subsurface, which is created by bombardment with galactic cosmic rays and irradiation from a radioisotope thermoelectric generator installed onboard the rover.

Keywords: Mars exploration, rover, neutron spectroscopy, water

Nikiforov Sergey Yurievich — researcher, nikiforov@np.cosmos.ru

Mitrofanov Igor Georgievich — head of department, doctor of physical and mathematical sciences

Litvak Maxim Leonidovich — head of laboratory, doctor of physical and mathematical sciences

Djachkova Maya Viktorovna — junior researcher

Lisov Denis Igorevich — junior researcher

Sanin Anton Borisovich — senior researcher, PhD

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А. И. Осипенко, И. С. Костарев

АО «Научно-производственный центр «Полюс» (АО «НПЦ «Полюс»), Томск, Россия

Приводится описание исследования и моделирования процесса электронно-лучевой сварки по разработанной методике в математическом пакете, которая позволяет спрогнозировать распределение температуры в составных частях ЭМИО и подобрать наиболее оптимальный режим исходя из скорости движения пучка, его мощности, температуры и глубины проплавления кожуха и корпуса, исключая деформацию элементов конструкции.

Ключевые слова: электромеханические исполнительные органы, космический аппарат, математическое моделирование, электронно-лучевая сварка

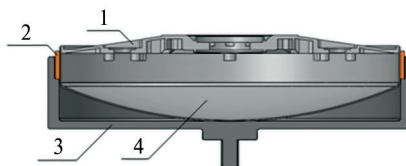
Сварочный процесс — один из многих, к которому в космической отрасли предъявляются жёсткие требования. От его качества зависят герметичность, функциональность и надёжность как космического аппарата, так и входящих в его состав блоков и устройств. Например, при создании электромеханических исполнительных органов (ЭМИО) особое внимание уделяется выполнению электронно-лучевой сваркой сварного соединения кожуха и корпуса, образующих гермокамеру. Учитывая, что кожух толщиной 2 мм выполнен из алюминий-магниевого сплава, необходимо подобрать такой режим сварки, при котором не произойдёт изменения его толщины и габаритов, а полученный шов между кожухом и корпусом будет ровным, герметичным и выдержит все механические нагрузки.

Для определения оптимального режима сварки и прогнозирования распределения тепловых полей в ЭМИО при электронно-лучевой сварке наиболее удобным инструментом оказывается математическое моделирование, которое позволяет ускорить процесс оптимизации и сократить издержки на проведение экспериментов.

Цель исследования заключается в разработке методики моделирования сварочных швов, которая позволит выбрать оптимальные параметры электронно-лучевой сварки: скорость движения, ток луча, его диаметр, ускоряющее напряжение.

Объектами исследования стали кожух и корпус ЭМИО, зафиксированные медным ободом и установленные в оправку, показанные на рисунке.

Сварка кожуха и корпуса осуществляется в вакууме 10^{-2} ммрт.ст. пучком диаметром 0,25 мм при температуре твёрдого тела 22 °С. Методика математического моделирования сварки заключается в том, что для имитации сварочного процесса в модель установки в месте сварки добавлены элементы 0,25×0,25 мм,



Модель для исследования сварного шва: 1 — корпус; 2 — обод; 3 — оправка; 4 — кожух

Осипенко Анастасия Ивановна — инженер-программист, аспирант
Osipenkoanastasiya7@gmail.com

Костарев Игорь Степанович — начальник отдела, кандидат технических наук
info@polus-tomsk.ru

соответствующие размерам реального пучка. Для каждого элемента задавалась объёмная мощность, их включение происходило последовательно по часовой стрелке. Время включения одного элемента соответствовало времени воздействия пучка в зависимости от его мощности. В связи с симметричностью модели и для сокращения времени расчёта исследование проводилось только для 1/7 её части (с радиальным углом 15°), так как данной части достаточно, чтобы установились режим и картина распределения температуры. Так как теплопередача на границе модели и вакуума отсутствует, для исключения обратной теплоотдачи считалось, что энергия пучка электронно-лучевой сварки распространяется в течение времени 0,04 с.

В результате проведённых исследований можно сделать вывод, что предложенная методика моделирования электронно-лучевой сварки позволяет спрогнозировать распределение температуры в составных частях ЭМИО и подобрать наиболее оптимальный вариант режима исходя из скорости движения пучка, его мощности, температуры и глубины проплавления кожуха и корпуса, исключая деформацию элементов конструкции.

STUDY OF THE ELECTRON BEAM WELDING PROCESS USING MATHEMATICAL MODELING

A. I. Osipenko, I. S. Kostarev

Joint-stock company "Research and Production Center "Polyus" (JSC "NPTs "Polyus"), Tomsk, Russia

The article describes the study and modeling of the process of electron beam welding according to the developed method in a mathematical package, which allows predicting the temperature distribution in the components of the EMP and choosing the most optimal mode based on the speed of the beam, its power, temperature and depth of penetration of the casing and hulls, excluding deformation of structural elements.

Keywords: electromechanical actuators, spacecraft, mathematical modeling, electron beam welding

Osipenko Anastasia Ivanovna — software engineer, postgraduate student

Osipenkoanastasiya7@gmail.com

Kostarev Igor Stepanovich — head of department, PhD, info@polus-tomsk.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕНТГЕНОВСКОГО ПУЛЬСАРА ХТЕ J1859+083 В ШИРОКОМ ДИАПАЗОНЕ ЭНЕРГИЙ

А. Салганик^{1,2}, С. С. Цыганков^{3,2}

¹ Санкт-Петербургский государственный университет (СПбГУ)

Санкт-Петербург, Россия

² Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва, Россия

³ Университет Турку, Финляндия

Представлены результаты изучения спектральных и временных свойств малоизученного рентгеновского пульсара ХТЕ J1859+083 в широком энергетическом диапазоне 0,8–79 кэВ. Для изучения его свойств использовались данные рентгеновской обсерватории NuSTAR и рентгеновского телескопа обсерватории Swift. На основании полученных данных делаются выводы о физических характеристиках нейтронной звезды и двойной системы.

Ключевые слова: ХТЕ J1859+083, рентгеновские источники, рентгеновские двойные, аккреция, магнитное поле

ВВЕДЕНИЕ

Транзиентный рентгеновский пульсар ХТЕ J1859+083 с периодом пульсаций 9,8 с впервые был обнаружен в августе 1999 г. с помощью инструмента Proportional Counter Array (PCA) на борту обсерватории Rossi X-ray Timing Explorer (RXTE) (Marshall et al., 1999) и локализован с координатами R. A. = 18^h 59^m.1, Dec = 8° 15' с радиусом ошибки 2' на уровне достоверности 90 %. Транзиентная природа источника была подтверждена глубокими наблюдениями ХТЕ J1859+083 с помощью телескопа Swift/XRT (Romano et al., 2007).

Используя данные долговременного мониторинга пульсара при помощи монитора всего неба ASM (*англ.* All-Sky Monitor) обсерватории RXTE, авторы работы (Corbet et al., 2009) получили оценку орбитального периода системы $P_{orb} = 60,65 \pm 0,08$ дней, согласующуюся с Ве-природой потенциального оптического компаньона. Также авторами было зафиксировано немонотонное изменение частоты пульсаций, скорее всего связанное с движением нейтронной звезды в двойной системе. Более точная локализация ХТЕ J1859+083 с координатами R. A. = 18^h 59^m 2^s.4, Dec = 8° 13' 57" и радиусом ошибки 1' (на уровне достоверности 90 %) была получена по данным обсерватории ВерроSAX (Corbet et al., 2009).

В феврале 2015 г. монитор всего неба MAXI зафиксировал вспышку излучения в рентгеновском диапазоне от ХТЕ J1859+083 (Negoro et al., 2015). Вспышка была подтверждена наблюдениями других инструментов: Swift/BAT (Krimm et al., 2015), Fermi/GBM (Finger et al., 2015), Swift/XRT (Li, Kong, 2015), INTEGRAL (Malyshev et al., 2015). На основании данных телескопа Swift/XRT авторам работы (Li, Kong, 2015) впервые удалось локализовать пульсар с высокой точностью (R. A. = 18^h 59^m 01^s.57, Dec = +08° 14' 44.2" и радиусом ошибки 1.9" на уровне достоверности 90 %). Это позволило авторам предложить звезду в качестве возможного оптического компаньона в системе: USNO-B1.0 0982-0467424 (2MASS 18590163+0814444).

Салганик Александр — студент СПбГУ, alsalganik@gmail.com

Цыганков Сергей Сергеевич — научный сотрудник Университета Турку, кандидат физико-математических наук, доцент, stsygankov@gmail.com

В настоящей работе приводятся результаты первого исследования свойств пульсара XTE J1859+083 в широком диапазоне энергий 0,8–79 кэВ, выполненных с помощью данных обсерваторий Swift и NuSTAR. На основании полученных результатов делаются выводы о свойствах нейтронной звезды.

НАБЛЮДЕНИЯ

Источник XTE J1859+083 наблюдался одновременно телескопами NuSTAR (ObsID 90001010002) и Swift/XRT (ObsID 00081447001) 31 марта 2015 г. на начальной стадии спада вспышки (рис. 1). Экспозиция наблюдения обсерватории NuSTAR составила 20 кс.

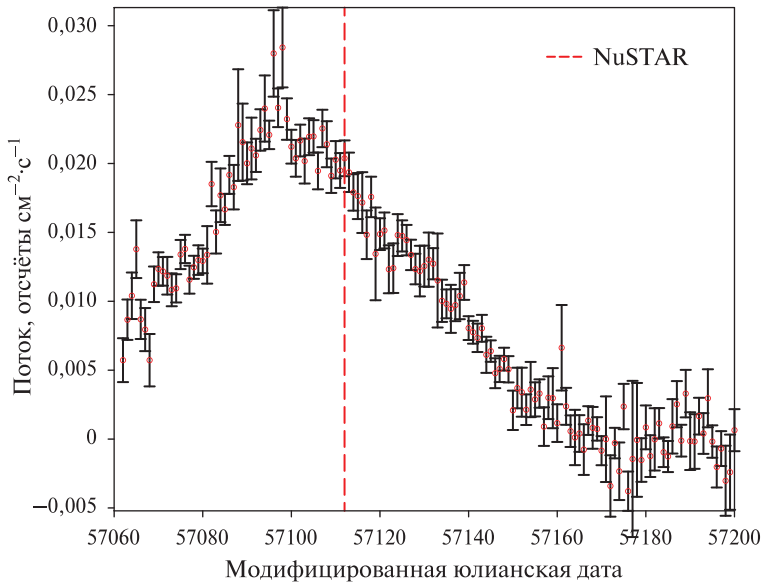


Рис. 1. Кривая блеска XTE J1859+083 по данным мониторинга телескопа Swift/BAT в диапазоне энергий 15–50 кэВ. Момент наблюдения источника с помощью NuSTAR показан вертикальной штриховой линией

Наблюдение телескопом Swift/XRT было выполнено в двух режимах: в режиме счёта фотонов (*англ.* Photon Counting mode — PC) с экспозицией 362 с и в режиме оконной синхронизации (*англ.* Windowed Timing mode — WT) с экспозицией 572 с. Так как источник был ярким, то для исключения возможного влияния эффекта фотонного переполнения (*pile-up*) мы использовали только данные, полученные в режиме WT.

АНАЛИЗ ДАННЫХ

Временной анализ

Пульсации потока от XTE J1859+083 искались в данных обсерватории NuSTAR в полном диапазоне энергий с помощью процедуры *efsearch* из пакета HEASoft. В результате был определен период пульсаций $P = 9,79156 \pm 0,00001$ с.

Погрешность определения периода оценивалась при помощи моделирования большого числа кривых блеска, полученных путём варьирования скорости счёта от источника в пределах статистической погрешности, с последующим поиском периода в смоделированной кривой блеска. Более подробно описание метода можно посмотреть в работе (Boldin et al., 2013).

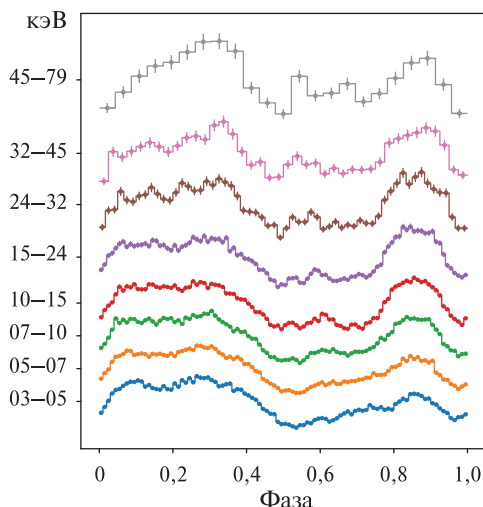


Рис. 2. Профиль импульса пульсара XTE J1859+083 в различных энергетических диапазонах по данным обсерватории NuSTAR

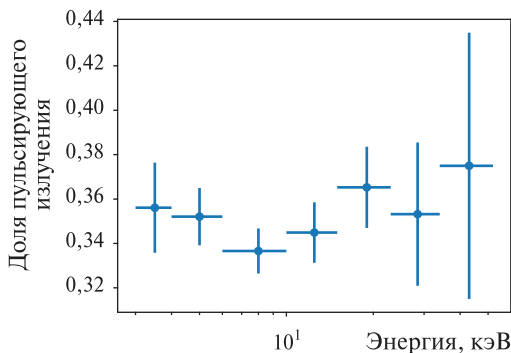


Рис. 3. График зависимости доли пульсирующего излучения XTE J1859+083 от энергии, полученной по данным обсерватории NuSTAR

Для изучения зависимости характера излучения от энергетического диапазона были построены профили импульса в различных диапазонах посредством свёртки кривых блеска источника с полученным периодом (см. рис. 2). Как видно из рисунка, на мягких энергиях профиль импульса в первом приближении может быть описан двумя широкими пиками с максимумами в районе фаз 0,2–0,3 и 0,8–0,9. С ростом энергии начинает проявляться более тонкая структура профиля с усилением относительного вклада промежуточного пика в районе фазы 0,5–0,6. При этом на самых высоких энергиях (выше 40 кэВ) вклад левого крыла первого пика значительно ослабевает.

Разрешённые по энергии кривые блеска пульсара также были использованы для исследования зависимости доли пульсирующего излучения (ДПИ) от энергетического диапазона. График зависимости ДПИ, определённого как от энергии приведён на рис. 3 (см. с. 83). Значения ДПИ в каждом диапазоне были получены с использованием 15 фазовых бинов в профиле импульса. Как видно из рисунка, ДПИ практически не зависит от энергии, оставаясь в районе 35 %. Такое поведение является нетипичным для большинства исследованных рентгеновских пульсаров (см. например, (Lutovinov, Tsygankov, 2009)).

Спектральный анализ

На рис. 4 показан средний энергетический спектр пульсара XTE J1859+083 по данным телескопов FPMА и FPMВ обсерватории NuSTAR и телескопа Swift/XRT в режиме оконной синхронизации (WT), полученные в ходе одновременных наблюдений 31 марта 2015 г. Использование данных с обеих обсерваторий позволило покрыть широкий диапазон энергий 0,8–79 кэВ. Как видно из рисунка, спектр XTE J1859+083 имеет типичную форму для рентгеновских пульсаров (Filipova et al., 2005).

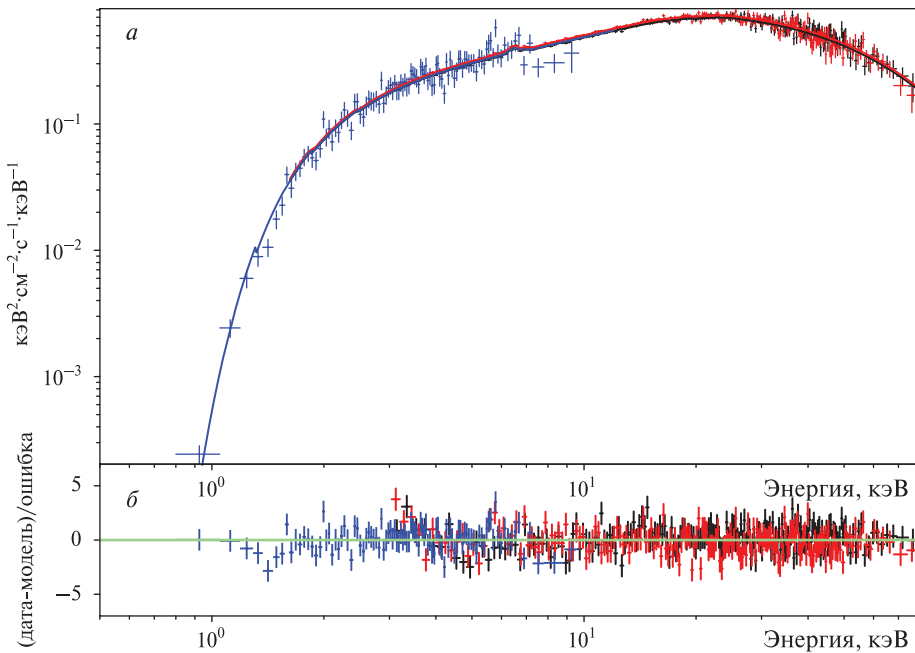


Рис. 4. Спектр XTE J1859+083 по данным наблюдений Swift/XRT и NuSTAR и его аппроксимация моделью $\text{const} \times \text{tbabs} \times (\text{highcut} \times \text{po} + \text{gau} + \text{gau})$ (панель *a*). Красными и чёрными точками показаны данные телескопов FPMА и FPMВ обсерватории NuSTAR, соответственно, синим — телескопа Swift/XRT. На нижней панели показано отклонение данных от модели (панель *b*)

Спектр источника наилучшим образом описывается моделью степенного закона с экспоненциальным завалом ($\text{highcut} \times \text{po}$ в XSPEC). Модель была модифицирована фотопоглощением с помощью компоненты tbabs , было использовано обилие из работы (Wilms et al., 2000). Точка излома, образованная

стыком двух компонент модели (highcut и po), сглаживалась с помощью отрицательного гауссова профиля (gau) с энергией и эквивалентной шириной, привязанными к параметру E_{cut} (см., например, (Coburn et al., 2002)). В спектре обнаружена сильная флуоресцентная линия железа в районе 6,4 кэВ, которая моделировалась профилем Гаусса (gau). Наличие линии железа K_{α} подтверждает её обнаружение в работе (Kühnel et al., 2016) по данным обсерватории Swift/XRT.

Для калибровки спектров при совместной аппроксимации NuSTAR/FPMA, NuSTAR/FPMB, Swift/XRT был введён кросскалибровочный коэффициент с помощью мультипликативной компоненты const в модели, коэффициент для FPMA был зафиксирован на значении 1,0, для FPMB и для XRT был свободным.

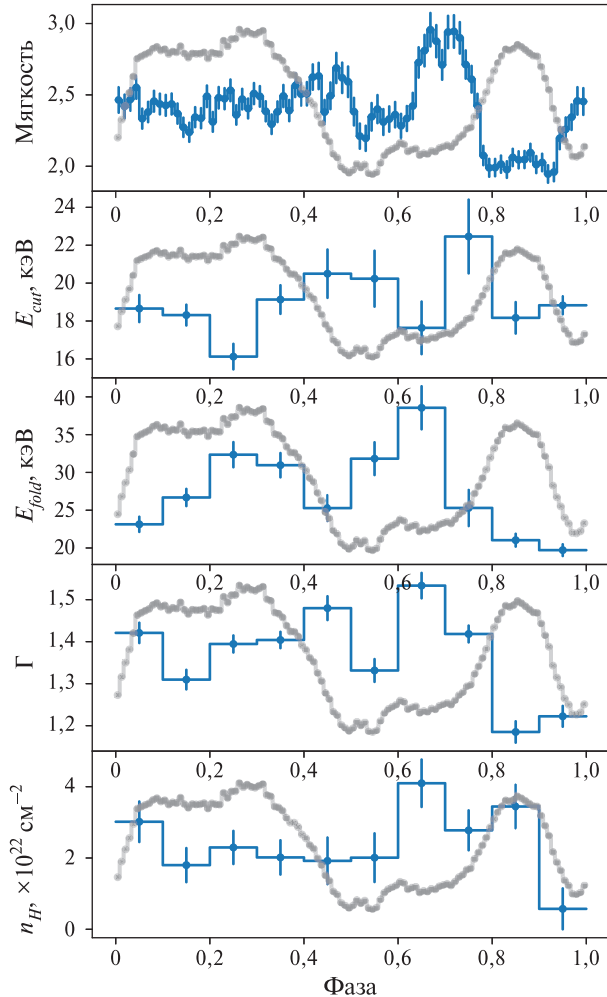


Рис. 5. Отношение профилей импульсов XTE J1859+083 и эволюция параметров спектральной модели. Мягкость спектра определена как отношение ненормированных профилей в диапазонах энергии (3–10)/(10–20) кэВ. Серым цветом наложен усреднённый профиль импульса в широком диапазоне энергий для визуального сравнения

Для изучения эволюции спектральных параметров как функции фазы вращения нейтронной звезды нами была проведена фазово-разрешённая спектро-

скопия, используя данные наблюдения обсерватории NuSTAR, разбитого на 10 фаз с шагом 0,1.

Для аппроксимации фазовых спектров мы использовали ту же модель $\text{con st} \times \text{tbabs} \times (\text{highcut} \times \text{po} + \text{gau} + \text{gau})$, что и для среднего спектра. Результаты аппроксимации, приведённые на рис. 5 (см. с. 85), демонстрируют значительные вариации энергии экспоненциального завала (E_{fold}) и фотонного индекса по фазе импульса. Используемая модель является феноменологической, поэтому сложно сделать какие-либо физические выводы из характера эволюции спектральных параметров.

Однако используя отношение потоков в разных энергетических диапазонах, можно отметить общие тенденции в изменении спектральной формы излучения на разных фазах импульса (см. панель мягкость на рис. 5). Можно заметить, что спектр в промежутке между фазами 0,6–0,8 значительно более мягкий, чем в промежутке 0,8–0,9.

ЛИТЕРАТУРА

- Boldin P. A., Tsygankov S. S., Lutovinov A. A.* On timing and spectral characteristics of the x-ray pulsar 4U 0115+63: evolution of the pulsation period and the cyclotron line energy // *Astronomy Letters*. 2013. V. 39. No. 6. P. 375–388.
- Coburn W., Heindl W. A., Rothschild R. E., Gruber D. E., Kreykenbohm I., Wilms J., Kretschmar P., Staubert R.* Magnetic Fields of Accreting X-Ray Pulsars with the Rossi X-Ray Timing Explorer // *Astrophysical J.* 2002. V. 580. P. 394–412.
- Corbet R. H. D., in't Zand J. J. M., Levine A. M., Marshall F. E.* Rossi X-ray Timing Explorer and BeppoSAX observations of the transient X-ray pulsar XTE J1859+083 // *Astrophysical J.* 2009. V. 695. No. 1. P. 30–35.
- Filippova E. V., Tsygankov S. S., Lutovinov A. A.* et al. Hard Spectra of X-ray Pulsars from INTEGRAL Data // *Astronomy Letters*. 2005. V. 31. Iss. 11. P. 829–846.
- Finger M. H., Jenke P. A., Wilson-Hodge C.* Fermi/GBM Detection of 9.80s Pulsation from XTE J1859+083 // *The Astronomer's Telegram*. 2015. No. 7045.
- Krimm H. A., Barthelmy S. D., Baumgartner W., Cummings J.* et al. Swift/BAT detection of the current outburst of XTE J1859+083 // *The Astronomer's Telegram*. 2015. No. 7037.
- Kühnel M., Falkner S., Grossberger Ch., Ballhausen R.* et al. The goodness of simultaneous fits in ISIS // *Acta Polytechnica*. 2016. V. 56(1). P. 41–46.
- Li K. L., Kong A. K. H.* Swift follow-up observation of XTE J1859+083 // *The Astronomer's Telegram*. 2015. No. 7067.
- Lutovinov A. A., Tsygankov S. S.* Timing characteristics of the hard X-ray emission from bright X-ray pulsars based on integral data // *Astronomy Letters*. 2009. V. 35. No. 7. P. 433–456.
- Malyshev D., Ferrigno C., Gotz D.* INTEGRAL measures the hard X-ray spectrum of the Be/X-ray binary XTE J1859+083 // *The Astronomer's Telegram*. 2015. No. 7425.
- Marshall F. E., in't Zand J. J. M., Strohmayer T., Markwardt C. B.* 1999. IAU Circ. 7240.
- Negoro H., Suzuki K., Namba T., Nakahira S.* et al. MAXI/GSC detection of a new X-ray outburst from XTE J1859+083/MAXI J1859+08 // *The Astronomer's Telegram*. 2015. No. 7034.
- Romano P., Sidoli L., Mangano V., Mereghetti S.* Swift/XRT observation of the field of the HMXB XTEJ1859+083 // *The Astronomer's Telegram*. 2007. No. 1287.
- Wilms J., Allen A., McCray R.* On the Absorption of X-Rays in the Interstellar Medium // *Astrophysical J.* 2000. V. 542(2). 914.

STUDY OF THE X-RAY PULSAR XTE J1859+083 IN A WIDE ENERGY RANGE

A. Salganik^{1,2}, S. S. Tsygankov^{3,2}

¹ Saint Petersburg State University (SPbU), Saint Petersburg, Russia

² Space Research Institute RAS (IKI), Moscow, Russia

³ University of Turku, Finland

This paper presents the results of studying the spectral and temporal properties of the poorly studied X-ray pulsar XTE J1859 + 083 in a wide energy range of 0.8-79 keV. To study its properties, data from the NuSTAR X-ray observatory and the XRT telescope of the Swift observatory were used. Based on the data obtained, conclusions are drawn about the physical characteristics of the neutron star and the binary system.

Keywords: XTE J1859+083, X-ray sources, X-ray binaries, accretion, magnetic field

Salganik Aleksandr — student SPbU, alsalganik@gmail.com

Tsygankov Sergey Sergeevich — docent at the University of Turku, PhD, stsygankov@gmail.com

МОДЕЛИРОВАНИЕ МНОГОСПУТНИКОВЫХ ГРУППИРОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

И. А. Самыловский^{1,2}, *С. В. Сазонова*^{1,2}, *А. А. Филиппов*¹, *А. Ю. Царегородцев*¹,
В. В. Абрамова^{1,2}, *А. Е. Богачева*¹, *В. В. Сазонов*^{1,2}, *О. В. Морозов*¹

¹ Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова (МГУ),
Факультет космических исследований (ФКИ МГУ), Москва, Россия

² Центр фундаментальной и прикладной математики МГУ, Москва, Россия

Задачи, связанные с моделированием и анализом эффективности построения много-спутниковых группировок, требуют специального программного обеспечения, позволяющего, с одной стороны, выполнять операции, интересующие специалистов в области проектной баллистики, а с другой — предоставлять возможности, интересующие системных инженеров. Данная работа посвящена концепции интегрированной среды разработки (IDE), предоставляющей возможности по созданию и редактированию орбитальных группировок с набором правил взаимодействия между объектами. Используемое для построения модели мира дерево физических и абстрактных объектов позволяет создать образ системы из взаимосвязанных компонентов, которая затем допускает как интерактивное моделирование, так и генерацию отчетов в заданном формате. Приводятся примеры моделирования группировок, состоящих из спутников с различным распределением по орбитальным плоскостям, орбитам различного наклона и т. д.

Ключевые слова: математическое моделирование, компьютерное моделирование, проектная баллистика, системное проектирование

Космическая миссия представляет собой многокомпонентную систему, элементы которой взаимодействуют друг с другом в соответствии с набором связей различной природы. Схема деления такой системы включает как минимум такие блоки как наземный и космический сегменты, а также средства выведения. При этом в зависимости от конкретных задач требуется введение в эту схему дополнительных уровней, включающих как всевозможные подсистемы (космический аппарат (КА) состоит из блока полезной нагрузки и служебной платформы, которые в свою очередь делятся на подсистемы, и т. д.), т. е. объекты физического пространства, так и «абстрактные» объекты, используемые для задания свойств и оценки функционирования тех или иных приборов (углы отстройки сенсоров, векторы, используемые для построения ориентаций, которые, в свою очередь, зависят от позиций соответствующих космических объектов и т. д.). Перечисленное объясняет потребность в программных средах, которые позволяли бы пользователю «собирать» виртуальный мир, содержащий необходимые для целей моделирования и анализа соответствующей системы объекты.

Такие среды в идеале должны представлять собой аналог интегрированной среды разработки (*англ.* Integrated development environment — IDE) для системного проектирования космических миссий, позволяя с разумной степенью произвола задавать и редактировать состав объектов, связи между ними, сохранять

Самыловский Иван Александрович — доцент, кандидат физико-математических наук,
ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru

Сазонова Софья Викторовна — ассистент, кандидат физико-математических наук

Филиппов Александр Алексеевич — программист, студент специалитета

Царегородцев Андрей Юрьевич — программист, студент специалитета

Абрамова Варвара Владимировна — программист, студент магистратуры

Богачева Анастасия Евгеньевна — программист, студент специалитета

Сазонов Василий Викторович — декан, кандидат физико-математических наук

Морозов Олег Вячеславович — начальник отдела, кандидат физико-математических наук

информацию о сформированной системе для последующей работы и т. д. Кроме того, они должны допускать использование в качестве источников информации как файлов стандартных для предметной области форматов, так и вывода сторонних программно-математических комплексов.

Настоящая работа посвящена проекту баллистического центра факультета космических исследований Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (МГУ), связанного с разработкой такой программной среды для использования в задачах проектирования и изучения систем, иерархически скомпонованных из наземных, околоземных и космических объектов, содержащих всевозможные составные части.

Архитектура представляемой программной среды MIDE (*англ.* Missions Integrated Development Environment — интегрированная среда разработки миссий) подразумевает работу с *проектом*, представляющем собой совокупность *объектов*, множество которых включает следующие два крупных подмножества:

- **Физические объекты**, т.е. объекты, занимающие определённый объём в пространстве. В текущей версии к таковым относятся:
 - планеты и планетоиды,
 - звёзды,
 - космические аппараты,
 - наземные пункты,
 - приборы.

Каждый из физических объектов способен содержать произвольное количество физических объектов-«детей», что позволяет осуществлять компоновку космического аппарата или наземного пункта с помощью набора приборов.

- **Абстрактные объекты**, с помощью связей между которыми осуществляется компоновка виртуального мира. Их важнейшими подмножествами являются:
 - источники данных,
 - точки,
 - векторы,
 - системы координат (СК),
 - координаты, задаваемые относительно систем координат,
 - ориентации, задаваемые относительно систем координат,
 - углы,
 - плоскости,
 - треки точек и концов векторов за заданный период времени,
 - отчёты, представляющие собой таблицы наборов значений абстрактных объектов за заданный период времени
 - **связи** между физическими объектами, по наличию которых определяется необходимость отслеживания попадания одного объекта в зону видимости другого и т. д.

Приведённый перечень иллюстрируется рис. 1 (см. с. 90), на котором представлен фрагмент xml-файла, задающего структуру проекта. Видно, что проект в целом представляет собой древовидную структуру, рёбра которой порождаются ключевыми словами *dependentOn* (абстрактный объект А зависит от абстрактного объекта Б) и *depending* (абстрактный объект Б зависит от абстрактного объекта А). В приведённом фрагменте таким образом определяется, к примеру, что система координат *Earth/ECEF* (геоцентрическая, привязанная к Земле как к твёрдому телу) зависит от своей базовой системы координат АСК J2000 (абсолютная система координат эпохи J2000 (полдень по Гринвичу 1 января 2000 г.)), относительно которой она определяется набором поворотов,

а ориентация планеты как твёрдого тела (объект *Earth/Attitude* типа *orientation*) задаётся фиксированным поворотом относительно своей базовой системы координат, и поэтому зависит от неё.

Объект «источник данных» по аналогии с зависимостями проектов в классических IDE от сторонних библиотек, определён для всего проекта, ссылки на него со стороны составных частей проекта осуществляются по соответствующим ключам.

```

<?xml version="1.0"
<nodeProject name="JRM-radio-proj" version="1.0" StartTime="Вт июл 30 11:38:20 2021 GMT" CurTime="Вт июл 30 08:48:46 2021 GMT" EndTime="Сб июл 31 11:38:20 2021 GMT">
  <dataSources>
    <dataSource key="DefaultEphemeris" type="DE430" path="..\PhysicalObjectsData\PlanetEphemeris\plneph.430" />
  </dataSources>
  <stars>
    <info J2000 key="J2000" J2000_GlobalKey="Earth/J2000">
      <starfile filePath="..\PhysicalObjectsData\StarCatalogues\stars.txt" type="h" nums="11767,15863,25336,25428,26311,26727,28360,30324,31681,33579,34444,36850" />
    </info>
  </stars>
  <planets>
    <planet key="Earth" textPath="..\images/map/earth_day.jpg" EphemerisData="DefaultEphemeris" mu="398600.44188" R="6371" isChecked="true">
      <orientation key="Attitude">
        <properties defType="or_quat" check="false" color="ffffff" scale="1" t="1" x="0" y="0" z="0" />
        <dependentOn DependencyType="base_CS" key="Earth/ECEF" type="cs" />
      </orientation>
      <report key="Earth/Attitude_report">
        <properties separator=";" <defStep="60" format="time_utc" defType="user_report" check="false" color="ffffff" scale="1" />
        <dependentOn DependencyType="Earth/Attitude" key="Earth/Attitude" type="orientation" />
      </report>
      <cs key="ECEF">
        <properties defType="cs_GCS" check="false" in_time="Вт июл 30 11:38:20 2021 GMT" translMat="0.171341,0.985212,-0.000366229,-0.98521,0.171341,0.00203568" />
        <dependentOn DependencyType="base_CS" key="Earth/J2000" type="cs" />
        <dependentOn key="Earth/Attitude" type="orientation" />
        <depending key="Earth/X_ECEF" type="vector" />
        <depending key="Earth/Y_ECEF" type="vector" />
        <depending key="Earth/Z_ECEF" type="vector" />
        <depending key="KAC FRAME M/V/Attitude" type="orientation" />
        <depending key="KAC FRAME M/V/BF/axis" type="vector" />
        <depending key="KAC FRAME M/V/BodyFrame" type="cs" />
        <depending key="KAC FRAME M/V/position" type="dot" />
        <depending key="KAC FRAME M/V/velocity" type="vector" />
        <depending key="KTO FRAME M/V/Attitude" type="orientation" />
        <depending key="KTO FRAME M/V/BF/axis" type="vector" />
        <depending key="KTO FRAME M/V/BodyFrame" type="cs" />
        <depending key="KTO FRAME M/V/position" type="dot" />
        <depending key="KTO FRAME M/V/velocity" type="vector" />
        <depending key="Шоп6улак (M89II Палор-Чакалтас)/Attitude" type="orientation" />
        <depending key="Шоп6улак (M89II Палор-Чакалтас)/BF/axis" type="vector" />
      </cs>
    </planet>
  </planets>
</nodeProject>

```

Рис. 1. Фрагмент файла проекта

Построение древовидной структуры иллюстрируется рис. 2 (см. с. 91). Проект starProject содержит следующие составные части:

- Набор планет, каждая из которых содержит абстрактные объекты, определяющие позицию и скорость в базовой системе координат. Источниками данных для позиций и скоростей являются эфемериды разработки Лаборатории реактивного движения JPL (*англ.* Jet Propulsion Laboratory).
- Набор звёзд, каждая из которых содержит абстрактный объект — угловые координаты в базовой системе координат. Источниками данных для позиций является файл звёздного каталога.
- Спутник testSat, оснащённый двумя сенсорами. Для спутника и каждого из приборов-сенсоров определены конструкционные системы координат. Кроме того, для спутника определён источник данных — файл орбитальных элементов TLE (*англ.* two-line element set, двухстрочный набор элементов), на основе которого для каждого моделируемого момента времени получаются координата и скорость центра масс спутника в базовой системе координат.
 - Для спутника testSat также определена орбитальная система координат LVLH (*англ.* Local Vertical – Local Horizontal), основанная на радиус-векторе и векторном произведении радиус-вектора и вектора скорости. «Собранная» из перечисленных абстрактных объектов с помощью связки *dependentOn*, она обновляется при обновлении зависимостей.
 - Для спутника testSat дополнительно определена система координат, построенная на векторе, направленном из позиции спутника на выбранную звезду, и векторе, ортогональном ему.

- Ориентация спутника (объект *Attitude*) задана фиксированным преобразованием относительно системы координат, построенной на векторе, направленном на звезду.

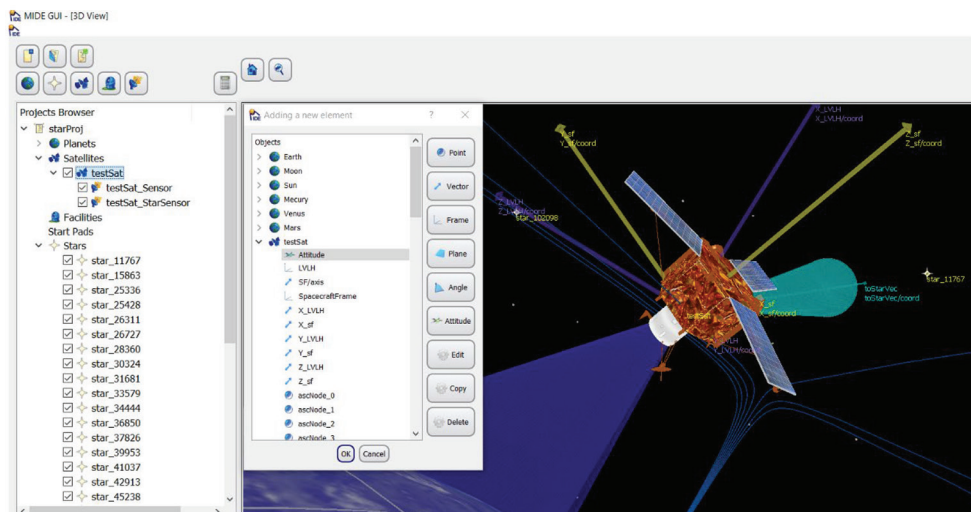


Рис. 2. Пример сформированного проекта. Для спутника testSat определены три системы координат, его ориентация задаётся относительно СК, построенной на основе луча, направленного из позиции спутника на звезду

Таким образом, «корнями» представления моделируемого мира становятся источники данных и точки и векторы, получаемые из них. Из этих точек и векторов с помощью связей *depending* и *dependentOn* формируется структура, обновляемая при обновлении корней и допускающая контроль изменения и формирование отчётов по эволюции любой своей составной части. В частности, в примере, приведённом на рис. 2, космический аппарат поворачивается относительно орбитальной системы координат так, чтобы выдерживать ориентацию на выбранную звезду.

Рисунок 3 (см. с. 92) демонстрирует применение описанного подхода для моделирования группировки навигационных космических аппаратов, что можно рассматривать как развитие работы (Сазонов и др., 2018). В приведённом примере содержатся спутники ГЛОНАСС (Глобальная навигационная спутниковая система) и GPS (*англ.* Global Positioning System), на каждый из которых помещён набор датчиков. Для каждого спутника сформирована орбитальная система координат, его ориентация задана относительно неё.

Рисунки 4 и 5 (см. с. 92, 93) демонстрируют возможности среды по моделированию эволюции более крупных группировок космических аппаратов. На рис. 4 представлена группировка OneWeb на одном из этапов своего функционирования, когда полный состав содержал 182 космических аппарата. Как и прежде, каждый аппарат представляет собой систему, состоящую из подсистем и усложняющую древовидную структуру сцены набором систем координат, ориентаций и позиций.

Рисунок 5 представляет собой эксперимент по исследованию масштабирования системы. В проект загружено 500 космических аппаратов из подмножества базы данных с сайта celestrak.com, содержащего активные спутники.

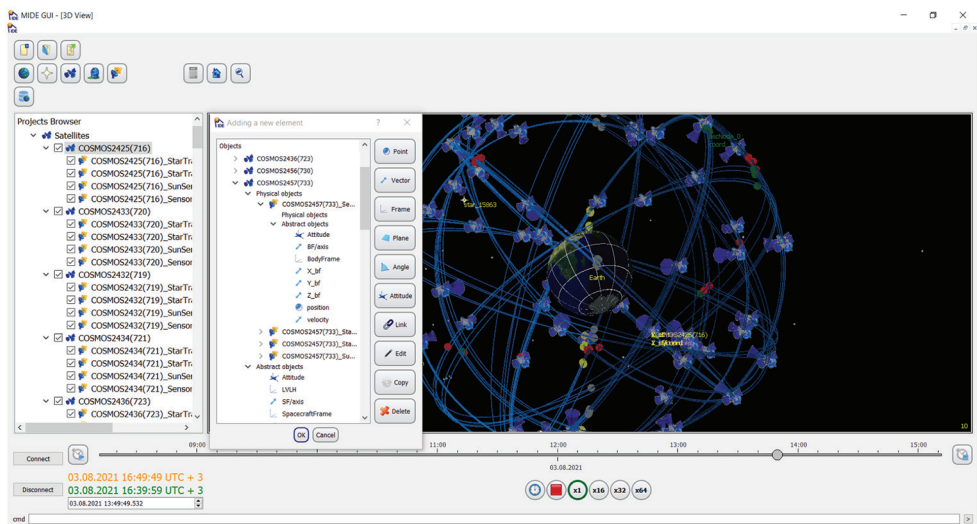


Рис. 3. Пример моделирования группировки навигационных спутников. Загружены аппараты ГЛОНАСС (27 спутников) и GPS (30 спутников), каждый спутник представлен как композиция из модели КА, четырёх сенсоров и набора систем координат, построенных по векторам

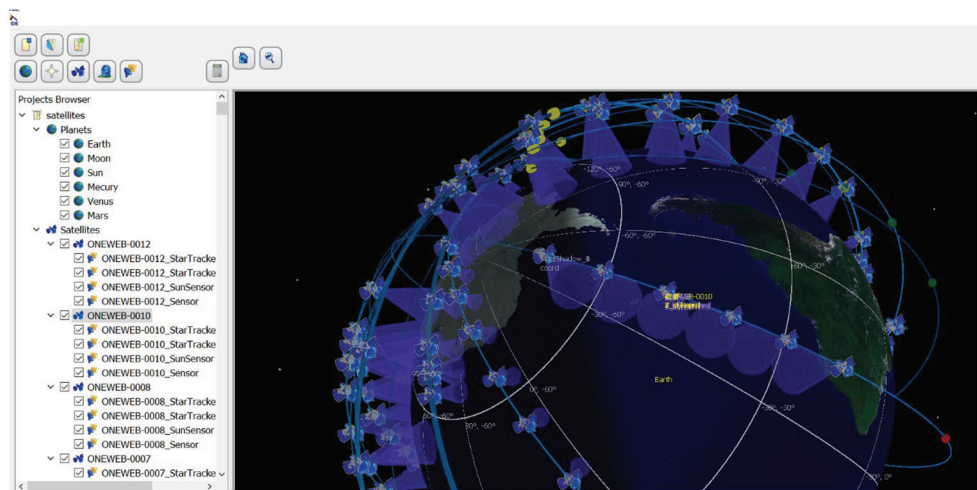


Рис. 4. Пример моделирования группировки спутников связи. Загружено 182 аппарата OneWeb, каждый спутник представлен как композиция из модели КА, четырёх сенсоров и набора систем координат, построенных по векторам

Наконец, рис. 6 (см. с. 93) демонстрирует возможности среды по моделированию и проектированию систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), что стало продолжением работ, описанных в статье (Сазонов и др., 2019). В экспериментальную «систему» включены аппараты «Канопус» и «Ресурс», орбитальные элементы которых получены с сайта celestrak.com, а также тестовый космический аппарат, движущийся по более высокой орбите. Механизм редактирования орбитальных элементов позволяет изменять конфигурацию группи-

ровки. Треки точек, полученных пересечением оптических осей камер спутников с поверхностью Земли, позволяют моделировать покрытие планеты полосами захвата.

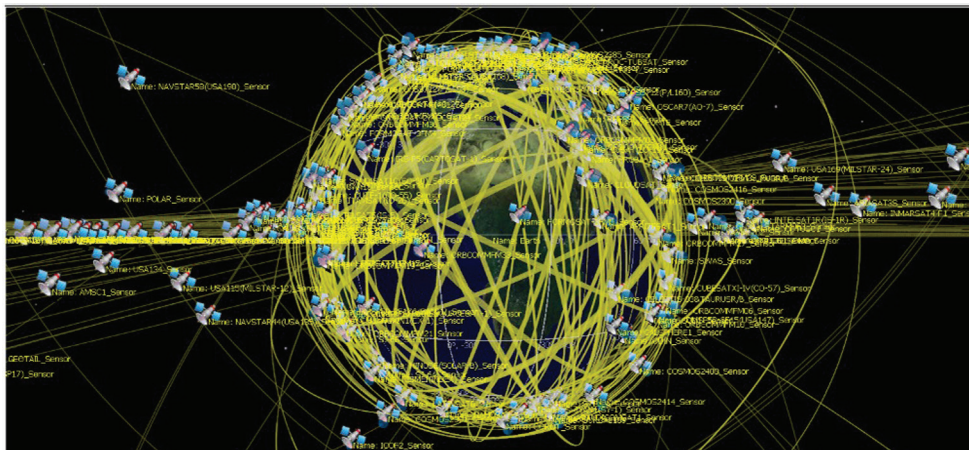


Рис. 5. Пример моделирования группировки спутников связи. Загружено 500 аппаратов из набора Active Satellites базы данных CelesTrak, каждый спутник представлен как композиция из модели КА, четырёх сенсоров и набора систем координат, построенных по векторам

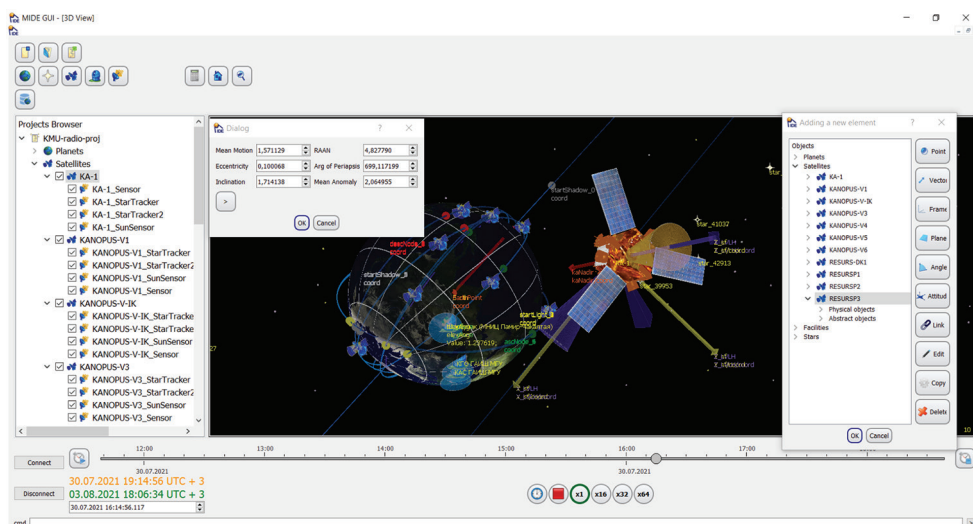


Рис. 6. Пример моделирования группировки спутников ДЗЗ. В качестве основы группировки загружены КА «Канопус» и «Ресурс», к ним добавлен спутник с редактируемым набором орбитальных элементов. Треки объектов, созданных как точки пересечения луча и планеты, позволяют оценивать покрытие подстилающей поверхности

Таким образом, разработана программная среда для проектного анализа и исследования эволюции космических систем различного назначения, содержащих наземные и космические средства, которую баллистический центр факультета

космических исследований планирует развивать и использовать в ходе научно-исследовательской и проектной деятельности, в том числе в интересах научно-образовательной школы «Фундаментальные и прикладные исследования космоса» МГУ имени М. В. Ломоносова.

Работа выполнена при поддержке научно-образовательной школы «Фундаментальные и прикладные исследования космоса» МГУ имени М. В. Ломоносова. Работы И. А. Самыловского, В. В. Абрамовой и А. А. Филиппова в области исследования взаимодействия космических аппаратов в рамках группировки ДЗЗ, в том числе соответствующие модули среды MIDE, выполнены при поддержке Российского научного фонда (проект № 21-71-00076), при этом И. А. Самыловскому принадлежит план компьютерных экспериментов и разработка архитектуры модулей, В. В. Абрамовой — программная реализация модуля чтения параметров ориентации планет на основе эфемерид JPL, А. А. Филиппову — программная реализация механизма треков абстрактных объектов.

ЛИТЕРАТУРА

- Сазонов В. В., Егоров М. В., Морозов О. В., Романенко Т. Е., Самыловский И. А., Семёнов А. Н.* Масштабируемый программный комплекс для интерактивного моделирования и отображения состояния наземного и орбитального сегмента спутниковой группировки // 15-я Конф. молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования»: сб. тр. М.: ИКИ РАН, 2018. С. 89–95.
- Сазонов В. В., Сазонова С. В., Самыловский И. А.* Масштабируемый программный комплекс планирования маршрутов космических съёмок // 16-я Конф. молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования»: сб. тр. М.: ИКИ РАН, 2019. С. 139–144.

MODELING OF MULTI-SATELLITE CONSTELLATIONS OF SPACECRAFT FOR VARIOUS PURPOSES

I. A. Samylovskiy^{1,2}, S. V. Sazonova^{1,2}, A. A. Filippov¹, A. Yu. Tsaregorodtsev¹, V. V. Abramova^{1,2}, A. E. Bogachyova¹, Vas. V. Sazonov^{1,2}, O. V. Morozov¹

¹ Lomonosov Moscow State University (MSU), Faculty of Space Research, Moscow, Russia

² Branch of the Moscow Center for Fundamental and Applied Mathematics at Lomonosov Moscow State University

Tasks related to modeling and analysis the effectiveness of building multi-satellite groupings require special software that allows, on the one hand, to perform operations that are of interest to specialists in the field of design ballistics, and on the other hand, to provide opportunities that are of interest to system engineers. This paper is devoted to the concept of an integrated development environment (IDE), which provides opportunities for creating and editing orbital groupings with a set of rules for interaction between objects. The tree of physical and abstract objects used for building the world model allows you to create an image of a system from interconnected

components, which then allows both interactive modeling and generating reports in a given format. Examples of modeling groupings consisting of satellites with different distributions on orbital planes, orbits of different inclinations, etc. are given.

Keywords: mathematical modeling, computer modeling, project ballistics, system design

Samylovskiy Ivan — associate professor, PhD, ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru

Sazonova Sofia — assistant professor, PhD

Filippov Alexander — programmer, student

Tsaregorodtsev Andrey — programmer, student

Abramova Varvara — programmer, master student

Bogachyova Anastasia — programmer, student

Sazonov Vasilii — dean, PhD

Morozov Oleg — head of the department, PhD

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОРРЕКЦИЙ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДЫ РАЗРАБОТКИ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ

И. А. Самыловский^{1,2}, *А. А. Филиппов*¹, *А. Ю. Царегородцев*¹,
В. В. Абрамова^{1,2}, *А. Е. Богачева*¹, *В. В. Сазонов*^{1,2}, *О. В. Морозов*¹

¹ Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова (МГУ),
Факультет космических исследований (ФКИ МГУ), Москва, Россия

² Центр фундаментальной и прикладной математики МГУ, Москва, Россия

Космическая миссия представляет собой многокомпонентную систему, элементы которой взаимодействуют между собой и влияют друг на друга. Системное проектирование такой миссии — сложная задача, требующая анализа взаимной работы наземного и орбитального сегментов и их подсистем. Настоящая статья посвящена использованию разрабатываемой на факультете космических исследований МГУ инструментальной среды разработки космических миссий MIDE для решения задач, связанных с разбиением траектории перелёта на несколько участков и её сквозную оптимизацию с учётом «сшивки» сегментов, заданных в различных системах координат. Используемое для построения модели мира дерево физических и абстрактных объектов позволяет создать образ системы из взаимосвязанных компонентов, которая затем допускает как интерактивное моделирование, так и генерацию отчётов в заданном формате. Предлагается сценарий моделирования перелёта космического аппарата с двигателем малой тяги с околоземной на окололунную орбиту, использующий для расчёта процедуры решения конечномерной задачи оптимизации, в которой параметрами выступают в том числе времена изменения режимов работы двигателя.

Ключевые слова: математическое моделирование, краевая задачи, терминальное управление, проектная баллистика, моделирование солнечных батарей

Настоящая работа посвящена решению задач, связанных с эволюцией характеристик космических аппаратов (КА) в ходе срока активного существования, и стала продолжением двух направлений исследований баллистического центра факультета космических исследований Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (МГУ).

Первое из этих направлений связано с моделированием динамических операций в околоземном пространстве и в настоящий момент сосредоточено вокруг исследования поведения систем, состоящих из наземных и космических объектов, с использованием разрабатываемой инструментальной интегрированной среды разработки миссий MIDE (*англ.* Missions Integrated Development Environment). MIDE представляет собой «конструктор», позволяющий создать виртуальный образ исследуемой системы с использованием следующих базовых сущностей:

- «Физический» объект, т. е. объект, занимающий определённый объём в пространстве. В текущей версии к таким относятся: планеты, планетоиды,

Самыловский Иван Александрович — доцент, кандидат физико-математических наук,
ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru

Филиппов Александр Алексеевич — программист, студент специалитета

Царегородцев Андрей Юрьевич — программист, студент специалитета

Абрамова Варвара Владимировна — программист, студент магистратуры

Богачева Анастасия Евгеньевна — программист, студент специалитета

Сазонов Василий Викторович — декан, кандидат физико-математических наук

Морозов Олег Вячеславович — начальник отдела, кандидат физико-математических наук

звёзды, космические аппараты, наземные пункты и приборы. Каждый из физических объектов способен содержать произвольное количество физических объектов-«детей».

- «Абстрактный» объект, к которым относятся точки, векторы, углы, плоскости, системы координат (СК), ориентации и треки точек и векторов.
- Кроме того, важным подмножеством абстрактных объектов являются источники данных, представляющие собой программные обёртки над эфемеридами космических объектов, процедурами численного решения уравнений движения и т. д.

С помощью механизма зависимостей между абстрактными объектами пользователь инструментальной среды может создавать древовидную структуру, эволюционирующую с течением времени, что позволяет исследовать поведение системы «в момент» и «за период», проводя в том числе пост-анализ генерируемых отчётов.

Второе направление связано с прогнозированием характеристик космических аппаратов, допускающих моделирование с использованием технологии трассировки лучей, в первую очередь выработки электроэнергии солнечными батареями (СБ) КА и теплового потока КА (см. работы (Sazonov et al., 2019, 2020; Pushko et al., 2020)). Для осуществления такого моделирования требуется как минимум геометрическая модель наружной поверхности аппарата с изменяемым положением поворотных элементов, данные о движении центра масс КА и движении КА вокруг центра масс, а также информация об относительном расположении Солнца, Земли и Луны (в более общей постановке — главного источника излучения, притягивающего центра и потенциальных источников затенения).

В рамках задач баллистического центра, в том числе связанных с работой научно-образовательной школы «Фундаментальные и прикладные исследования космоса» МГУ имени М. В. Ломоносова, среда MIDE дополняется программным модулем решения краевых задач, который в дальнейшем предполагается использовать для решения задач оптимального управления. С точки зрения архитектуры MIDE такой модуль оказывается ещё одним абстрактным объектом — «источником данных».

В качестве естественного примера задачи была выбрана задача перелёта между орбитами планеты и её спутника (конкретно — Земли и Луны). Выбор был обусловлен как растущим интересом к исследованию Луны, так и возможностью использовать функциональность MIDE, связанную с применением различных систем координат. Начальная орбита задавалась в геоцентрической инерциальной системе координат, конечная — в селеноцентрической инерциальной (оси обеих параллельны осям АСК J2000 (абсолютная система координат эпохи J2000 (полдень по Гринвичу 1 января 2000 г.)). Ставилась задача терминального наведения: необходимо было подобрать такие параметры стартовой точки, точки «посадки» на целевую орбиту, времени перехода от режима разгона к режиму торможения и характеристики разгона и торможения, которые обеспечивали бы решение соответствующей краевой задачи методом «двусторонней пристрелки».

Иллюстрация решения приведена на рис. 1 (см. с. 98). Здесь синим цветом обозначен участок разгона, красным — участок торможения. При этом, по аналогии с израильской миссией Beresheet, стартовая орбита выбрана в окрестностях геостационарной орбиты, т.е. задача не плоская, а пространственная. Гравитационные поля Земли и Луны полагаются центральными и сферическими, источником данных о координатах Луны становятся эфемериды DE430.

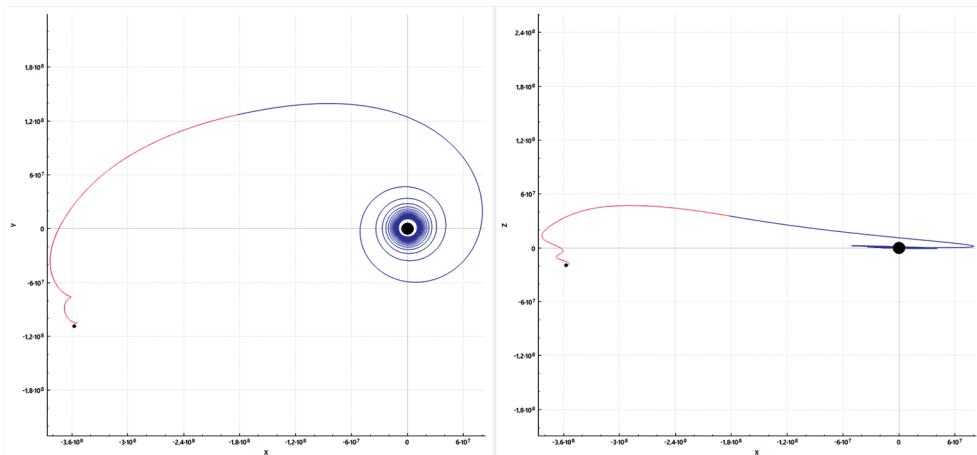


Рис. 1. Пример решения задачи межорбитального перелёта

Таблица содержит модельные параметры начальной и конечной орбит.

Параметры начальной и конечной орбит

Элементы орбиты	Начальная орбита в геоцентрической СК	Целевая орбита в селе- ноцентрической СК
Большая полуось a , км	10000	4000
Эксцентриситет e	0,1	0,2
Наклонение i , град	0	0
Долгота восходящего узла Ω , град	0	0
Аргумент перигея ω , град	240	130
Время прохождения через перигей τ_0 , с	0	0

Компоненты вектора параметров пристрелки: τ — время переключения (от начала разгона — точки старта); T — время прилёта на целевую орбиту; p_1 — модуль разгонного ускорения; p_2 — модуль тормозящего ускорения; φ_1 и φ_2 — углы наклона ускорений p_1 и p_2 относительно экваториальной плоскости АСК J2000.

Начальные приближения для параметров были следующими: $\tau = 727\,000$ с, $T = 995\,000$ с, $p_1 = 0,00815$ м·с⁻², $p_2 = 0,07$ м·с⁻², $\varphi_1 = 0,447$ рад, $\varphi_2 = 0,613$ рад.

Значения параметров пристрелки, обеспечивающих решение краевой задачи (т.е. гладкую стыковку участков разгона и торможения): $\tau = 727\,123,460$ с, $T = 995\,978,153$ с, $p_1 = 0,0081535$ м·с⁻², $p_2 = 0,0076246$ м·с⁻², $\varphi_1 = 0,447737$ рад, $\varphi_2 = 0,613443$ рад.

Естественным продолжением работ баллистического центра ФКИ, связанных с прогнозом характеристик КА в ходе срока активного существования, стал расчёт энергобаланса многофункционального лабораторного модуля (МЛМ-У) Российского сегмента Международной космической станции (МКС), запущенного 21 июля 2021 г. В ходе полёта перед специалистами была поставлена задача прогноза выработки электроэнергии солнечными батареями модуля в ходе режимов закрутки, которые используются для обеспечения оптимальной ориентации солнечных батарей КА без применения излишних коррекций враща-

тельного движения. Принципиальная схема заключается в том, что в некий момент времени обеспечивается требуемая ориентация, а затем органы управления ориентацией сообщают КА согласованную с орбитальным движением угловую скорость. В «идеальном» случае, когда угловая скорость неизменна, ориентация солнечных батарей сохраняется. Однако за счёт таких возмущающих факторов как гравитационный момент, воздействие атмосферы и т.д. в течение определённого периода времени угол между направлением на Солнце в связанной с КА системой координат и нормалью к плоскости солнечных батарей изменяется с эволюционирующей амплитудой. Это явление именуется «развалом» сформированной ориентации и требует периодического проведения манёвров, направленных на восстановление значения угла, обеспечивающего максимальную выработку электроэнергии.

Рисунок 2 демонстрирует модуль МЛМ в составе тестового проекта MIDE. Модуль представлен 3D-моделью внешних обводов и набором сенсоров, с ним связаны конструкционная и орбитальная системы координат. На приведённом экране модуль выставлен в орбитальную ориентацию, оператор добавил к модели плоскость солнечных батарей модуля, вектор направления на Солнце и угол между этим вектором и нормалью к плоскости батарей.

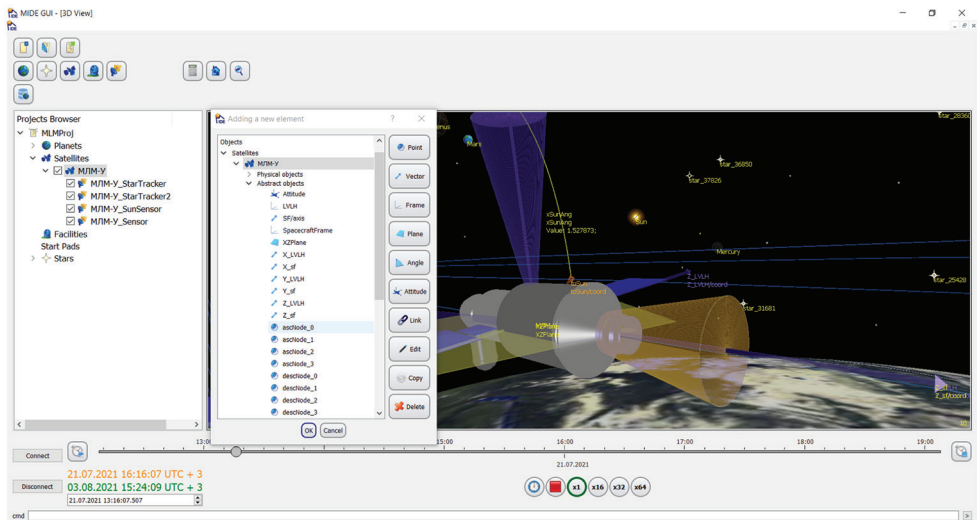


Рис. 2. МЛМ в составе проекта MIDE. Добавлены плоскость СБ, вектор направления на Солнце и угол между направлением на Солнце и нормалью к плоскости

Рисунки 3 и 4 демонстрируют работу модуля расчёта выработки электроэнергии — составной части среды моделирования. Здесь источниками данных для движения модуля служит пополняемая база данных эксплуатанта — Главной оперативной группы управления МКС. Для моделирования поступательного движения используются орбитальные узлы, сформированные с учётом корректирующих импульсов. Для моделирования вращательного движения используется список ориентаций из базы данных, сформированный с учётом корректирующих манёвров. Если ориентация помечена как начало закрутки, в модель закладывается начальное значение вектора угловой скорости и запускается расчёт сегмента траектории вращательного движения. При этом модуль рассматривается как твёрдое тело, что допустимо, так как в ходе закрутки осуществляется фиксация

солнечных батарей в горизонтальной плоскости строительной системы координат. Представлены два варианта моделирования работы батарей в ходе режима закрутки.

Рисунок 3 демонстрирует «идеальный» случай, в котором для ускорения вычислений использовано только кинематическое уравнение Пуассона, что соответствует «линеаризованной» модели.

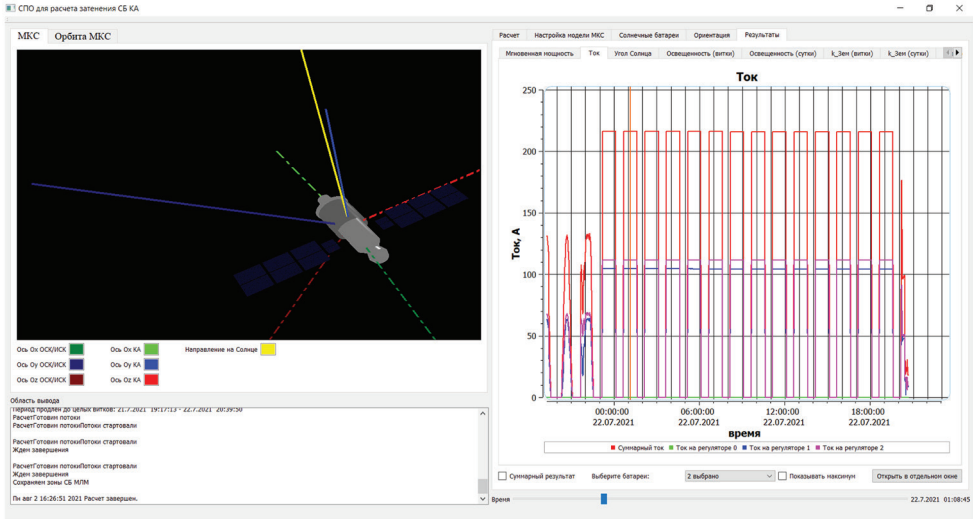


Рис. 3. Прогноз выработки электроэнергии солнечными батареями в «идеальном» случае закрутки на Солнце. Угловая скорость закрутки постоянна, мгновенная выработка тока держится в районе 230 А

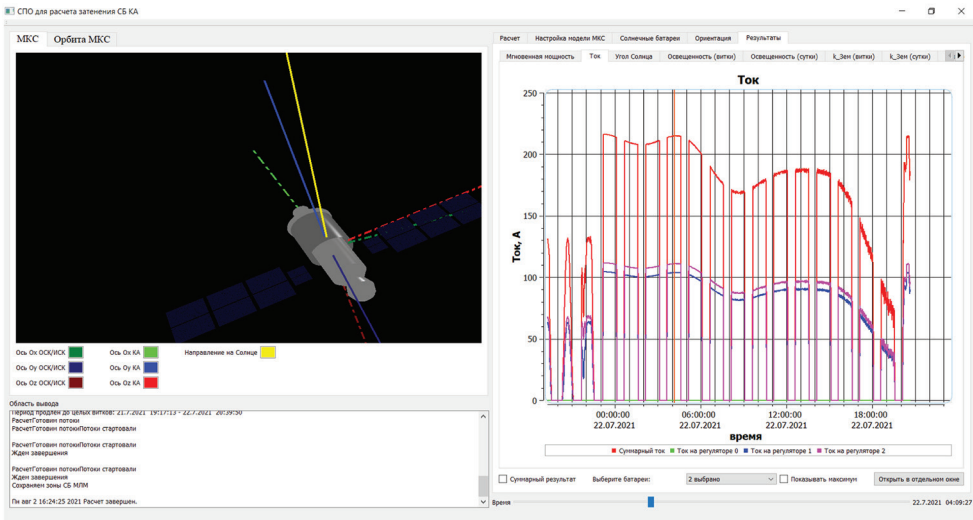


Рис. 4. Прогноз выработки тока с учётом развала ориентации. Под влиянием возмущающих факторов наблюдаются колебания угла между направлением на Солнце и нормалью к плоскости СБ, мгновенная выработка в отсутствии коррекций падает

Рисунок 4 демонстрирует результаты моделирования с учётом «развала» сформированной ориентации за счёт возмущающих факторов, связанных с действием гравитационного момента. Для моделирования кинематическое уравнение Пуассона дополняется системой динамических уравнений Эйлера, описывающих эволюцию вектора угловых скоростей твёрдого тела. Как правило, коррекция вращения для экономии ресурса системы управления ориентацией производится при начале развала.

Опыт использования научно-технического задела баллистического центра ФКИ МГУ, в том числе в ходе сопровождения автономного полёта МЛМ, позволяет надеяться на успешную интеграцию имеющихся и разрабатываемых программных средств в среду моделирования и анализа космических миссий MIDE для решения задач проектирования, анализа и оперативного управления. Планируется дальнейшее развитие среды и её использование в ходе научно-исследовательской и проектной деятельности, в том числе в интересах научно-образовательной школы «Фундаментальные и прикладные исследования космоса» МГУ имени М. В. Ломоносова.

Работа выполнена при поддержке научно-образовательной школы «Фундаментальные и прикладные исследования космоса» МГУ имени М. В. Ломоносова. Работы И. А. Самыловского и А. А. Филиппова в области решения задач терминального управления, в том числе соответствующие модули среды MIDE, выполнены при поддержке Российского научного фонда (проект № 21-71-00076), при этом И. А. Самыловскому принадлежит начальная постановка задачи терминального управления, А. А. Филиппову — реализация численного метода, включая выбор параметров пристрелки.

ЛИТЕРАТУРА

- Sazonov Vas. V., Samylovskiy I. A., Morozov O. V., Sapelkin A. S.* Solar Arrays Thermal Conditions and Power Production Modeling with GPU-based Approach // Proc. 2019 European Space Power Conference (ESPC). 2019. Art. No. 19225604. 3 p. DOI: 10.1109/ESPC.2019.8932013.
- Sazonov Vas. V., Samylovskiy I. A., Morozov O. V.* Constructions Mechanical and Thermal Conditions Modeling with GPU-based Approach // J. Physics: Conference Series. 2020. V. 1425., Art. No. 012170. 7 p.
- Pushko S. V., Samylovskiy I. A., Samylovskaya A. K., Sazonov Vas. V.* Shadow thermal cycling and its effect on solar array predicted EOL time // 71st Intern. Astronautical Congress (IAC): Book of abstr. 2020. Paper ID: 59951.

MODELING OF SPACECRAFT TRAJECTORY CORRECTIONS USING THE SPACE MISSION DEVELOPMENT ENVIRONMENT

*I. A. Samylovskiy^{1,2}, A. A. Filippov¹, A. Yu. Tsaregorodtsev¹, V. V. Abramova^{1,2},
A. E. Bogachyova¹, Vas. V. Sazonov^{1,2}, O. V. Morozov¹*

¹ Lomonosov Moscow State University (MSU), Faculty of Space Research, Moscow, Russia

² Branch of the Moscow Center for Fundamental and Applied Mathematics at Lomonosov Moscow State University

A space mission is a multicomponent system, the elements of which interact with each other and influence each other. The system design of such a mission is a complex task that requires an analysis of the mutual operation of the ground and orbital segments and their subsystems. This report is devoted to the use of the MIDE (Missions Integrated Development Environment) instrumental environment for the development of space missions developed at the Faculty of Space Research of Moscow State University to solve problems related to splitting the flight path into several sections and its end-to-end optimization, taking into account the «stitching» of segments specified in various coordinate systems. The tree of physical and abstract objects used for building the world model allows you to create an image of a system from interconnected components, which then allows both interactive modeling and generating reports in a given format. A scenario for modeling the flight of a spacecraft with a low-thrust engine from near-Earth to near-lunar orbit is proposed, which uses for calculating the procedure for solving a finite-dimensional optimization problem, in which the parameters are, among other things, the times of changing the engine operating modes.

Keywords: mathematical modeling, boundary value problem, terminal control, project ballistics, solar batteries modeling

Samylovskiy Ivan — associate professor, PhD, ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru

Filippov Alexander — programmer, student

Tsaregorodtsev Andrey — programmer, student

Abramova Varvara — programmer, master student

Bogachyova Anastasia — programmer, student

Sazonov Vasilii — dean, PhD

Morozov Oleg — head of the department, PhD

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИОЛИНИИ «НАЗЕМНЫЙ ПУНКТ – КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ» В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МИССИЙ

*И. А. Самыловский, А. А. Филиппов, А. Ю. Царегородцев,
В. В. Абрамова, А. Е. Богачева, В. В. Сазонов, О. В. Морозов*

Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова (МГУ),
Факультет космических исследований (ФКИ МГУ), Москва, Россия

Космическая миссия представляет собой многокомпонентную систему, элементы которой взаимодействуют между собой и влияют друг на друга. Системное проектирование такой миссии — сложная задача, требующая анализа взаимной работы наземного и орбитального сегментов и их подсистем. Одна из групп возникающих связей — взаимодействие антенных комплексов наземного контура управления и бортовых антенн космического аппарата. Такие разнородные факторы как положение и ориентация аппарата, его геометрия, подведённая к бортовому передатчику мощность, параметры шумовой температуры на Земле и т.д. определяют значение мощности на входе приёмника, шумы и прочие параметры радиолинии. Прогнозирование таких параметров — важная задача системного проектирования хотя бы за счёт того, что исходя из проектной пропускной способности канала связи можно определить требуемую мощность на борту и, соответственно, смоделировать работу систем энергоснабжения. Представляемая статья посвящена использованию для такого моделирования разрабатываемой на факультете космических исследований МГУ инструментальной среды разработки космических миссий MIDE (*англ.* Missions Integrated Development Environment). Используемое для построения модели мира дерево физических и абстрактных объектов позволяет создать образ системы из взаимосвязанных компонентов, которая затем допускает как интерактивное моделирование, так и генерацию отчётов в заданном формате.

Ключевые слова: математическое моделирование, компьютерное моделирование, проектная баллистика, системное проектирование

Исторически основными элементами схемы деления космической системы служат наземный и орбитальный сегменты. В зависимости от решаемых задач дальнейшее деление этих компонентов на подсистемы может варьироваться. В рамках данной работы рассматривается естественное усложнение задачи проектирования расстановки наземных средств связи и наблюдения, решаемой с использованием программных комплексов, подобных описанному в работах (Сазонов и др., 2018, 2019), посвящённым планированию сеансов связи со спутниками группировки дистанционного зондирования Земли.

Усложнение подразумевает следующие пункты:

- во-первых, рассмотрение не только движения центра масс спутника-элемента орбитального элемента системы, но также вращательного движения (движения вокруг центра масс);
- во-вторых, учёт геометрических свойств спутника (размеры, внешние обводы и т.д.). Уже эти два пункта позволяют в ходе проектирования определять зоны видимости и «слепые» зоны пар из наземного и бортового

Самыловский Иван Александрович — доцент, кандидат физико-математических наук, ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru

Филиппов Александр Алексеевич — программист, студент специалитета

Царегородцев Андрей Юрьевич — программист, студент специалитета

Абрамова Варвара Владимировна — программист, студент магистратуры

Богачева Анастасия Евгеньевна — программист, студент специалитета

Сазонов Василий Викторович — декан, кандидат физико-математических наук

Морозов Олег Вячеславович — начальник отдела, кандидат физико-математических наук

приборов (оптических, радиотехнических и т. д.), возникающие в том числе из-за затенения элементов таких пар конструктивными элементами космического аппарата (КА);

- наконец, учёт энергетических характеристик приборов (входной мощности приёмника, эффективной мощности антенны и т. д.), позволяющих, в частности, проводить моделирование энергобаланса системы.

В качестве средства моделирования используется разработка баллистического центра MIDE (*англ.* Missions Integrated Development Environment — интегрированная среда разработки миссий) Факультета космических исследований Московского государственного университета имени М. В. Ломоносова (ФКИ МГУ). В качестве объекта моделирования выбрана гипотетическая миссия, включающая космический аппарат, средства выведения и три наземных пункта: обсерватории Государственного астрономического института им. П. К. Штернберга МГУ в Крыму (Крымская астрономическая станция) и Карачаево-Черкесии (Кавказская горная обсерватория), а также обсерватория на Памире — составная часть Международного научно-исследовательского центра «Памир-Чакалтая».

В соответствии с моделью мира среды MIDE рабочий проект кроме природных объектов и соответствующих систем координат включает три наземных пункта (объекты facility) и один космический аппарат (объект satellite). Каждый из перечисленных объектов оснащён набором сенсоров с полями зрения, к каждому из объектов и каждому из его сенсоров привязаны соответствующие системы координат.

На следующих рисунках представлены различные этапы моделирования миссии. Рисунок 1 демонстрирует рабочие области среды разработки и осуществляет «базовое» отображение процесса. Оператором в данном случае создан проект и перечисленные объекты, причём спутник настроен на выдерживание фиксированной ориентации относительно орбитальной системы координат.

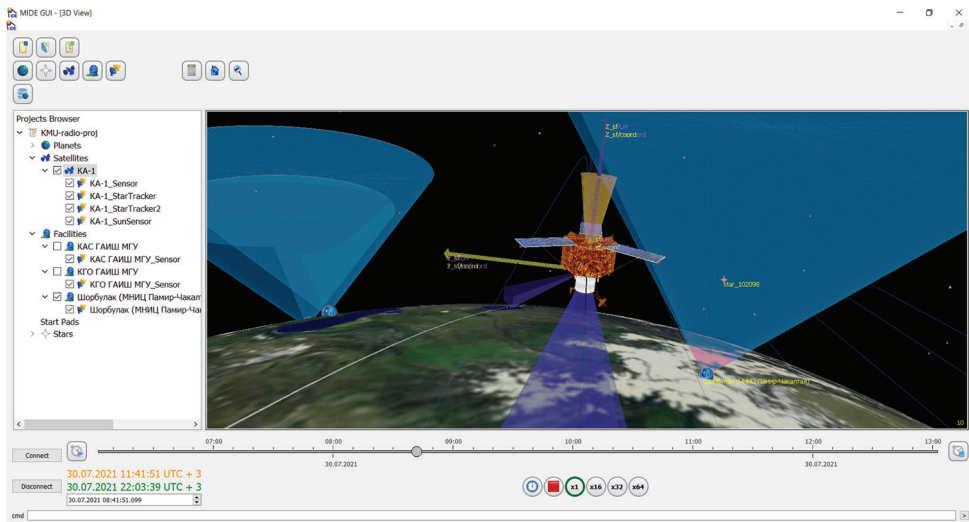


Рис. 1. Экран среды проектирования миссий. В области редактирования проекта отображаются космические и наземные проекты, оснащённые бортовыми приборами. В области отображения оператор визуально контролирует манёвры спутника и попадание целей в поля зрения приборов

Рисунок 2 демонстрирует «геометрическое» исследование системы. К наземному пункту добавлен ещё один сенсор с коническим полем зрения. На основе радиус-вектора КА в системе координат наземного пункта построена система координат, поворачивающаяся вслед за спутником, сенсору выставлена ориентация относительно этой системы координат. Также добавлен угол места спутника, созданный как угол между вектором «наземный пункт – спутник» и касательной к Земле в точке расположения наземного пункта плоскости.

На рис. 3 представлен вид со стороны наземного пункта, демонстрирующий оси связанных с приборами систем координат.

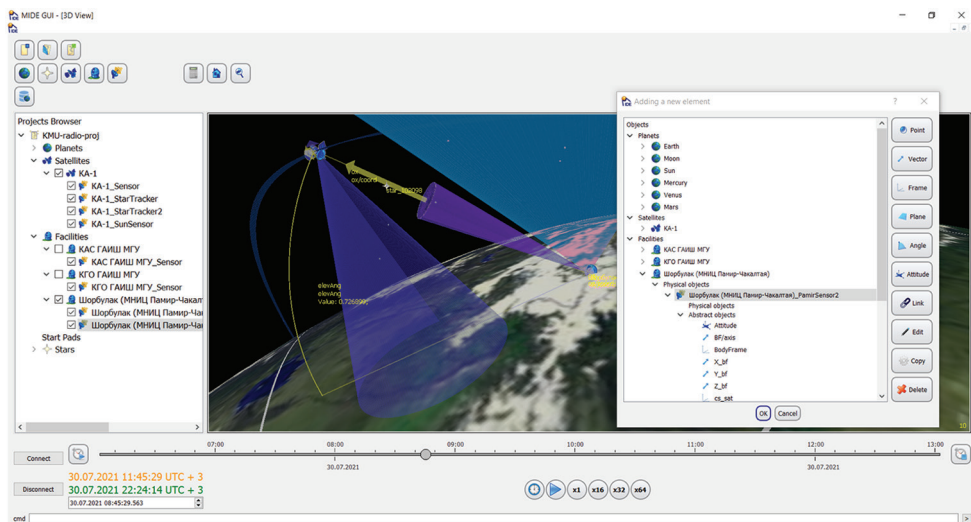


Рис. 2. Экран среды проектирования миссий. К наземному пункту добавлен сенсор, поворачивающийся за целью, выводится информация об углах отстройки

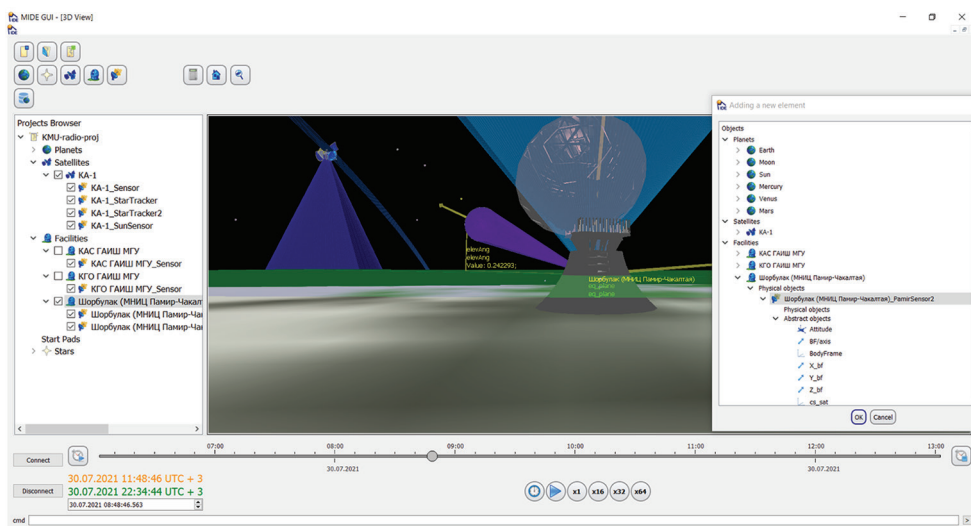


Рис. 3. Экран среды проектирования миссий. Вид со стороны наземного пункта

Рисунки 4 и 5 демонстрируют «энергетическое» исследование системы. Каждый из наземных пунктов теперь оснащён приёмо-передающим устройством, оператор может, подавая различную мощность на вход передатчика на борту спутника, в случае прямой видимости антенн оценивать параметры радиолинии.

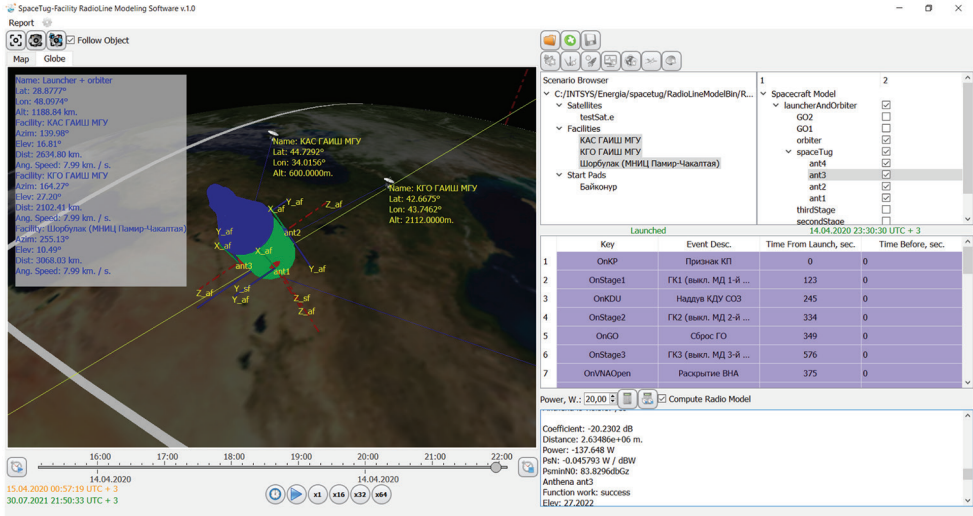


Рис. 4. Экран программного модуля моделирования радиолинии. Демонстрируется орбитальный сегмент из полезной нагрузки и средств выведения (разгонный блок, оснащённый бортовыми антеннами). Оператор выбрал три наземных пункта, в области вывода отображаются геометрические (наклонная дальность, радиальная скорость и т. д.) и энергетические (мощность на выходе приёмника при заданной входной мощности, соотношение сигнал-шум и т. д.) параметры радиолиний

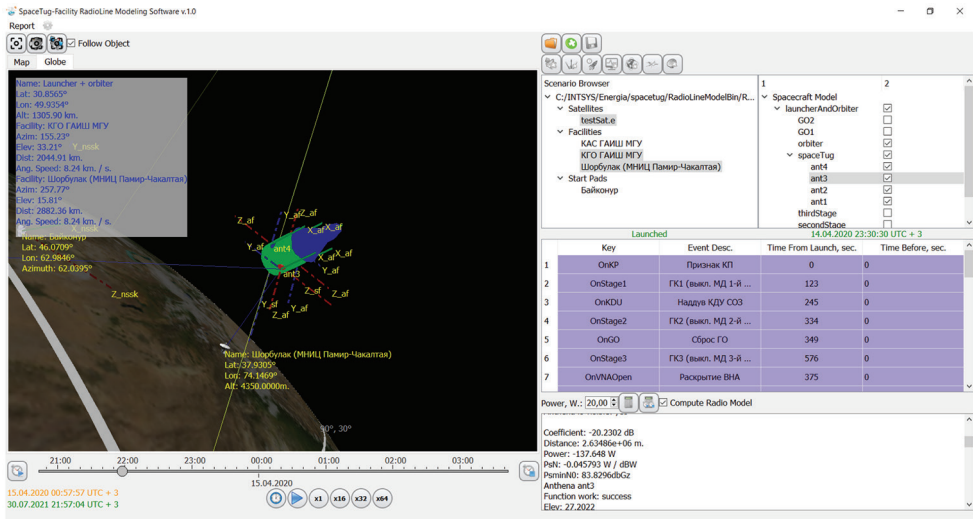


Рис. 5. Экран программного модуля моделирования радиолинии. Космический аппарат находится в зоне видимости наземного пункта обсерватории Шорбулак

Наконец, рис. 6 демонстрирует моделирование параметров радиолинии в режиме графопостроителя.

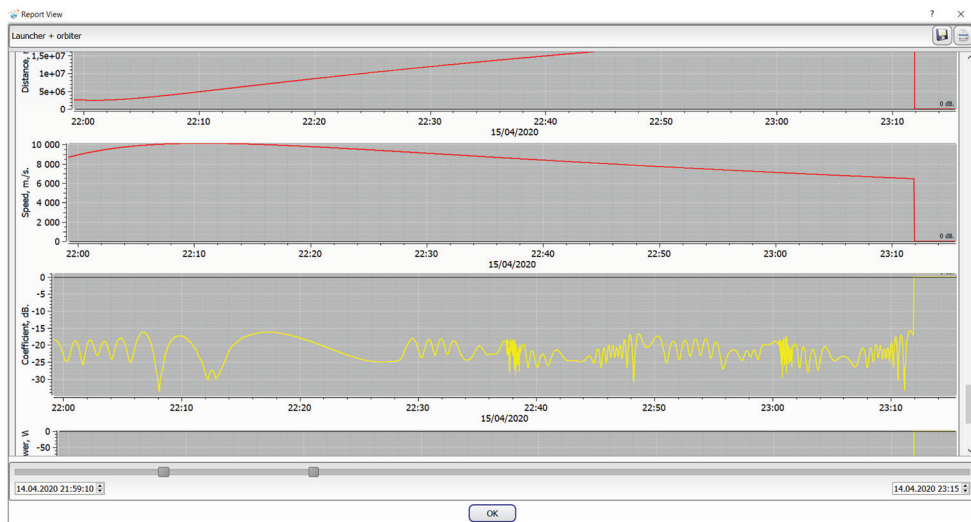


Рис. 6. Экран программного модуля моделирования радиолинии. Отображение энергетических параметров радиолинии

Представленные в статьях (Сазонов и др., 2018, 2019) разработки в области создания программных комплексов планирования сеансов связи и управления приёмо-передающими спутниковыми антеннами естественным образом вошли в состав инструментальной среды, которую баллистический центр ФКИ МГУ планирует развивать и использовать в ходе научно-исследовательской и проектной деятельности, в том числе в интересах научно-образовательной школы «Фундаментальные и прикладные исследования космоса» МГУ имени М. В. Ломоносова.

Работа выполнена при поддержке научно-образовательной школы «Фундаментальные и прикладные исследования космоса» МГУ имени М. В. Ломоносова. Работы И. А. Самыловского в области исследования режимов работы поворотных спутниковых антенн, в том числе соответствующие модули среды MIDE, выполнены при поддержке РФФ (проект № 19-71-00103).

ЛИТЕРАТУРА

- Сазонов В. В., Егоров М. В., Морозов О. В., Мухамеджанов И. Д., Сазонова С. В., Самыловский И. А., Сапелкин А. С. Масштабируемый комплекс программных средств автоматизированного управления антенной в составе наземного сегмента группировки спутников ДЗЗ // 15-я Конф. молодых учёных «Фундаментальные и прикладные косм. исслед.»: сб. тр. М.: ИКИ РАН, 2018. С. 96–106.
- Сазонов В. В., Сазонова С. В., Самыловский И. А. Инструментальная среда планирования сеансов связи с космическими аппаратами // 16-я Конф. молодых учёных «Фундаментальные и прикладные косм. исслед.»: сб. тр. М.: ИКИ РАН, 2019. С. 131–138.

MODELING OF THE GROUND STATION – SPACECRAFT RADIO LINE IN MISSION DESIGN TASKS

*I. A. Samylovskiy, A. A. Filippov, A. Yu. Tsaregorodtsev, V. V. Abramova,
A. E. Bogachyova, Vas. V. Sazonov, O. V. Morozov*

Lomonosov Moscow State University (MSU), Faculty of Space Research, Moscow, Russia

A space mission is a multicomponent system, the elements of which interact with each other and influence each other. The system design of such a mission is a complex task that requires an analysis of the mutual operation of the ground and orbital segments and their subsystems. One of the groups of emerging connections is the interaction of the antenna complexes of the ground control circuit and the onboard antennas of the spacecraft. Such heterogeneous factors as the position and orientation of the device, its geometry, the power supplied to the onboard transmitter, the parameters of the noise temperature, etc. determine the power value at the receiver input, noise, and other parameters of the radio line. Forecasting such parameters is an important task of system design, at least due to the fact that based on the design bandwidth of the communication channel, it is possible to determine the required power onboard and, accordingly, simulate the operation of power supply systems. The presented report is devoted to the use of the instrumental environment for the development of space missions MIDE (Missions Integrated Development Environment) developed at the Faculty of Space Research of Moscow State University for such modeling. The tree of physical and abstract objects used for building the world model allows you to create an image of a system from interconnected components, which then allows both interactive modeling and generating reports in a given format.

Keywords: mathematical modeling, computer modeling, design ballistics, system design

Samylovskiy Ivan — associate professor, PhD, ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru

Filippov Alexander — programmer, student

Tsaregorodtsev Andrey — programmer, student

Abramova Varvara — programmer, master student

Bogachyova Anastasia — programmer, student

Sazonov Vasilii — dean, PhD

Morozov Oleg — head of the department, PhD

ВОЛНЫ В СЖИМАЕМЫХ УСТОЙЧИВО-СТРАТИФИЦИРОВАННЫХ ТЕЧЕНИЯХ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ПЛАЗМЫ

М. А. Федотова¹, А. С. Петросян^{1,2}

¹ Институт космических исследований РАН (ИКИ РАН), Москва, Россия

² Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет) (МФТИ), Московская область, Долгопрудный, Россия

Развита магнитогидродинамическая теория сжимаемых стратифицированных течений вращающейся плазмы в поле силы тяжести в неупругом приближении. Учёт силы Кориолиса проведён в четырёх различных приближениях: приближение стандартной f -плоскости, приближение нестандартной f -плоскости (с учётом горизонтальной компоненты силы Кориолиса), приближение стандартной β -плоскости, приближение нестандартной β -плоскости. Получены дисперсионные уравнения сжимаемых магнитных инерционно-гравитационных волн, магнитострофических волн и волн магнито-Россби. Эффекты сжимаемости представлены в новых дисперсионных соотношениях слагаемыми с частотой Брэнта – Вайсяля для сжимаемых течений. Путём качественного анализа дисперсионных кривых найдены трёхволновые взаимодействия. Методом многих масштабов получены амплитудные уравнения и исследованы неустойчивости типа распад и усиление.

Ключевые слова: сжимаемость, магнитная гидродинамика, стратификация, вращение, магнитные инерционно-гравитационные волны, магнитострофические волны, волны Россби, неупругое приближение

В настоящей работе исследуются сжимаемые магнитогидродинамические течения в устойчиво стратифицированном вращающемся слое плазмы в поле силы тяжести в неупругом приближении. В этом приближении акустические волны отфильтровываются, в системе присутствуют члены с потенциальной температурой (энтропией), а уравнение неразрывности содержит начальный стратифицированный профиль плотности. Учёт силы Кориолиса проведён в четырёх различных приближениях: на f -плоскости ($\vec{f} = (0, 0, f_V)$), на нестандартной f -плоскости (с учётом горизонтальной компоненты силы Кориолиса: $\vec{f} = (0, f_H, f_V)$), на β -плоскости ($\vec{f} = (0, 0, f_V + \beta y)$) и на нестандартной β -плоскости ($\vec{f} = (0, f_H + \gamma u, f_V + \beta y)$). Обнаружены новые типы волн с вращением, магнитным полем, гравитацией и сжимаемостью в качестве восстанавливающих механизмов. Эффекты сжимаемости представлены в новых дисперсионных уравнениях частотой Брэнта – Вайсяля для сжимаемых стратифицированных течений, зависящей как от начального профиля плотности, так и от профиля давления.

На стандартной f -плоскости найдены новые типы волн: сжимаемые трёхмерные магнитные инерционно-гравитационные волны с дисперсионным соотношением в следующем виде:

$$\omega_{\text{mig}_{B_z}} = \pm \sqrt{B_{0_z}^2 k_z^2 + \frac{f_V^2 k_z^2}{2k^2} - \frac{k_h^2}{2k^2} N_\theta^2 + \frac{2}{k} \sqrt{\left(\frac{f_V^2 k_z^2}{2} - \frac{k_h^2}{2} N_\theta^2 \right)^2} + B_{0_z}^2 k_z^4 f_V^2},$$

где B_{0_z} — вертикальная компонента магнитного поля в состоянии покоя; $k^2 = k_h^2 + k_z^2 = k_x^2 + k_y^2 + k_z^2$ — волновой вектор; f_V — вертикальная компонента вектора Кориолиса \vec{f} ; N_θ^2 — частота Брэнта – Вайсяля для сжимаемых течений;

Федотова Мария Андреевна — аспирант, fedotova.maria.04@gmail.com

Петросян Аракек Саркисович — профессор, доктор физико-математических наук

сжимаемые трёхмерные магнитострофические волны с дисперсионным соотношением в следующем виде:

$$\omega_{mstr_{B_z}} = \pm \sqrt{B_{0_z} k_z^2 + \frac{f_V^2 k_z^2}{2k^2} - \frac{k_h^2}{2k^2} N_\theta^2 - \frac{2}{k} \sqrt{\left(\frac{f_V^2 k_z^2}{2} - \frac{k_h^2}{2} N_\theta^2 \right)^2} + B_{0_z}^2 k_z^4 f_V^2}$$

и сжимаемые двумерные магнитогравитационные волны с дисперсионным соотношением в следующем виде:

$$\omega_{mgr} = \pm \sqrt{(\mathbf{B}_0 \cdot \mathbf{k})_h^2 - N_\theta^2}.$$

На нестандартной f -плоскости найден новый тип волн: сжимаемые магнитные инерционно-гравитационные волны с дисперсионным соотношением в следующем виде:

$$\omega_{mig_x} = \frac{N^2 f_H}{2gk_x} \pm \sqrt{\frac{N^4 f_H^2}{4g^2 k_x^2} + B_{0_x}^2 k_x^2 - N_\theta^2}.$$

где N^2 — частота Брэнта–Вяйсяля для несжимаемых течений; f_H — горизонтальная компонента вектора Кориолиса; $\vec{g} = (0, 0, g)$ — ускорение свободного падения; B_{0_z} — тороидальная компонента магнитного поля.

На стандартной β -плоскости найден новый тип волн, восстанавливающие механизмы которых являются сжимаемость, магнитное поле и вращение: трёхмерные низкочастотные сжимаемые волны магнито-Россби с дисперсионным соотношением в следующем виде:

$$\omega_{MR} = \frac{(B_0 k)^2 \left(k^2 (B_0 k)^2 - k_h^2 N_\theta^2 \right)}{\beta k_x \left((B_0 k)^2 - N_\theta^2 \right) + \frac{N^2 f_V k_z}{g} (B_0 k) \cdot \left(B_{0_y} k_x - B_{0_x} k_y \right)}.$$

где $\beta = \partial f_z / \partial y$ — параметр разложения вектора Кориолиса в приближении стандартной β -плоскости, B_{0_y} — полоидальная компонента магнитного поля.

В результате влияния сжимаемости в неупругом приближении дисперсионное соотношение имеет дополнительное слагаемое в знаменателе, связанное со стратификацией плотности, которого не было в законе дисперсии волн магнито-Россби в приближении Буссинеска. Слагаемое исчезает, если в состоянии покоя магнитное поле направлено вдоль вертикали.

На нестандартной β -плоскости найдены новые типы волн: сжимаемые магнитные инерционно-гравитационные волны с дисперсионным соотношением в следующем виде:

$$\omega_{mig_\beta} = \pm \sqrt{\frac{f_H^2}{2} + \frac{\beta N^2 f_H}{2gk_y^2} - \frac{N_\theta^2}{2} + B_{0_y}^2 k_y^2 + \sqrt{\left(\frac{f_H^2}{2} + \frac{\beta N^2 f_H}{2gk_y^2} - \frac{N_\theta^2}{2} \right)^2 + f_H^2 B_{0_y}^2 k_y^2 + \frac{f_H \beta N^2 B_{0_y}^2}{g}}},$$

сжимаемые магнитострофические волны с дисперсионным соотношением в следующем виде:

$$\omega_{mstr_\beta} = \pm \sqrt{\frac{f_H^2}{2} + \frac{\beta N^2 f_H}{2gk_y^2} - \frac{N_\theta^2}{2} + B_{0y}^2 k_y^2 - \sqrt{\left(\frac{f_H^2}{2} + \frac{\beta N^2 f_H}{2gk_y^2} - \frac{N_\theta^2}{2}\right)^2 + f_H^2 B_{0y}^2 k_y^2 + \frac{f_H \beta N^2 B_{0y}^2}{g}}}$$

и трёхмерные низкочастотные сжимаемые волны магнито-Россби с дисперсионным соотношением в следующем виде:

$$\omega_{MR_\gamma} = \frac{(B_0 k)^2 (k^2 (B_0 k)^2 - k_h^2 N_\theta^2)}{k_x (B_0 k)^2 \left[\beta - \gamma \frac{k_z}{k_y} \right] - \beta k_x N_\theta^2 - \frac{N^2}{g} (B_0 k) \cdot \left[f_H (B_{0x} k_h^2 + B_{0z} k_x k_z) + f_V k_z (B_{0x} k_y - B_{0y} k_x) \right]}$$

где $\gamma = \partial f_y / \partial y$ – параметр разложения вектора Кориолиса в нестандартной β -плоскости.

Дисперсионные соотношения магнитных инерционно-гравитационных и магнитострофических волн структурно схожи с дисперсионными соотношениями для трёхмерных сжимаемых магнитных инерционно-гравитационных и магнитострофических волн на f -плоскостях, однако являются принципиально новыми. Они имеют дополнительные слагаемые, включающие в себя параметр β , характерный для волн магнито-Россби. Эти слагаемые непосредственно связаны с градиентом профиля плотности и горизонтальной составляющей силы Кориолиса и существенно влияют на динамику волн.

В рамках данного исследования также развита слабонелинейная теория волн в сжимаемых магнитногидродинамических течениях стратифицированной вращающейся плазмы в неупругом приближении, ознакомиться с которой можно в работе (Федотова, Петросян, 2020).

Работа поддержана Фондом развития теоретической физики и математики «Базис» и грантом РФФИ № 19-02-00016.

ЛИТЕРАТУРА

Федотова М. А., Петросян А. С. Волновые процессы во вращающихся сжимаемых течениях астрофизической плазмы с устойчивой стратификацией // Журн. экспериментальной и теоретической физики. 2020. Т. 158. № 6. С. 1188–1214 (переводная версия: Fedotova M. A., Petrosyan A. S. Wave processes in rotating compressible astrophysical plasma flows with stable stratification // J. Experimental and Theoretical Physics. 2020. V. 131. No. 6. P. 1032–1055).

WAVES IN COMPRESSIBLE STABLY-STRATIFIED ROTATING PLASMA FLOWS

M. A. Fedotova¹, A. S. Petrosyan^{1,2}

¹ Space Research Institute RAS (IKI), Moscow, Russia

² Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT), Moscow Region, Dolgoprudny, Russia

The magnetohydrodynamic theory of compressible stratified flows of a rotating plasma in the gravity field in the anelastic approximation is developed. Coriolis force is taken into account in four different approximations: the traditional f -plane approximation, the non-traditional f -plane

approximation (taking into account the horizontal component of the Coriolis force), the traditional β -plane approximation, and the non-traditional β -plane approximation. The dispersion equations of magnetic inertia-gravity waves, magnetostrophic waves and magneto-Rossby waves are obtained. The compressibility effects are presented in new dispersion relations as terms with the Brunt-Väisälä frequency for compressible flows. Three-wave interactions are found by qualitative analysis of dispersion curves. Amplitude equations are obtained by the multiscale asymptotic method and instabilities of the decay and amplification type are investigated.

Keywords: compressibility, magnetohydrodynamics, stratification, rotation, magnetic inertia-gravity waves, magnetostrophic waves, Rossby waves, anelastic approximation

Fedotova Maria Andreevna — PhD student, fedotova.maria.04@gmail.com

Petroсяn Arakel Sarkisovich — professor, doctor of physical and mathematical sciences

СВЕРХКОРОТКИЙ РАДИОИМПУЛЬС СО СКАЧКАМИ НАЧАЛЬНОЙ ФАЗЫ НА МЕЖПЛАНЕТНОЙ ТРАССЕ

Ю. С. Худышев

Фрязинский филиал Института радиотехники и электроники им. В. А. Котельникова РАН (ФИРЭ РАН), Фрязино, Россия

Рассмотрены характер и возможные особенности процесса распространения сверхкороткого синусоидального радиоимпульса с фазовой манипуляцией в бесстолкновительной плазменной среде на трассах с интегральным электронным содержанием (ТЕС), соответствующим межпланетным расстояниям. Показано, что при достаточно больших величинах ТЕС изменения напряжённости поля во времени на входе в среду и на приёмном конце трассы, могут принципиально различаться. При этом вид их авто- и частотной корреляционных функций с увеличением ТЕС сохраняется, а взаимная корреляционная функция преобразуется к виду амплитудного спектра излучаемого импульса. Показано также, что особенности временных вариаций принимаемого поля могут быть априори ожидаемыми на основе предварительного анализа амплитудного спектра.

Ключевые слова: синусоидальный радиоимпульс, фазовая манипуляция, дисперсионные искажения, межпланетная плазма

ВВЕДЕНИЕ

Фазовая и частотная манипуляции широко применяются в системах радиосвязи с целью уширения спектра передаваемого сигнала и, соответственно, повышения его скрытности и возможности идентификации на фоне искусственных и естественных помех. При этом следует принимать во внимание, что при распространении в природных средах и по достаточно протяжённой трассе могут накапливаться значительные отличия формы и иных характеристик принимаемых сигналов от соответствующих параметров сигналов, поступивших в среду. Эти отличия обуславливаются взаимодействием распространяющегося сигнала со средой и зависят, в том числе, от начального спектрального состава сигнала. Применительно к фазо- и частотно-манипулированным сигналам описание указанных отличий для холодной плазменной среды, по-видимому, отсутствует. Соответственно, цель настоящей работы состоит в кратком изложении результатов теоретического анализа характеристик напряжённости поля на приёмном конце трассы для случая излучаемого синусоидального радиоимпульса с фазовой манипуляцией. Аналогичная задача для прямоугольного импульса с хаотической несущей рассмотрена в статье (Худышев, Стрелков, 2019).

ХАРАКТЕРИСТИКИ ИЗЛУЧАЕМОГО ИМПУЛЬСА

Примем, что за время длительности излучаемого синусоидального радиоимпульса: а) напряжённость поля $E(0; t)$ совершает N полных колебаний и б) её начальная фаза φ претерпевает K скачков в моменты времени $t_k = (k - 1/K)t_{\text{и}}$, $k = 1, 2, \dots, K$, $t_{\text{и}}$ — длительность импульса. Величину K далее будем называть числом частей излучаемого импульса с задаваемыми начальными фазами. Напряжённость поля излучаемого импульса имеет вид:

$$E(0; \bar{t}) = \begin{cases} 0, & \bar{t} \leq 0; \\ A_{01} \sin(2\pi N \bar{t} + \varphi_1), & 0 < \bar{t} < \bar{t}_1; \\ A_{02} \sin(2\pi N \bar{t} + \varphi_2), & \bar{t}_1 \leq \bar{t} < \bar{t}_2; \\ \dots & \dots \\ A_{0K} \sin(2\pi N \bar{t} + \varphi_K), & \bar{t}_{K-1} \leq \bar{t} < \bar{t}_K = 1; \\ 0, & \bar{t} \geq 1. \end{cases} \quad (1)$$

Здесь $\bar{t} = t/t_n$ — безразмерное время; t — время; $t_n = N/f'$; f' — несущая частота; A_{0k} — «высоты» отдельных частей импульса ($k = 1, 2, 3, 4, 5, \dots, K$); \bar{t}_k — верхние границы отдельных частей импульса ($k = 1, 2, 3, 4, 5, \dots, K$); φ_k — скачки фазы колебаний при переходе к очередной части импульса.

На рис. 1 (см. с. 115) приведены примеры временного изменения излучаемого поля $E(0; \bar{t})$ для четырёх значений K . Приведены также его наиболее используемые в анализе характеристики: амплитудный спектр $|\tilde{S}|$ (см. рис. 1б, д, з, л) на полуоси положительных частот и автокорреляционная функция (см. рис. 1в, е, и, м):

$$\Psi_A(0; \mu) = \frac{1}{E_n(0)} \int_{\mu}^{\infty} E(0; \bar{t}) E(0; \bar{t} - \mu) d\bar{t}, \quad (2)$$

где $E_n(0)$ — энергия импульса; μ — безразмерный временной сдвиг. Можно видеть, что с увеличением K спектр заметно усложняется за счёт возникновения боковых максимумов, тогда как гармоника излучения на несущей частоте 2 ГГц при $K \geq 2$ в спектре отсутствует. При введении в синусоидальный цуг (см. рис. 1а) дополнительных скачков фазы (см. рис. 1з, л) автокорреляционная функция импульса трансформируется в совокупность относительно узких максимумов (или элементов), число которых M определяется числом частей импульса как $M = 2K - 1$.

АНАЛИТИЧЕСКИЕ И РАСЧЁТНЫЕ СООТНОШЕНИЯ

По прохождении межпланетной трассы напряжённость поля на приёмном конце трассы описывается выражениями (Стрелков, 2008):

при $0 \leq t' \leq t_n$ —

$$E(\text{TEC}; t') = E(0; t') - \int_0^{t'} \sqrt{\frac{\delta}{\theta}} \cdot J_1(2\sqrt{\delta\theta}) \cdot \exp(-v_3\theta) \cdot E(0; t' - \theta) d\theta, \quad (3)$$

при $t' > t_n$ —

$$E(\text{TEC}; t') = - \int_{t'-t_n}^{t'} \sqrt{\frac{\delta}{\theta}} \cdot J_1(2\sqrt{\delta\theta}) \cdot \exp(-v_3\theta) \cdot E(0; t' - \theta) d\theta, \quad (4)$$

где $t' = t - z/c$; z — длина трассы; c — скорость света; $\delta = \delta(z) = \int_z \omega_0^2(z) dz / 2c$; ω_0 — плазменная частота, $\omega_0^2 = 31,81 \cdot 10^8 N_e$, N_e — электронная концентрация (см^{-3}); v_3 — эффективная частота соударений. Нетрудно видеть, что параметр δ прямо пропорционален величине интегрального электронного содержания трассы ТЕС (*англ.* total electron content): $\text{TEC} = \int_z N_e(z) dz, (\text{м}^{-2})$.

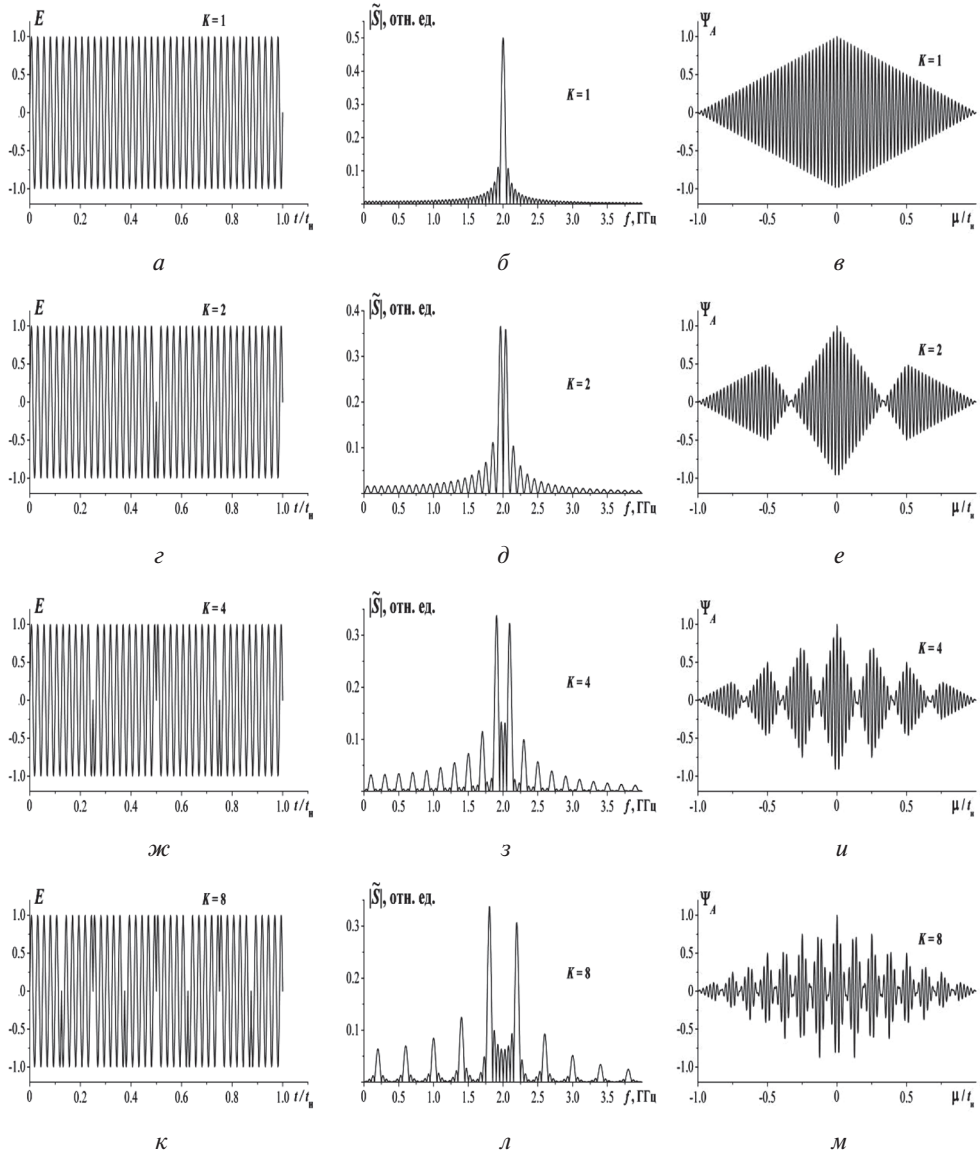


Рис. 1. Характеристики излучаемого синусоидального импульса: напряжённость поля E ($a, г, ж, к$), амплитудный спектр на полуоси положительных частот $|\tilde{S}_t|$ ($б, д, з, л$) и автокорреляционная функция Ψ_A ($в, е, и, м$) при $N = 40$, $f' = 2$ ГГц; $t_n = 20$ нс; $\varphi_1 = 0$ ($a, б, в$); $\varphi_1 = 0$ и $\varphi_2 = \pi$ ($г, д, е$); $\varphi_1 = \varphi_3 = 0$ и $\varphi_2 = \varphi_4 = \pi$ ($ж, з, и$); $\varphi_1 = \varphi_3 = \varphi_5 = \varphi_7 = 0$ и $\varphi_2 = \varphi_4 = \varphi_6 = \varphi_8 = \pi$ ($к, л, м$); $A_{01}, \dots, A_{0K} = 1$ (величины K указаны у кривых)

Все приводимые ниже результаты по деформации радиоимпульсов получены с применением формул (3) и (4) в предположении бесстолкновительной плазмы ($v_s = 0$). Последнее означает, в частности, отсутствие поглощения в среде, так что энергия распространяющегося импульса

$$E_{\text{н}}(\text{TEC}) = \int_0^{\infty} |E(\text{TEC}; t')|^2 dt' = E_{\text{н}}(0)$$

остаётся неизменной. Это обеспечивает возможность дополнительного контроля результатов вычислений интегралов в выражениях (3) и (4), а также адекватную оценку пределов интегрирования в формуле (4).

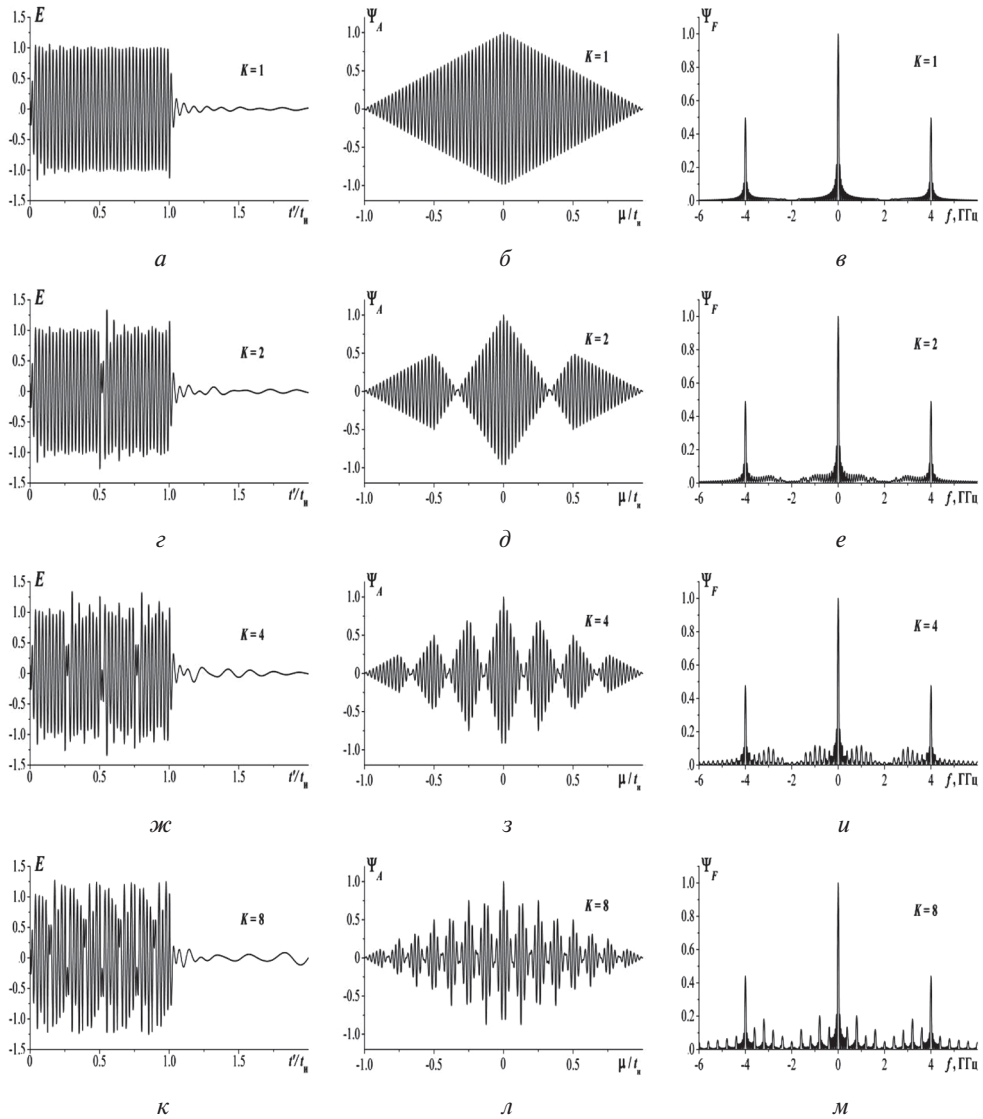


Рис. 2. Характеристики излучения, регистрируемого на приёмном конце трассы: напряжённость поля E (*a, г, ж, к*), автокорреляционная функция $\Psi_A(\text{TEC}; \mu)$ (*б, д, з, л*) и частотная корреляционная функция Ψ_F (*в, е, и, м*) при $\text{TEC} = 10^{16} \text{ м}^{-2}$ (значения параметров указаны в подписи к рис. 1, величины K — у кривых)

НАПРЯЖЁННОСТЬ ПОЛЯ И КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ ФУНКЦИИ ПРИНИМАЕМОГО СИГНАЛА

На рис. 2–5 (см. с. 116, 118, 119, 120) представлены характеристики напряжённости поля, регистрируемого на приёмном конце трассы при облучении среды синусоидальным импульсом с фазовой манипуляцией. Рисунки аналогичны друг другу и различаются только соответствующей им величиной ТЕС (см. подписи). Каждый из них содержит три совокупности данных, иллюстрирующих характеристики регистрируемого поля. Первая совокупность — изменение во времени напряжённости поля $E(\text{ТЕС}; t')$ при $K=1, 2, 4, 8$ (см. рис. 2а, з, ж, к–5а, з, ж, к). Увеличение ТЕС при прочих равных условиях вначале сопровождается нарастающим обособлением отдельных частей кривых $E(\text{ТЕС}; t')$ (см., например, рис. 2к и 3к), а затем приводит к распаду кривых $E(\text{ТЕС}; t')$ на отдельные максимумы (см., например, рис. 4к и 5к). Одновременно кривые $E(\text{ТЕС}; t')$ заметно растягиваются по временной оси, так что у принимаемого поля постепенно исчезают общие признаки с полем, поступившем в среду. Что касается параметра K , то его влияние проявляется, прежде всего, в относительно быстром проявлении вышеуказанных тенденций трансформации поля $E(\text{ТЕС}; t')$.

Количественно нарастание искажений принимаемого поля с увеличением ТЕС позволяют оценить данные таблицы, в которой приведены нормированные на $t_{\text{ит}}$ величины центра тяжести

$$\bar{t}_{\text{ит}}(\text{ТЕС}) = \frac{1}{E_{\text{и}}(0)} \int_0^{\infty} \bar{t}' E^2(\text{ТЕС}; \bar{t}') d\bar{t}', \quad (5)$$

и среднеквадратической ширины

$$\Delta \bar{t}_{\text{и}}(\text{ТЕС}) = \left(\frac{1}{E_{\text{и}}(0)} \int_0^{\infty} (\bar{t}' - \bar{t}_{\text{ит}})^2 E^2(\text{ТЕС}; \bar{t}') d\bar{t}' \right)^{0,5} \quad (6)$$

кривых $E(\text{ТЕС}; t')$, изображённых на рис. 2а, з, ж, к–5а, з, ж, к, и добавлена строка, отвечающая $\text{ТЕС} = 10^{20} \text{ м}^{-2}$. Данные позволяют проследить значительное влияние ТЕС на численные значения характеристик и одновременно их относительно незначительные вариации при изменении числа частей импульса K .

Интегральные характеристики поля $E(\text{ТЕС}; t')$

ТЕС, м^{-2}	$K=1$		$K=2$		$K=4$		$K=8$	
	$\bar{t}_{\text{ит}}$	$\Delta \bar{t}_{\text{и}}$	$\bar{t}_{\text{ит}}$	$\Delta \bar{t}_{\text{и}}$	$\bar{t}_{\text{ит}}$	$\Delta \bar{t}_{\text{и}}$	$\bar{t}_{\text{ит}}$	$\Delta \bar{t}_{\text{и}}$
0	0,500	0,289	0,500	0,289	0,500	0,289	0,500	0,289
10^{16}	0,518	0,292	0,521	0,302	0,524	0,302	0,549	0,361
10^{17}	0,672	0,298	0,680	0,318	0,696	0,347	0,726	0,381
10^{18}	2,195	0,380	2,229	0,531	2,303	0,760	2,447	1,025
10^{19}	17,38	1,594	17,55	2,643	17,88	3,931	18,60	5,644
10^{20}	169,3	15,78	171,0	26,63	174,3	39,23	181,4	56,39

Вторая совокупность — автокорреляционная функция напряжённости принятого поля

$$\Psi_A(\text{TEC}; \mu) = \frac{1}{E_{\text{и}}(0)} \int_{\mu}^{\infty} E(\text{TEC}; \bar{t}') E(\text{TEC}; \bar{t}' - \mu) d\bar{t}' \quad (7)$$

(рис. 2б, д, з, л—5б, д, з, л).

Можно видеть, что при заметных различиях во временном ходе принимаемой и излучаемой напряжённости поля, структуры их корреляционных функций остаются практически неизменными при всех K , включая, прежде всего, количество и форму их элементов.

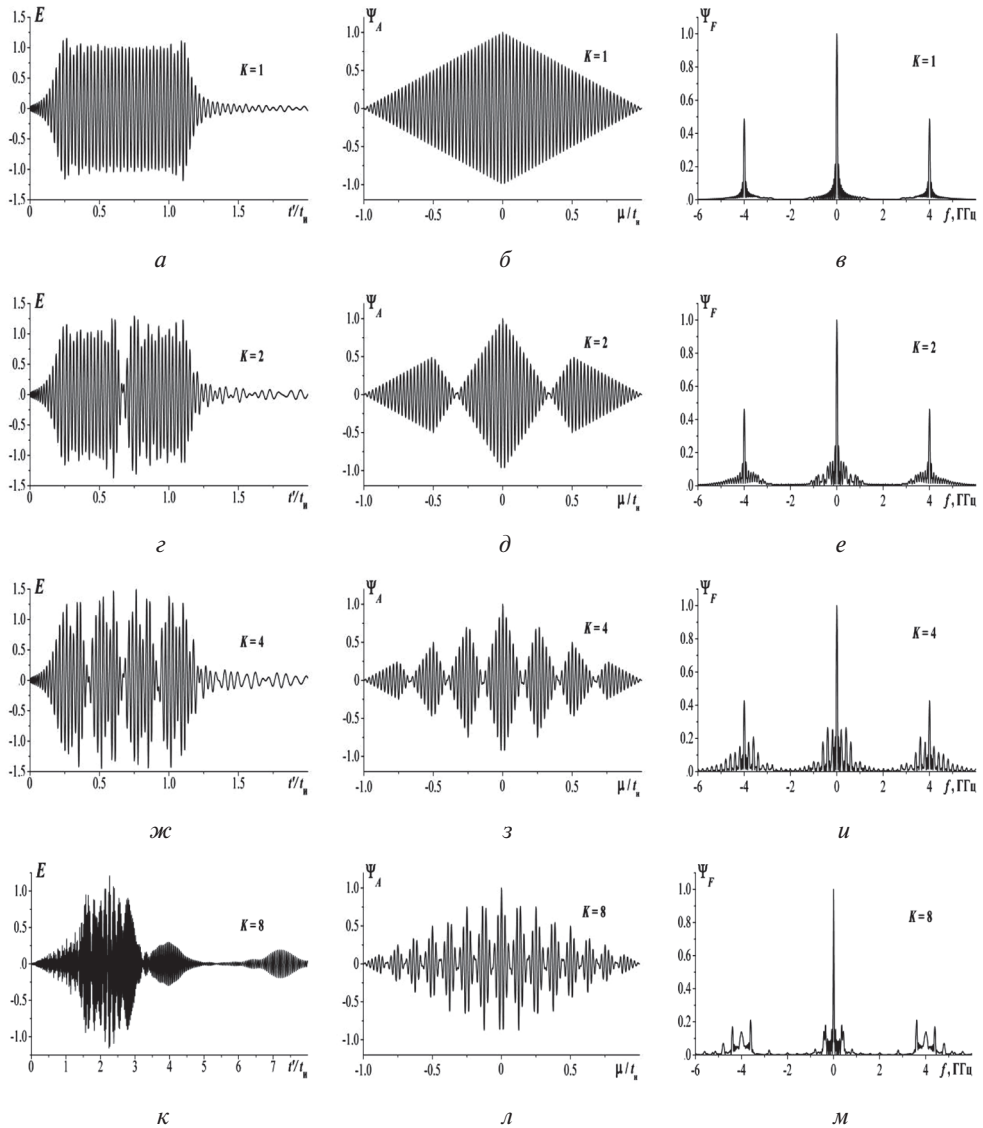


Рис. 3. То же, что и на рис. 2, при $\text{TEC} = 10^{17} \text{ м}^{-2}$

Наконец, третья совокупность (рис. 2в, е, и, м—5в, е, и, м) содержит частотную корреляционную функцию (ЧКФ) принимаемого поля (F — частота)

$$\Psi_F(\text{TEC}; F) = \left| \frac{1}{E_{\text{и}}(0)} \int_0^{\infty} E^2(\text{TEC}; \bar{t}') \cdot \exp(2\pi i F t_{\text{и}} \bar{t}') d\bar{t}' \right|. \quad (8)$$

Отвлекаясь от двух боковых максимумов при $F \sim \pm 4$ ГГц, наличие которых, как и их распад, требуют дополнительного анализа, можно говорить об «идеальности» ЧКФ синусоидального импульса с фазовой манипуляцией в холодной плазменной среде.

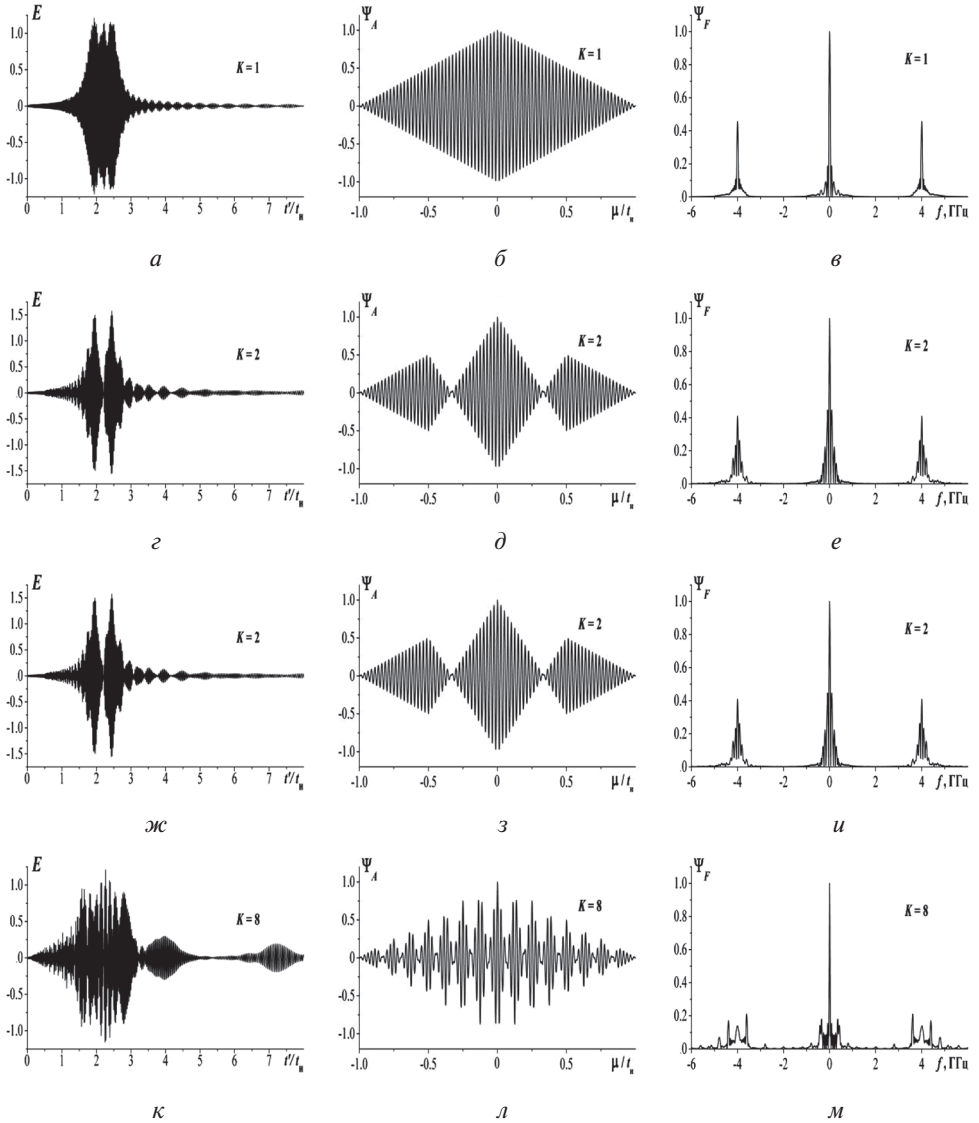


Рис. 4. То же, что и на рис. 2, при $\text{TEC} = 10^{18} \text{ м}^{-2}$

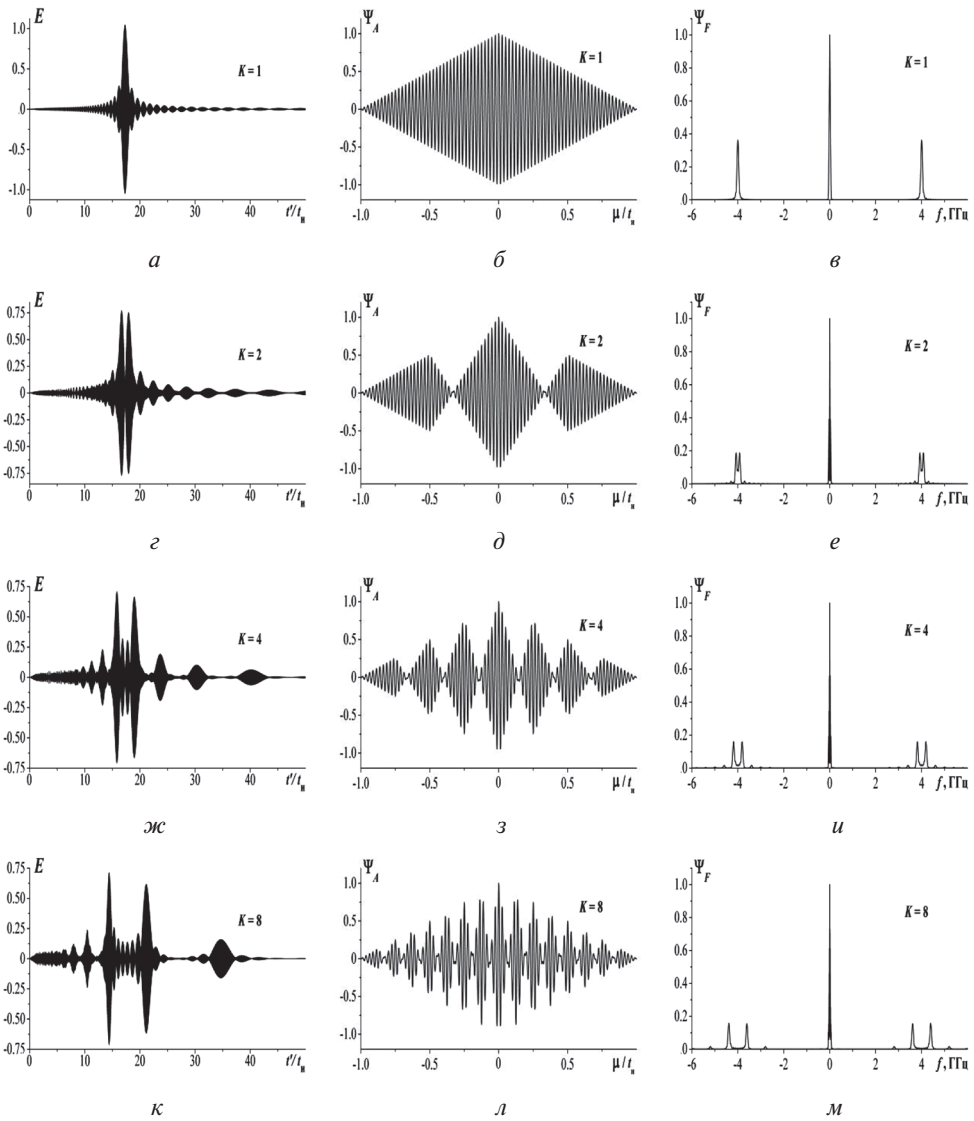


Рис. 5. То же, что и на рис. 2, при $TEC = 10^{19} \text{ м}^{-2}$

ВЗАИМНАЯ КОРРЕЛЯЦИОННАЯ ФУНКЦИЯ НАПРЯЖЁННОСТИ ИЗЛУЧАЕМОГО И ПРИНИМАЕМОГО ПОЛЕЙ

В практических приложениях рассматривается также корреляционная связь полей в начале и конце трассы. Соответствующие примеры приведены на рис. 6 (см. с. 121), который иллюстрирует характер вариаций взаимной корреляционной функции напряжённости излучённого и принятого полей (ВКФ)

$$\Psi_M(TEC; \mu) = \frac{1}{E_{и}(0)} \int_{\mu}^{\infty} E(0; t' - \mu) E(TEC; t') dt' \quad (9)$$

с увеличением ТЕС трассы. При относительно малых величинах ТЕС вид ВКФ (рис. 6а, г, ж, к и 6б, д, з, л) практически повторяет вид АКФ (рис. 3б, д, з, л и 4б, д, з, л). С дальнейшим увеличением ТЕС структура ВКФ (рис. 6в, е, и, м) в большей степени становится близкой уже к структуре амплитудного спектра излучаемого импульса (рис. 1б, д, з, л).

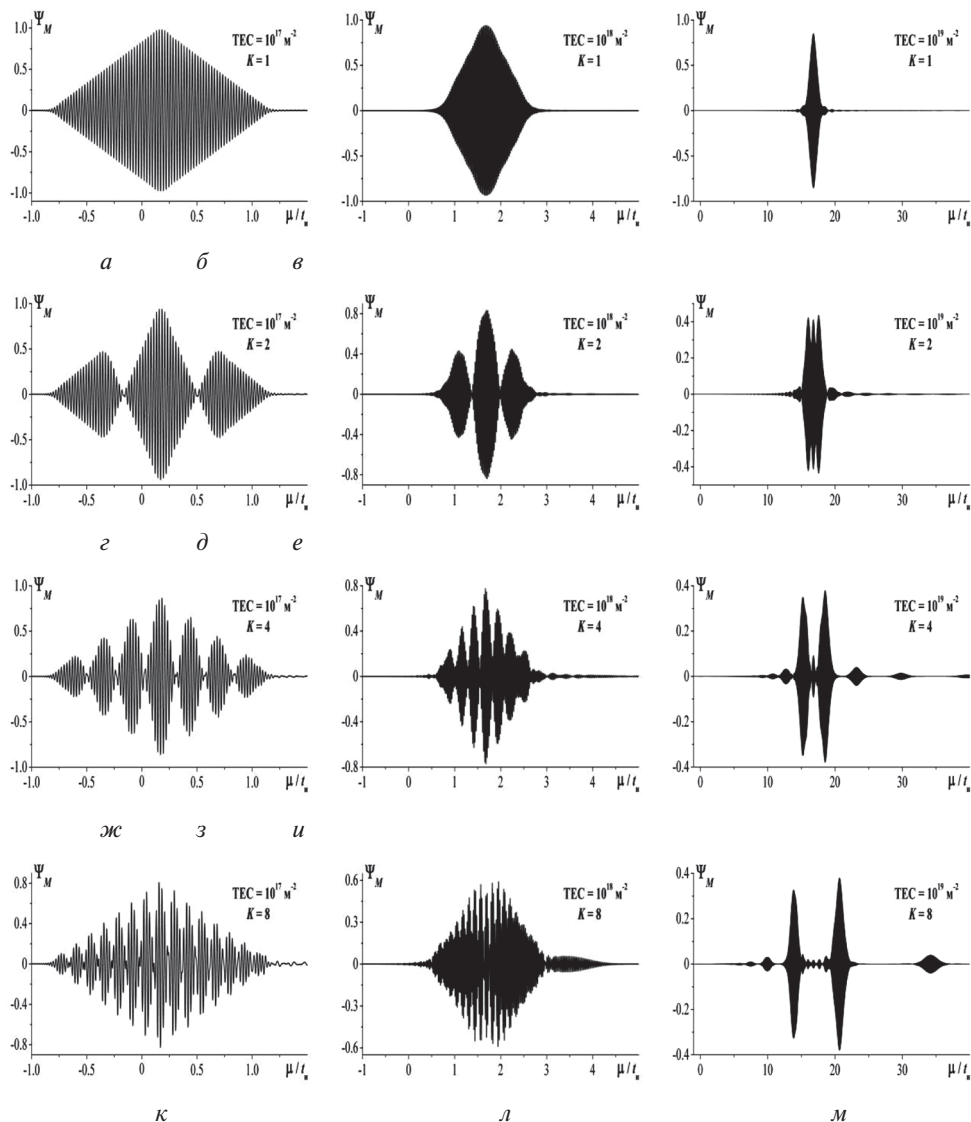


Рис. 6. Взаимная корреляционная функция излучаемого импульса и излучения, регистрируемого на приёмном конце трассы Ψ_M , при ТЕС = 10^{17} м^{-2} (а, г, ж, к), 10^{18} м^{-2} (б, д, з, л) и 10^{19} м^{-2} (в, е, и, м) (значения параметров указаны в подписи к рис. 1, величины K — у кривых)

О ВОЗМОЖНОЙ ОСОБЕННОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ВО ВРЕМЕНИ НАПРЯЖЁННОСТИ ПОЛЯ НА ПРИЁМНОМ КОНЦЕ ТРАССЫ

Детальный анализ кривых $E(\text{TEC}; \bar{t})$, получаемых на основе формул (3) и (4), позволяет выявить их особенность, уверенно проявляющуюся при достаточно больших величинах ТЕС. Кратко проиллюстрируем её на основе рис. 7. На рис. 7а изображён амплитудный спектр поля излучаемого импульса, который в более крупном масштабе повторяет спектр, ранее приведённый на рис. 1л. На положительной частотной полуоси спектр формируют два основных максимума и боковые максимумы, включая расположенную между основными серию из шести максимумов. На рис. 7б приведён соответствующий временной ход принимаемого поля при $\text{TEC} = 10^{20} \text{ м}^{-2}$. Сопоставляя частотную и временную зависимости можно видеть, что каждому максимуму спектральной кривой (см. рис. 7а) соответствует максимум модуля временной кривой (см. рис. 7б). Примеры соответствия отмечены на рисунках цифрами 1...5. Особенно наглядно, однако, особенность проявляется для вышеотмеченной серии из шести максимумов. При этом чем ближе к нулевой частоте находится частотный максимум, тем правее на временной оси расположен соответствующий ему максимум поля.

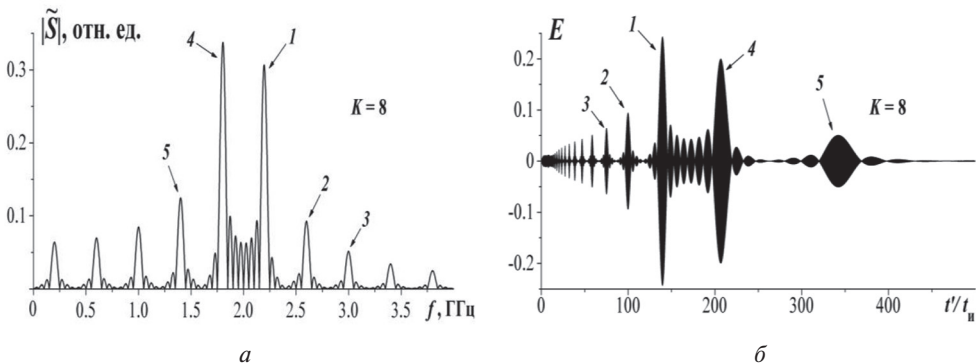


Рис. 7. К вопросу об особенности деформации радиопульса при распространении в холодной плазменной среде. Амплитудный спектр излучаемого синусоидального импульса на полуоси положительных частот (а) и напряжённость поля излучения, регистрируемого на приёмном конце трассы: $\text{TEC} = 10^{20} \text{ м}^{-2}$, $K = 8$, другие параметры те же, что и на рис. 1

Работа выполнена в рамках Госзадания.

ЛИТЕРАТУРА

- Стрелков Г. М. Сложный радиосигнал в ионосферной плазме // Радиотехника и электроника. 2008. Т. 53. № 9. С. 1094–1103.
- Худышев Ю. С., Стрелков Г. М. Прямоугольный радиопульс с хаотической несущей на межпланетной трассе // 16-я Конф. молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования»: сб. тр. М.: ИКИ РАН, 2019. С. 181–190.

ULTRASHORT RADIO WAVE PULSE WITH INITIAL PHASE JUMPS ON THE INTERPLANETARY PATH

Yu. S. Khudyshev

Fryazino branch of the Kotel'nikov Institute of Radio-engineering and Electronics RAS
(FIRE RAS), Fryazino, Russia

The nature and possible features of the propagation process of an ultrashort sinusoidal radio wave pulse with phase-shift keying in a collisionless plasma medium on paths with integral electron content (TEC) corresponding to interplanetary distances are considered. It is shown that for sufficiently large TEC values, the changes in the field strength in time at the entrance to the medium and at the receiving end of the path can be fundamentally different. In this case, the form of their auto- and frequency correlation functions with an increase in TEC is preserved, and the mutual correlation function is transformed to the form of the amplitude spectrum of the emitted pulse. It is also shown that the features of the time variations of the received field can be a priori expected on the basis of a preliminary analysis of the amplitude spectrum.

Keywords: sinusoidal radio wave pulse, phase-shift keying, dispersion distortions, interplanetary plasma

Khudyshev Yuriy Sergeyeovich — junior researcher, xantaresx@yandex.ru

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РЯДА ЧИСЕЛ ВОЛЬФА МЕТОДАМИ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

А. И. Шибает

Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова (МГУ)
Москва, Россия

В последние годы методы машинного обучения (ML), глубокое обучение (нейронные сети) всё активнее внедряются и используются в широком круге научных исследований и прикладных задач. В данной работе, применяя алгоритмы машинного обучения, предпринята попытка анализа и прогнозирования циклов ряда чисел Вольфа WSN v.2. Используемый класс алгоритмов — ансамбли деревьев решений: случайный лес (Random Forest) и Gradient Boosting (реализация XGBoost). Качество построенных алгоритмов оценивается на трёх отложенных циклах: 22–24, также построен прогноз для 25-го цикла WSN v.2. При сравнении результатов прогнозирования алгоритмов на WSN v.1 и v.2 отмечено улучшение качества предсказаний для старой версии ряда (v.1) по сравнению с v.2.

Ключевые слова: числа Вольфа, машинное обучение, XGBoost, прогнозирование ряда

Важнейшим этапом анализа данных и построения моделей по методам машинного обучения (machine learning, ML) является предобработка данных. Будем использовать усреднённый по 13 месяцам ряд WSN v.2 (Clette et al., 2014), для лучшего улавливания закономерностей исключим из ряда WSN v.2 квазидвухлетние компоненты (частоты с периодом $T < 2$ лет). Полученный сглаженный ряд WSN_smooth представлен на рис. 1.

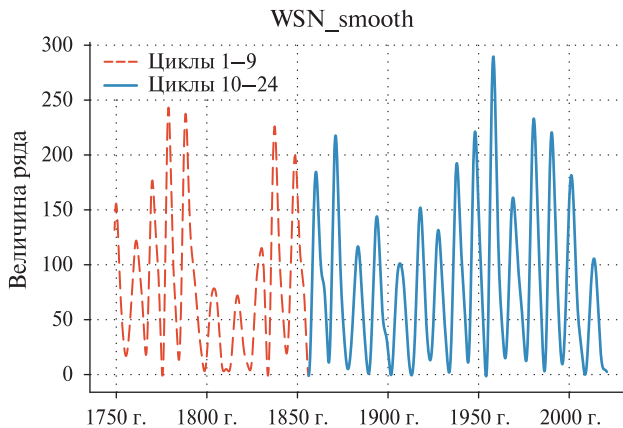


Рис. 1. Ряд WSN v.2 без квазидвухлеток (WSN_smooth)

Из-за неполноты и пропусков в данных циклы с 1-го по 9-й отсекались и не участвовали в анализе и прогнозировании (Nathaway, 2015). Для увеличения объёма массива данных, ряд WSN_smooth с 10-го цикла дублировался два раза. Например, для предсказания 22-го цикла часть ряда с 10-го по 21-й цикл повторялась дважды.

В ML объекты характеризуются набором числовых параметров (признаков), им ставится в соответствие целевая переменная (target). Общая задача состоит в том, чтобы по массиву известных объектов (обучающий датасет) и соответствующему целевому вектору (target) научиться восстанавливать искомую закономерность. Получая новый массив объектов (тестовый датасет), алгоритмы ML предсказывают целевой вектор.

Алгоритм составления обучающего датасета в данной работе: текущее значения ряда (target) x_t прогнозируется по предшествующим значениям: x_{t-k}, \dots, x_{t-1} . Для улавливания алгоритмами длиннопериодных компонент ряда выбиралось $k = 831$ (соответствует длине примерно 6 циклов). Обучающий датасет строился скольжением по ряду WSN_smooth, схематично ниже приведены массив и целевой вектор.

$$\text{Датасет: } \begin{pmatrix} x_1 & \cdots & x_{831} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{t-831} & \cdots & x_{t-1} \end{pmatrix}, \text{ целевой вектор: } \begin{pmatrix} x_{832} \\ \vdots \\ x_t \end{pmatrix}.$$

Рассмотрим подробнее ход решения для предсказания 22-го цикла: для построения обучающего датасета и целевого вектора дублированный два раза ряд WSN_smooth с 10-го по 21-й циклы пробегался алгоритмом скольжения до конца. На полученных данных настраивались алгоритмы ML. Для предсказания первого значения отложенного 22-го цикла x_1^{pred} используются k предшествующих значения. Для предсказания n -й точки отложенного цикла x_n^{pred} используются уже предсказанные $x_1^{pred}, \dots, x_{n-1}^{pred}$ значения цикла и $k - n + 1$ значений предшествующих циклов.

Для предсказания 23-го цикла дублированный два раза массив WSN_smooth с 10-го по 22-й цикл пробегался алгоритмом скольжения до конца, дальнейшая схема решения аналогична. Для прогнозирования 24-го цикла дублированный два раза массив WSN_smooth с 10-го по 23-й цикл пробегался алгоритмом скольжения до конца и т.д.

Параметры моделей машинного обучения делятся на два типа: внутренние и гиперпараметры. Внутренние подбираются моделью автоматически на датасете и целевом векторе. Гиперпараметры настраивает исследователь, варьируя значения, модели будут хуже или лучше улавливать закономерности в данных, соответственно функция ошибки будет больше или меньше на новых (отложенных) данных. Гиперпараметры алгоритма Random Forest Regressor, настраиваемые в настоящей работе: n_estimators (количество деревьев в алгоритме), max_features (число признаков для выбора расщепления), min_samples_leaf (ограничение на число объектов в листе). Параметры алгоритма XGBoost Regressor: n_estimators (количество деревьев в алгоритме), learning_rate (темп обучения), subsample (используемая в обучении дерева доля датасета), max_depth (максимальная глубина деревьев), min_samples_leaf (ограничение на число объектов в листе). Для оценивания качества предсказания модели на отложенных циклах использовалась функция ошибки RMSE (корень из среднеквадратичной ошибки):

$\sqrt{(1/m) \sum_{i=1}^m (x_i^{true} - x_i^{pred})^2}$, где m — количество точек в цикле. Варьируя значения гиперпараметров и получая функцию ошибки предсказаний на 22–24-м циклах, подбирались оптимальные значения параметров для моделей. Например, на рис. 2 показано распределение ошибки RMSE одной из моделей случайного леса для 22-го цикла при различных сочетаний пар значений параметров max_features и min_samples_leaf.

Для большей устойчивости прогнозирования строились несколько моделей, их прогнозы усреднялись.

При прогнозировании использовались пять моделей, три из них (rf1, rf3, rf4) относятся к Random Forest Regressor, две (xgb5, xgb6) — к XGBoost Regressor. Все модели, кроме rf4, обучались на дублированных рядах, rf4 обучалась на датасете, построенном из ряда WSN_smooth без повторений, это было сделано для увеличения разнообразия в алгоритмах. Как правило, прогнозная сила усреднения нескольких алгоритмов (ансамбля) повышается при повышении разнообразия в самом ансамбле. На рис. 3–5 (см. с. 127) приведены результаты предсказаний моделей и их усреднённые прогнозы для 22-го, 23-го и 24-го циклов соответственно.

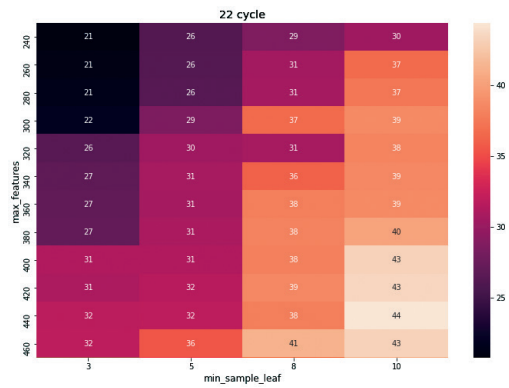


Рис. 2. Матрица ошибки RMSE на 22-м цикле

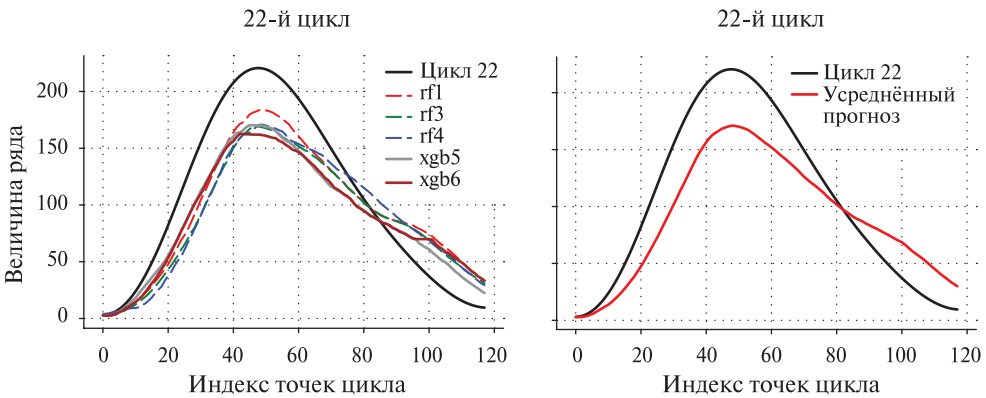


Рис. 3. Прогнозы моделей для 22-го цикла (слева) и их усреднённое значение (справа)

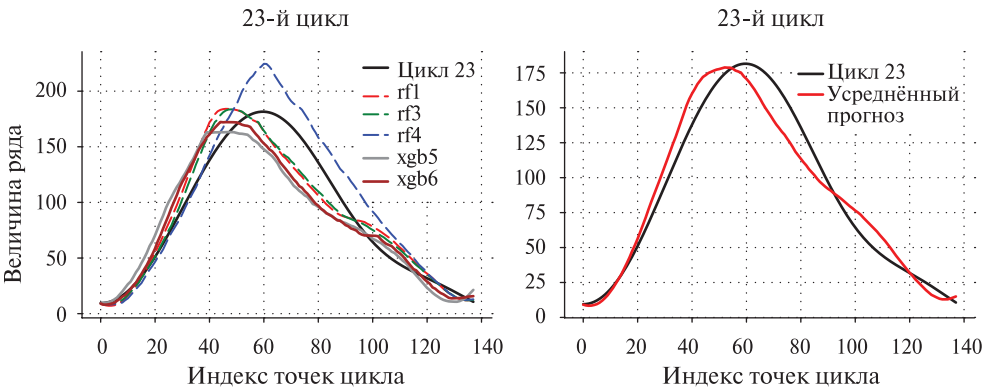


Рис. 4. Прогнозы моделей для 23-го цикла (слева) и их усреднённое значение (справа)

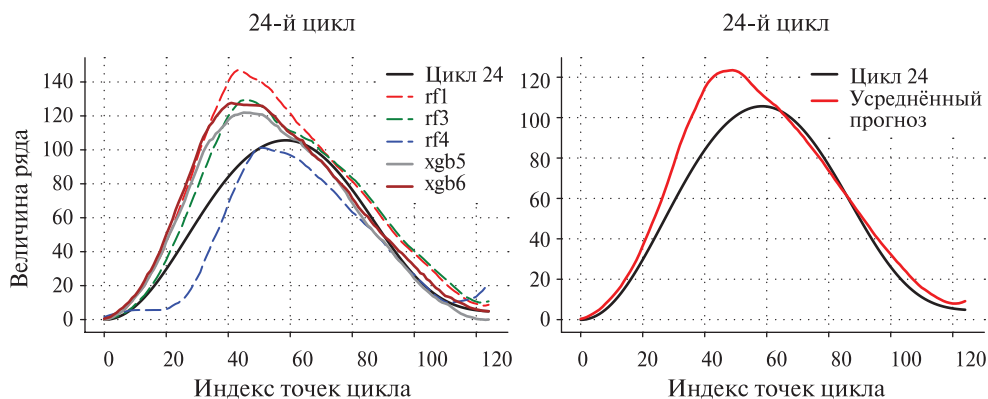


Рис. 5. Прогнозы моделей для 24-го цикла (слева) и их усредненное значение (справа)

Важно отметить: за начало нового цикла в сглаженном ряде WSN_smooth принималась точка минимума между предыдущим и новым циклами. Даже незначительное смещение начала цикла на 4–6 точек часто приводит к ощутимым изменениям в прогнозе моделей. В ряде WSN_smooth начало 25-го цикла, на момент написания статьи, еще не достигнуто, тем не менее, дальше приведён прогноз для данного цикла. Прогнозы моделей представлены на рис. 6. Хорошо видно, модель rf4 на 25-м цикле дает сбой; если данную модель настроить на массиве данных, полученных из ряда WSN_smooth с дублированием, то она будет давать аналогичный прогноз, согласующийся с прогнозами других моделей. Сбой модели rf4 связан с тем что она обучалась на более коротком наборе данных, следовательно, модель хуже восстанавливает истинную закономерность ряда.

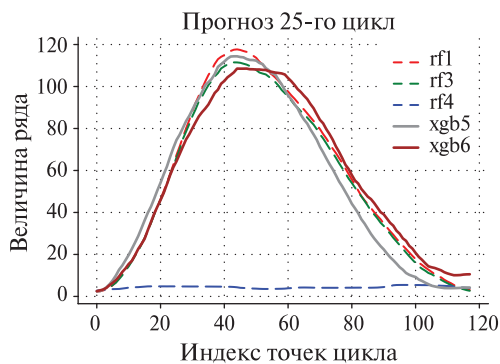


Рис. 6. Прогнозы 25-го цикла

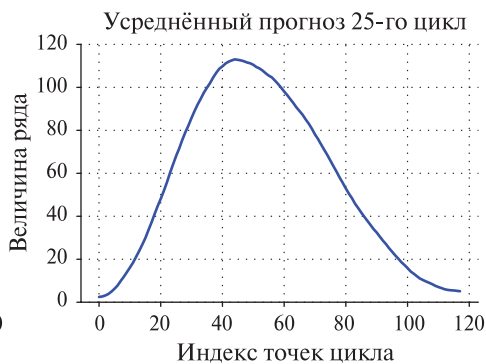


Рис. 7. Усреднённый прогноз 25-го цикла (без rf4)

Оценим усреднённый прогноз нового цикла без учета предсказания модели rf4. Прогноз представлен на рис. 7.

Помимо анализа ряда WSN v.2 без квазидвухлеток (WSN_smooth) методами машинного обучения также исследовался классический ряд WSN v.1 и WSN v.2. Схема построения обучающих массивов данных и подбор параметров на отложенных циклах аналогичны. Для WSN v.1 алгоритмы класса Random Forest

Regressor устойчивее по своим гиперпараметрам, т.е. несложно подобрать области значений параметров, при которых ошибка минимизируется сразу на всех трёх отложенных циклах. Для WSN v.2 области значений гиперпараметров, минимизирующие ошибку на 22-м и 24-м циклах, не совпадают. На рис. 8–10 показаны распределения ошибки (RMSE) на 22–24-м циклах для WSN v.1 и v.2 по значениям параметров: max_features, min_samples_leaf одной из моделей Random Forest Regressor.

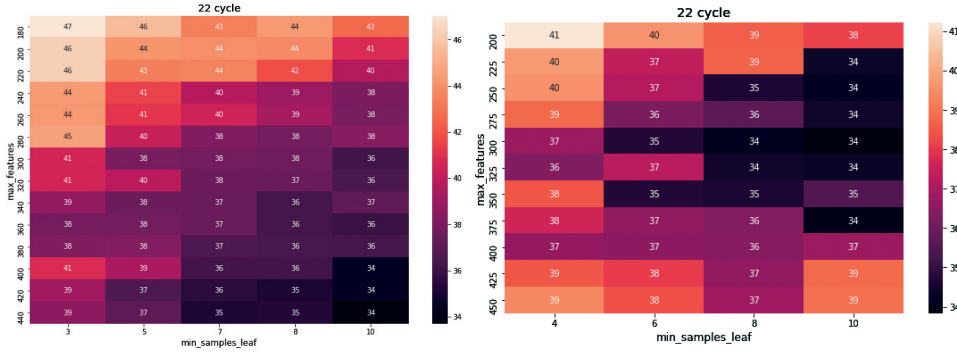


Рис. 8. Матрица ошибок на 22-м цикле WSN v.1 (слева), WSN v.2 (справа)

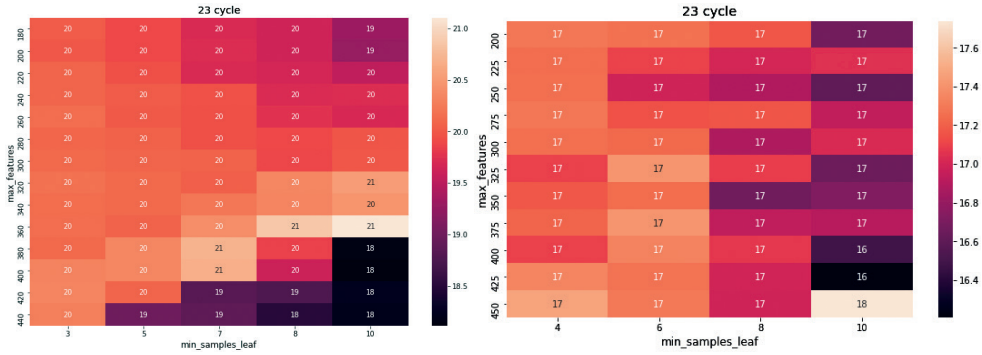


Рис. 9. Матрица ошибок на 23-м цикле WSN v.1 (слева), WSN v.2 (справа)

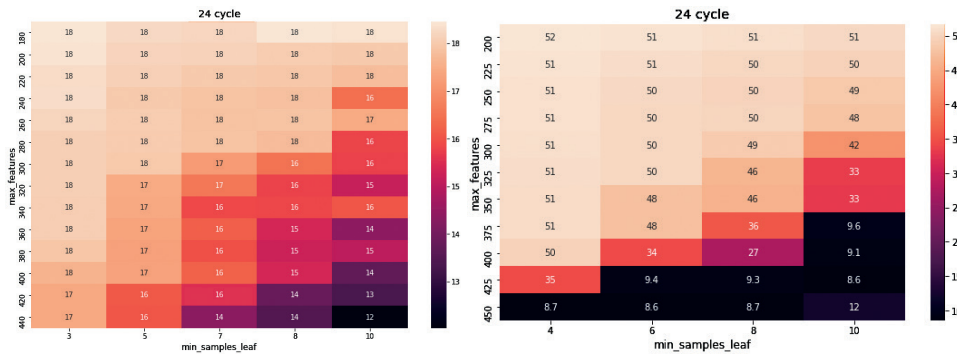


Рис. 10. Матрица ошибок на 24-м цикле WSN v.1 (слева), WSN v.2 (справа)

Из рис. 8–10 хорошо видно, что для $v.1$ минимумы RMSE на отложенных циклах достигаются в одной области (под побочной диагональю матриц ошибок). Для $v.2$ эти области почти не пересекаются, это является характерной картиной. Анализируя результаты прогнозирований различных моделей для обеих версий, можно сказать, что для $v.1$ алгоритмы в среднем лучше восстанавливают закономерности ряда и являются более устойчивыми, чем для $v.2$. Это может говорить о дополнительной зашумлённости данных новой версии ряда, связанной с переходом от $v.1$ к $v.2$ (Шибаяев, 2017) (рис. 11).

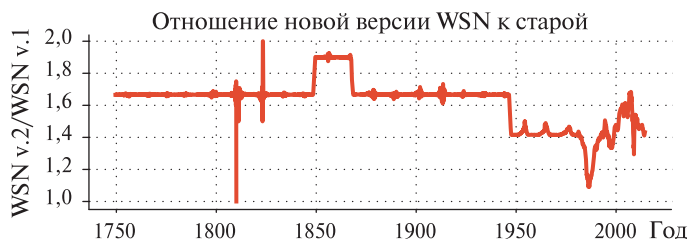


Рис. 11. Почленное отношение ряда WSN $v.2$ к WSN $v.1$

В рассмотренной статье предпринята попытка используя алгоритмы машинного обучения восстановить зависимость динамики сглаженного ряда чисел Вольфа (без квазидвухлеток). Качество прогнозирующих моделей оценивалось на 22-м, 23-м, 24-м циклах, алгоритмы показали неплохой результат на отложенных данных. Более того, построен прогноз для текущего 25-го цикла. Также анализировалась способность алгоритмов восстанавливать закономерности для WSN $v.1$ и $v.2$. Рассмотренные алгоритмы на основе деревьев решений в среднем лучше восстанавливают закономерности для WSN $v.1$, чем для $v.2$, что, возможно, связано с искусственной зашумлённостью данных в новой версии ряда чисел Вольфа за счёт преобразования при переходе от WSN $v.1$ к $v.2$.

ЛИТЕРАТУРА

- Шибаяев А. И. Сопоставление характерных параметров солнечных циклов новой и старой версий ряда чисел Вольфа и динамика длиннопериодных компонент рядов // 14-я Конф. молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования»: сб. тр. 2017. С. 143–148.
- Clette F., Svalgaard L., Vaquero J. M., Cliver E. W. Revisiting the Sunspot Number // Space Science Reviews. 2014. V. 186. Iss. 1–4 P. 35–103.
- Hathaway D. H. The Solar Cycle // Living Rev. Solar Phys. 2015. V. 12. Art. 4. P. 10–11.

FORECASTING A SERIES OF WOLF NUMBERS (WSN) BY MACHINE LEARNING METHODS

A. I. Shibaev

Lomonosov Moscow State University (MSU), Moscow, Russia

In recent years, machine learning (ML) methods, deep learning (neural networks) are increasingly being introduced and used in a wide range of theoretical research and applied problems. In this paper, using machine learning algorithms, an attempt is made to analyze and predict the cycles

of a series of Wolf numbers WSN v.2. The used class of algorithms is ensembles of decision trees: Random Forest and Gradient Boosting (XGBoost implementation). The quality of the constructed algorithms is assessed on three deferred cycles: 22-24; a forecast for cycle 25 WSN v.2 is also built. When comparing the results of forecasting algorithms for WSN v.1 and v.2, an improvement in the quality of predictions for the old version of the series (v.1) compared to v.2 was noted.

Keywords: Wolf numbers, machine learning, XGBoost, series prediction

Shibaev Alexander Igorevic — PhD student, alexshibaev@yandex.ru

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
<i>Аникин А. А., Митрофанов И. Г., Литвак М. Л., Санин А. Б., Мокроусов М. И., Никифоров С. Ю.</i> Экспериментальная установка для тестирования перспективного космического гамма-спектрометра с мечеными заряженными частицами для изучения элементного состава вещества Луны, Марса и других небесных тел без атмосферы или с тонкой атмосферой	5
<i>Бычкова А. С., Ляш А. Н., Захаров А. В., Дольников Г. Г., Кузнецов И. А., Карташева А. А., Дубов А. Е., Шеховцова А. В., Шашкова И. А., Бедняков С. А.</i> Применение панелей солнечных батарей космических аппаратов для регистрации пылевых частиц в планетных миссиях.	13
<i>Гришакина Е. А., Слюта Е. Н.</i> Возможные запасы водяного льда в лунных полярных областях	20
<i>Дьячкова М. В., Митрофанов И. Г., Санин А. Б., Литвак М. Л., Третьяков В. И.</i> Характеристика основного и запасного районов посадки космического аппарата «Луна-25».	25
<i>Ермаков А. Н., Ковалев Ю. А., Васильков В. И.</i> Автоматизация обработки юстировочных измерений и применение её к калибровке космического телескопа Спектр – РадиоАстрон в диапазонах 6,2; 18 и 92 см в 2015–2019 гг.	31
<i>Климов Д. И., Мамедов Т. Т., Орешко В. В., Губайдуллин И. Р., Гусева А. Ю.</i> Перспективы развития видеосистем для измерения температуры в изделиях ракетно-космической техники	46
<i>Кручинина А. П., Янкова М. М.</i> Спектральный анализ показаний инерциального блока при биомеханических исследованиях	53
<i>Мелешко В. К.</i> Моделирование миграции примеси в полимерном композите при вакуумнотепловом воздействии.	63
<i>Никифоров С. Ю., Митрофанов И. Г., Литвак М. Л., Дьячкова М. В., Лисов Д. И., Санин А. Б.</i> Оценка содержания воды в марсианском грунте вдоль трассы движения марсохода Кьюриосити по данным пассивных измерений прибора ДАН.	72
<i>Осипенко А. И., Костарев И. С.</i> Исследование процесса электронно-лучевой сварки с использованием математического моделирования	79

<i>Салганик А., Цыганков С. С.</i>	
Исследование рентгеновского пульсара ХТЕ J1859+083 в широком диапазоне энергий	81
<i>Самыловский И. А., Сазонова С. В., Филиппов А. А., Царегородцев А. Ю., Абрамова В. В., Богачева А. Е., Сазонов В. В., Морозов О. В.</i>	
Моделирование многоспутниковых группировок космических аппаратов различного назначения	88
<i>Самыловский И. А., Филиппов А. А., Царегородцев А. Ю., Абрамова В. В., Богачева А. Е., Сазонов В. В., Морозов О. В.</i>	
Моделирование коррекций траекторий космических аппаратов с использованием среды разработки космических миссий	96
<i>Самыловский И. А., Филиппов А. А., Царегородцев А. Ю., Абрамова В. В., Богачева А. Е., Сазонов В. В., Морозов О. В.</i>	
Моделирование радиолинии «наземный пункт – космический аппарат» в задачах проектирования миссий	103
<i>Федотова М. А., Петросян А. С.</i>	
Волны в сжимаемых устойчиво-стратифицированных течениях вращающейся плазмы	109
<i>Худышев Ю. С.</i>	
Сверхкороткий радиоимпульс со скачками начальной фазы на межпланетной трассе	113
<i>Шибяев А. И.</i>	
Прогнозирование ряда чисел Вольфа методами машинного обучения	124

18-я Конференция молодых учёных «Фундаментальные и прикладные космические исследования». ИКИ РАН, Москва, 14–16 окт. 2020: сб. тр. / под ред. А. М. Садовского. М.: ИКИ РАН, 2021. 132 с.

18th Young Scientists Conference “Fundamental and Applied Space Researches”. IKI RAN, Moscow, 14–16 Apr. 2020: proc. / ed. A. M. Sadovski. M.: IKI, 2021. 132 p.

Серия «Механика, управление, информатика»

Компьютерная верстка: *Комарова Н. Ю.*

Подписано в печать 04.11.2021

Формат 160×337 мм

Тираж 150

Заказ 4189