СОДЕРЖАНИЕ

_

_

Том 55, Номер 6, 2021

От главного редактора	495
Луна-25: первая полярная миссия на Луну	
И. Г. Митрофанов, Л. М. Зеленый, В. И. Третьяков, Д. В. Калашников	497
Космический аппарат "Луна-25" – возвращение на Луну	
П. В. Казмерчук, А. Е. Ширшаков	509
Характеристика мест посадки космического аппарата Луна-25	
М. В. Дьячкова, И. Г. Митрофанов, А. Б. Санин, М. Л. Литвак, В. И. Третьяков	522
Прибор АДРОН-ЛР для активного нейтронного зондирования состава лунного вещества	
Д. В. Головин, М. И. Мокроусов, И. Г. Митрофанов, А. С. Козырев, М. Л. Литвак, А. В. Малахов, С. Ю. Никифоров, А. Б. Санин, Ю. Н. Бармаков, Е. П. Боголюбов, С. Э. Шоленинов, Д. И. Юрков	542
Лунный инфракрасный спектрометр с телевизионной поддержкой рабочего поля манипулятора (ЛИС-ТВ-РПМ)	
С. Н. Манцевич, Ю. С. Доброленский, Н. А. Евдокимова, О. И. Кораблёв, Ю. К. Калинников, Н. А. Вязоветский, И. А. Дзюбан, А. Г. Сапгир, А. В. Степанов, А. Ю. Титов, К. В. Александров, А. В. Бондаренко, И. В. Докучаев, М. Г. Князев, А. Я. Докучаев, Ф. В. Кулаков	550
Лазерный ионизационный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР на борту миссий Луна-25 и Луна-27	
А. Е. Чумиков, В. С. Чепцов, Н. Г. Манагадзе, Г. Г. Манагадзе	562
Широкоугольный ионный энерго-масс-анализатор АРИЕС-Л	
О. Л. Вайсберг, Р. Н. Журавлев, Д. А. Моисеенко, А. Ю. Шестаков, С. Д. Шувалов, П. П. Моисеев, М. В. Митюрин, И. И. Нечушкин, А. Д. Васильев, Е. И. Родькин, В. В. Летуновский	575
Прибор ПмЛ на посадочном аппарате Луна-25: плазменно-пылевые измерения в приповерхностной экзосфере	
А.В.Захаров, Г.Г.Дольников, И.А.Кузнецов, А.Н.Ляш, А.Е.Дубов, В.В.Афонин, С.А.Бедняков, А.С.Бычкова, В.А.Грушин, И.В.Докучаев, А.А.Карташева, С.И.Попель, И.А.Шашкова, А.В.Шеховцова, А.В.Яковлев, М.М.Васильев, Е.А.Лисин, О.Ф.Петров, Н.Д.Борисов, Л.М.Зеленый	589
Служебная телевизионная система КА Луна-25	
Г. А. Аванесов, А. В. Бережков, Р. В. Бессонов, С. В. Воронков, Б. С. Жуков, А. Э. Зубарев, М. И. Куделин, А. В. Никитин, И. В. Полянский, А. А. Форш, Я. Д. Эльяшев	601
Наземные отработки лунного манипуляторного комплекса проекта Луна-25	
М. Л. Литвак, Т. О. Козлова, А. Г. Ильин, А. Б. Киселев, А. С. Козырев, И. Г. Митрофанов, А. В. Носов, В. Ф. Папко, В. И. Третьяков, В. А. Яковлев, Е. Н. Слюта, Е. А. Гришакина, В. Ю. Маковчук	618

ОТ ГЛАВНОГО РЕДАКТОРА

DOI: 10.31857/S0320930X21060086

Этот тематический номер журнала посвяшен предстоящему в начале 2022 г. запуску космического аппарата Луна-25. С этим запуском связан важный этап возвращения России к лунным космическим исследованиям, который открывает обширную программу полетов автоматических и пилотируемых аппаратов, предусмотренную Федеральным космическим агентством Роскосмос на ближайшие десятилетия. В номере собраны статьи, посвященные научным экспериментам на Луне-25, включающие цели, задачи, методы и описание приборов. Аппарат создается Научнопроизводственным объединением им. С.А. Лавочкина, научная программа осуществляется институтами Российской академии наук под эгидой Института космических исследований РАН. Материалы статей позволят читателю составить общие представления о результатах экспериментов, которые ожидается получить от данной миссии.

Луна представляет первостепенный интерес для планетной космогонии, планетологии и наук о Земле - геофизики, геологии, геохимии. На современном этапе исследований растущий интерес вызывает сравнительное изучение Земли и Луны, формирование их геолого-геохимических особенностей, сходства и различия основных этапов эволюции в контексте комплексного изучения Солнечной системы. К сожалению, несмотря на громадный прогресс в наших знаниях о населяющих ее телах – планетах, их спутниках, кометах, астероидах, - ответы на многие ключевые вопросы о происхождении и эволюции Солнечной системы пока не найдены. Среди них проблемы происхождения и внутреннего строения Луны, дальнейшее детальное изучение которой имеет важнейшее значение для реконструкции основных эволюционных процессов всего семейства тел в ближайших космических окрестностях собственной планеты. Это одновременно позволит лучше понять раннюю историю Земли и причины различных путей эволюции Земли и планет земной группы.

Советский Союз положил начало полетам лунных космических аппаратов и внес основополагающий вклад в начало изучения Луны. Были получены первые в мире фотографии обратной стороны Луны, осуществлена первая мягкая посадка на Луну, запущен первый искусственный спутник Луны, созданы аппараты для автоматического забора и доставки на Землю лунного грунта и самоходные аппараты – луноходы. Была отработана система возвращения на Землю после облета Луны аппарата со второй космической скоростью, получены уникальные снимки лунной поверхности и ряд важных научных результатов. К сожалению, разрушительные социальноэкономические процессы в стране, сопровождавшие перестройку, оказали пагубное влияние на космическую сферу, особенно на научные исследования, отбросившие нас на десятилетия назад. Возрождение началось лишь с начала нынешнего столетия, но процесс этот крайне медленный. Только в самое последнее время открылись возможности вернуться к исследованиям планет и в первую очередь, к исследованиям Луны в рамках национальной программы, которые призваны способствовать возвращению России подобающего ей статуса ведущей космической державы. Освоение Луны — это важнейший очередной шаг в развитии космонавтики, обещающей к тому же огромный политический и экономический эффект.

Луну естественно рассматривать и в качестве форпоста на пути освоения человечеством космического пространства. К этому убеждению постепенно приходят даже бывшие сторонники выбора пилотируемой экспедиции на Марс в качестве главной задачи ближайших десятилетий. Освоение Луны как стратегического плацдарма, создание элементов ее будущей инфраструктуры и начало использования местных ресурсов находятся сегодня в повестке дня ведущих космических держав. Наибольшее внимание привлекают лунные полярные области, где обнаружены отложения водяного льда и замороженных летучих, что облегчает получения воздуха, воды, а в перспективе — и ракетного топлива на основе H_2 и O_2 при освоении Луны. Содержащиеся в лунных породах железо, алюминий, кремний, титан и другие элементы и их соединения могут широко использоваться на месте при производстве строительных материалов на основе прогрессивных технологий. Этому этапу должна предшествовать детальная геолого-геохимическая разведка с широким использованием мобильных робототехнических средств с целью выявления потенциально наиболее перспективных мест для создания поселений на поверхности Луны, включая использование лунных ресурсов с применением наиболее эффективных методов их добычи и переработки. Первостепенную роль играют вопросы безопасности при освоении Луны, в первую очередь, детальный анализ радиационной, метеоритной и пылевой обстановки на ее поверхности, для чего необходим длительный автоматический мониторинг природных условий в местах будущих поселений с целью выбора эффективных средств защиты.

За два последних десятилетия наибольшие успехи в изучении Луны достигнуты американским, китайским и индийским космическими агентствами. США намечают возобновить пилотируемых полеты на Луну на новом технологическом уровне уже с середины 2020-х годов с целевой задачей начала создания лунной базы в районе южного полюса. Южный полюс является также целью российских миссий Луна-25 и Луна-27, которые открывают многоцелевую программу с эффективным использованием роботов нового поколения. Эта программа предшествует российским планам пилотируемых полетов на Луну с начала 2030-х годов.

110 лет назад, в 1911 г., началось исследование Южного полюса Земли, а полстолетия спустя Антарктида стала местом пребывания для нескольких тысяч людей из почти 30 стран, постоянно проводящих там широкомасштабные научные исследования. В современную эпоху аналогом этого процесса может стать начало освоения Южного полюса Луны. Можно думать, что создание лунных баз, как первого этапа на этом пути, начнется уже с середины 21-го столетия. Оно станет новой вехой в развитии человеческой цивилизации и достойно ознаменует столетнюю годовщину запуска первого искусственного спутника Земли.

Академик М.Я. Маров

УДК 520.6

ЛУНА-25: ПЕРВАЯ ПОЛЯРНАЯ МИССИЯ НА ЛУНУ

© 2021 г. И. Г. Митрофанов^а, Л. М. Зеленый^а, В. И. Третьяков^{а, *}, Д. В. Калашников^а

^аИнститут космических исследований РАН, Москва, Россия

*e-mail: vladtr@mx.iki.rssi.ru Поступила в редакцию 10.05.2021 г. После доработки 16.06.2021 г. Принята к публикации 05.07.2021 г.

В статье представлено описание предпосылок, истории, предполагаемых районов посадки, научной аппаратуры и плана реализации первой российской лунной полярной посадочной миссии Луна-25. В работе обсуждаются планируемые результаты миссии, ее роль в отечественной лунной программе.

Ключевые слова: Луна, Луна-25, приполярные области, научная аппаратура, лунный грунт, водяной лед, освоение, лунная программа, районы посадки

DOI: 10.31857/S0320930X21060098

ВВЕДЕНИЕ: НАУЧНЫЕ ПРЕДПОСЫЛКИ

На рубеже XX и XXI веков в космических исследованиях Луны произошли события, которые, вероятно, надолго определят развитие мировой космонавтики. В 1998 г. участники достаточно скромного по меркам NASA проекта Lunar Prospector обнаружили, что вызванное галактическими космическими лучами вторичное излучение энергичных нейтронов с поверхности Луны значительно ослабляется в окрестности ее полюсов (Feldman и др., 1998). Группой экспериментаторов из Лос-Аламосской национальной лаборатории под руководством У. Фельдмана в качестве возможной причины этого эффекта было предложено повышенное содержание воды в полярном реголите (Feldman и др., 1998). Известно, что наличие ядер водорода в веществе приводит к эффективному замедлению энергичных нейтронов. Поэтому поток надтепловых нейтронов с поверхности реголита должен заметно уменьшаться в том случае, когда в нем присутствует хотя бы несколько процентов воды (Feldman и др., 1998; Sanin и др., 2017). Открытие ослабления нейтронного излучения с полярных областей Луны можно считать первым наблюдательным свидетельством присутствия значительного количества воды в полярном лунном реголите. Поскольку на полюсах Луны очень холодно, речь может идти о залежах водяного льда. Было высказано предположение, что лед мог бы накопиться в "холодных ловушках" на дне постоянно затененных полярных кратеров, где могли бы оседать блуждающие в лунной экзосфере молекулы воды, принесенные на Луну кометами, или образовавшиеся на ней из протонов солнечного ветра (Feldman и др.,

1998). Интересно отметить, что гипотезу о лунных полярных ледниках впервые высказал К.Э. Циолковский еще в 1920 г. (Циолковский, 1920).

Предположение о наличии на Луне водяного льда получило подтверждение благодаря эксперименту NASA M3 под руководством Pieters (Pieters и др., 2009): в 2009 г. было проведено глобальное картографирование лунной поверхности в ИК-диапазоне с борта индийского лунного спутника Chandrayaan-1. В спектре ИК-излучения Луны была обнаружена спектральная линия в окрестности длины волны 3 мкм, которая указала на присутствие в веществе приполярной поверхности Луны молекул воды или гидроксила (Sunshine и др., 2009; Clark, 2009). После сообщения об этом открытии присутствие воды на лунных полюсах стало общепризнанным фактом.

Этот факт вызвал переворот во взглядах идеологов космонавтики о направлении космических исследований в XXI веке. Из полузабытой арены "лунной гонки" СССР и США в середине XX века Луна превратилась в космический континент для освоения земной цивилизацией. Вначале полярную "вечную мерзлоту" стали рассматривать как природный ресурс, который обеспечит будущих исследователей Луны воздухом, водой и ракетным топливом. Затем было осознано, что лунная вода — это не только ресурс, но и уникальный объект для фундаментальных научных исследований (Митрофанов, 2017). Несколько миллиардов лет кометы доставляли на Луну воду межзвездного происхождения вместе с растворенными в ней химическими соединениями, молекулами и сложными молекулярными комплексами. 4 млрд лет тому назад такая же вода доставлялась кометами на поверхность молодой Земли — и примерно в это время в первичном земном океане зародилась жизнь. Изучение сохранившихся в лунных ледниках высокомолекулярных соединений космического происхождения может приоткрыть тайну зарождения жизни на Земле, позволит сравнить биохимические молекулярные структуры на Земле и в космосе.

Приборы на борту аппаратов Lunar Prospector и Chandrayaan-1 не имели необходимого пространственного разрешения для того, чтобы построить карты залежей льдов вечной мерзлоты и подтвердить (или опровергнуть) гипотезу об их связи с постоянно затененными районами на дне полярных кратеров (Mitrofanov и др., 2010b). Поскольку вопрос о распространенности лунных ресурсов начал представлять практический интеpec, в NASA было решено направить в 2009 году к Луне в одном запуске на ракете-носителе Атлас V два космических аппарата – лунный спутник LRO (Chin и др., 2007; Vondrak, 2012) и исследовательский аппарат-камикадзе LCROSS (Heldmann и др., 2012). Приборы первого аппарата были предназначены для детальной разведки полярных районов с низкой полярной орбиты для поиска района с максимальным содержанием воды. Второй аппарат должен был дождаться первых результатов исследований с орбитального аппарата для прямого исследования состава вещества в районе с наибольшим ожидаемом содержанием воды в грунте. На борту аппарата LRO был установлен российский нейтронный телескоп ЛЕНД (Mitrofanov и др., 2010а). После двух месяцев накопления данных для построения карт нейтронного излучения окрестностей южного полюса участники эксперимента ЛЕНД обнаружили такой район – им оказался кратер Кабео (координаты центра 85°20' ю.ш., 42°08' з.д.) (Mitrofanov и др., 2010b). 9 октября 2009 г. космический комплекс. состояший из разгонного блока Centaur и аппарата LCROSS был направлен в этот район для столкновения с поверхностью. Перед столкновением комплекс разделился, и в 11 ч 31 мин. UTC блок Centaur в качестве пассивного ударника столкнулся с поверхностью Луны на дне кратера Кабео. Спустя четыре минуты столкнулся с поверхностью и аппарат LCROSS, который перед этим прошел через облако выброшенного вещества и выполнил прямые измерения его состава. Данные измерений показали, что в выброшенном лунном веществе содержатся около 5% воды и многие летучие соединения, такие как сероводород, аммиак, диоксид серы (Colaprete и др., 2010). Таким образом, наличие значительной доли воды в лунном полярном реголите было подтверждено прямыми измерениями.

Нейтронное картографирование лунной полярной поверхности нейтронным телескопом ЛЕНД продолжается по настоящее время. Построена подробная карта массовой доли воды в лунном грунте (Sanin и др., 2017). Оказалось, что условие постоянного затенения от солнечных лучей на дне полярных кратеров не является обязательным — водяной лед присутствует в веществе под укрывающим слоем реголита с толщиной порядка от нескольких сантиметров до десятков сантиметров и в тех областях, которые регулярно освещаются Солнцем. Это означает, что космический аппарат для изучения и добычи лунной воды не обязательно направлять на дно затененного полярного кратера – его можно посадить на освещаемую поверхность в окрестности полюса и оснастить манипулятором или буровой установкой для доступа к веществу непосредственно под поверхностью.

Можно утверждать, что два указанных выше научных факта о Луне — наличие в полярном реголите значительной доли водяного льда и возможность присутствия льда в веществе полярных районов, которые регулярно освещаются Солнцем — определили концепцию первого этапа российской лунной программы с применением автоматических лунных станций. Первой в последовательности этих станций станет российская автоматическая станция Луна-25.

СЛОЖНАЯ СУДЬБА ЛУНЫ-25

Как только новые данные о полярной Луне были достоверно подтверждены, вопросы возрождения отечественной лунной космонавтики начали активно обсуждаться среди ученых и конструкторов космической техники. Стало понятно, что наличие на Луне водных ресурсов коренным образом изменяет статус этого небесного тела среди других объектов научных космических исследований. Луна стала рассматриваться не только как ближайшее к Земле небесное тело Солнечной системы, но также как объект будущего освоения, как будущий форпост человечества в космосе за пределами околоземных орбит.

Данная статья посвящена первой российской лунной миссии, история разработки которой оказалась достаточно сложной. Прежде всего необходимо пояснить, как космический аппарат Луна-Ресурс для совместного российско-индийского проекта превратился в отечественный аппарат Луна-25.

История проекта Луна-25 берет свое начало в 1997 г., когда научная космическая общественность пересматривала планы планетных исследований после катастрофы проекта Марс-96. Этот дорогостоящий проект был унаследован от советской марсианской программы и должен был начать российские исследования Марса, которые далее предполагалось выполнять совместно с американцами по программе "Mars Together".

Вместе с почти семитонным аппаратом ушла в небытие и эта программа. В 1997 г. было решено самостоятельно выполнить два планетных проекта: Фобос-Грунт, по доставке на Землю образцов вещества спутника Марса Фобоса, и Луна-Глоб. Концепция лунного проекта была представлена в октябре 1998 г. академиком Э.М. Галимовым и его коллегами из Института геохимии и аналитической химии РАН им. В.И. Вернадского, НПО им. С.А. Лавочкина и Объединенного института физики Земли РАН на Международной конференции по исследованию и освоению Луны, проходившей в Москве и сопряженной с 3-й сессией ILEWG. Целями проекта Луна-Глоб были, вопервых, изучение внутреннего строения Луны на основе данных глобальной сети малых сейсмометрических станций на борту большого числа пенетраторов и малых посадочных аппаратов, и, во-вторых, исследование условий в окрестности Южного полюса с борта автоматической посадочной станции в затененном районе с координатами 88° ю.ш. и 38° в.д. (Галимов, 2013). Дата запуска проекта была намечена на 2000 г. (Галимов, 2013). Следует отметить, что Э.М. Галимов при обосновании научной значимости проекта указал на возможное присутствие летучих соединений и водяного льда на лунных полюсах. Впоследствии в связи с недостатком финансирования основной приоритет получил проект Фобос-Грунт и также астрофизические обсерватории "Спектр", а работы по лунному проекту были временно останов-

В последующие годы работы по проекту Луна-Глоб фактически не велись. Его сторонники активно боролись за их возобновление, в том числе в рамках международной кооперации (Галимов, 2013). Такая возможность появилась в 2006 г. благодаря подписанию межправительственного соглашения о космическом сотрудничестве с Индией. В это время ученые институтов РАН и специали-Научно-производственного объединения сты им. С.А. Лавочкина представили на рассмотрение отечественного космического сообщества концепцию последовательности лунных миссий на автоматических посадочных и орбитальных аппаратах, которые должны были выполнить пионерские исследования природной среды на лунных полюсах и закрепиться в наиболее перспективном приполярном районе для его дальнейшего исследования в научных и практических целях, в том числе в рамках пилотируемых экспедиций (про первоначальные планы лунной программы см.: Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы, 2011).

лены.

Первым в череде этих проектов значился давно ожидавший своего времени космический комплекс Луна-Глоб, в состав которого входили лунный спутник для глобальной разведки поверхности с полярной орбиты и посадочный аппарат для

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

детального изучения свойств поверхности и экзосферы в окрестности южного полюса. Практически одновременно с этим проектом разрабатывался проект Луна-Ресурс, который планировалось реализовать в рамках индийско-российского сотрудничества. Так как в этом проекте предполагалось использовать индийскую ракету GSLV Mk.II с относительно меньшей грузоподъемностью, чем у российской ракеты-носителя "Союз", с одновременным запуском на ней российского посадочного аппарата с индийским мини-луноходом на борту и индийского орбитального аппарата, масса комплекса научной аппаратуры составляла всего 30 кг.

В 2010 г. в секции планетных исследований Совета РАН по космосу прошел конкурсный отбор научных приборов для двух посадочных аппаратов проектов Луна-Глоб и Луна-Ресурс. Разработка лунных проектов проводилась с учетом опережающего создания космического аппарата для проекта Фобос-Грунт с намеченной датой запуска в ноябре 2011 г. Основные бортовые системы космического аппарата этого проекта планировалось в дальнейшем использовать для лунных миссий. Однако уже на самом начальном этапе полета на околоземной орбите Фобос-Грунт потерпел аварию из-за нештатной ситуации на борту. Эта вторая после Марса-96 авария межпланетной миссии тоже отразилась на судьбе проекта Луна-Глоб. По итогам изучения возможной причины аварии было решено существенно перестроить план реализации лунных проектов Луна-Глоб и Луна-Ресурс и расширить программу их наземной экспериментальной отработки. Кроме этого, было решено, что следует провести разработку и летные испытания лунных автоматических аппаратов без привлечения для их реализации международной кооперации.

В апреле 2012 г. на Совете РАН по космосу было согласовано, что реализация отечественной программы начнется с экспериментального научно-технологического проекта с применением относительно более легкого посадочного аппарата, ранее предназначенного для российско-индийского проекта. Этот проект по формально-бюрократическим причинам получил название Луна-Глоб, и запуск его космического аппарата был намечен на российской ракете-носителе Союз-2 в 2015 г. Следом за этим проектом были намечены миссии с орбитальным и посадочным аппаратами с максимально возможными комплексами научной аппаратуры. допустимыми для запусков на ракетах-носителях Союз-2 в 2016 и 2017 гг. соответственно. По аналогичной формально-бюрократической причине опытно-конструкторские разработки этих двух проектов получили названия Луна-Ресурс-Орбитальный и Луна-Ресурс-Посадочный. Эти проекты должны были быть реализованы на основе опыта предшествующего экспериментально-технологического проекта Луна–Глоб.

Очевидно, что новый план выполнения первых лунных миссий был гораздо предпочтительнее первого. Он позволил выстроить технологически преемственную "диагональ" реализации все более усложняющихся лунных проектов с постепенно расширяющимися программами научных исследований. Этот план по рекомендации РАН был включен в Федеральную космическую программу на период 2016–2025 гг. В настоящее время он претерпел два важных изменения.

Во-первых, многочисленные обсуждения нового плана лунной программы стихийно и вопреки формально-бюрократической терминологии привели к использованию новых названий у планируемых проектов: вместо исходного названия Луна-Глоб, которое представляется достаточно странным для полярной посадочной миссии, первый российский лунный космический аппарат получил имя Луна-25. Последующие за ним проекты Луна-Ресурс-Орбитальный и Луна-Ресурс-Посадочный стали "Лунами" с возрастающими номерами 26 и 27. Так восстановилась последовательность, которая берет свое начало с королёвской Луны-1, ставшей в 1959 г. первой искусственной планетой. Эта последовательность также включает Луну-3, в том же году осушествившей фотографирование обратной стороны Луны, Луну-9, в 1966 г. впервые осуществившая мягкую посадку на поверхность нашего естественного спутника, Луну-16, в 1970 г. впервые доставившую с Луны на Землю в автоматическом режиме образцы лунного грунта, Луну-17, 17 ноября 1970 г. опустившую на лунную поверхность автоматический самоходный аппарат Луноход-1.

Во-вторых, сместились вправо даты планируемых стартов. Вместо исходно намеченного 2015 г. в настоящее время реализация проекта Луна-25 приходится на 2022-2023 гг. Задержка составила 7 лет. Безусловно, одной из причин стали трудности разработки новых бортовых систем вместо уже утраченных прототипов, созданных более 50 лет назад с применением прежней элементной базы. Также сказались недавно введенные санкционные ограничения на поставку из-за границы многих компонентов, с применением которых в условиях "свободного рынка" были разработаны прототипы научных приборов и служебной аппаратуры. Западные компании, которые активно продвигали свою продукцию на российский космический рынок, после 2014 г. отказались ее поставлять. Потребовалось значительное время на "переразработку" уже разработанной аппаратуры с переходом на отечественную компонентную базу.

Также следует отметить, что на фоне объективных проблем причиной сдвига вправо сроков выполнения этапов работ является сложившаяся практика чрезмерно формализованного руководства проектами. Она особенно неблагоприятно сказывается в ходе разработки новой бортовой аппаратуры. При возникновении технической проблемы время согласования в различных инстанциях предложенного варианта ее решения зачастую значительно превышает срок практической реализации этого варианта. Основной причиной, препятствующей успешному развитию научной космонавтики, является применение закона 44-ФЗ для законодательного обеспечения НИОКР. Этот, рыночный по своей сути, закон, вероятно, хорошо работает при выполнении заказов на серийную продукцию. Но при создании инновационной техники единичного исполнения часто возникают ситуации, когда исходные требования оказываются неосуществимыми или неоптимальными и возникает необходимость внесения изменений в техническое задание, в план-график или в условия финансирования НИОКР. Процесс такой корректировки, основанный на нормах 44-ФЗ, оказывается сложным по процедуре и затратным по времени. Этот закон не учитывает, что при создании новой техники основным ресурсом зачастую является не деньги, а время. Вся успешная история советской космонавтики подтверждает это утверждение.

В настоящее время ситуация с оперативным управлением в космической отрасли постепенно улучшается. Можно надеяться, что приобретенный опыт создания космического комплекса Луна-25 внесет значительный вклад в этот процесс. От успеха этой миссии во многом зависит реализация последующих проектов на автоматических станциях, а также выполнение первой российской лунной пилотируемой экспедиции, намеченной на 2030 г. (рис. 1).

РАЙОНЫ ПОСАДКИ ДЛЯ МИССИИ ЛУНА-25

Как уже отмечалось, после неудачи проекта Фобос-Грунт миссия Луна-25 была предложена, как, в первую очередь, экспериментальный проект для летных испытаний и отработок новых бортовых систем, с применением которых будут реализовываться последующие лунные проекты на автоматических станциях. Допустимая полная масса научных приборов на борту аппарата составила всего 30 кг. Однако научной группе проекта удалось сохранить в составе аппарата все основные научные приборы для проведения комплексной программы исследований в районе вблизи 70° ю.ш., где уже в достаточной мере проявляются особенности полярной Луны. Можно напомнить, что на севере Земли аналогичную широту имеет



Рис. 1. Космические аппараты первого этапа российской лунной программы.

полярный город Норильск, а на юге вблизи такой широты расположена российская антарктическая станция "Новолазаревская". Луна-25 должна стать первой в истории космонавтики лунной полярной миссией. Все предшествующие автоматические и пилотируемые миссии опускались на лунную поверхность в пределах 43° с.ш. и 45° ю.ш.

Основной и резервный районы посадки проекта Луна-25 были выбраны с учетом совокупности инженерных ограничений и научных предпочтений (рис. 2, 3) (Дьячкова и др., 2021).

Посадочный аппарат Луна-25 не имеет системы активного маневрирования на этапе посадки для высокоточного прицеливания и уклонения от препятствий, поэтому пригодный для посадки район должен быть достаточно большим. Это эллипс с главной осью 30 км вдоль линии меридиана и поперечной осью 15 км вдоль линии широты. Уклоны поверхности в пределах эллипса не должны превышать 15° для предотвращения опрокидывания аппарата при посадке, и сама поверхность в районе посадки должна быть достаточно гладкой (табл. 1). Приполярное расположение района посадки соответствует малым углам положения Солнца и Земли над горизонтом, поэтому условия освещенности поверхности и радиовидимости с Земли существенно зависят от видимой линии горизонта. Районы посадки также выбирались из условий продолжительности светлого времени лунных суток (так называемых "лунаций") не менее 40% и интервала времени для радиовидимости с Земли не менее 50%. Среди всех



Рис. 2. Визуализация цифровой модели рельефа (ЦМР) LOLA DEM с разрешением 512 пикселов/градус в виде гипсометрической карты для выбранного основного района посадки. Серо-голубая шкала соответствует высоте места, изоуровни проведены через 25 м. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 22° в.д.

районов-кандидатов, удовлетворяющих указанным инженерным требованиям, были выбраны два, для которых оценки массовой доли воды в верхнем слое поверхности были максимальны и составляли около 0.5%. Эти оценки были получены на основе анализа данных нейтронного картографирования Луны с прибором ЛЕНД на борту лунного спутника NASA LRO.

НАУЧНАЯ АППАРАТУРА МИССИИ ЛУНА-25

Научные исследования на борту аппарата Луна-25 направлены на изучение свойств полярного реголита и полярной экзосферы Луны. Состав реголита в районе посадки будет изучаться в экспериментах с приборами ЛАЗМА-ЛР, ЛИС-ТВ-РПМ и АДРОН-ЛР (табл. 2). Первые два исследования будут обеспе-

Таблица 1. Характеристики основного и резервного районов посадки космического аппарата Луна-25

Районы посадки	Координаты центра района	Средняя продолжительность освещенного периода (% от периода лунации)	Доля поверхности с уклонами более 15° по ЦМР LOLADEM 60 м, %	Доля поверхности со склонами от 7° до 15° по ЦМР LOLADEM 60 м, %
Основной	69.55 ю.ш., 43.54 в.д.	45	0.09	7.37
Резервный	68.77 ю.ш., 21.21 в.д.	47	1.32	11.40



Рис. 3. Аналогично рис. 2 для запасного района посадки. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 0° в.д.

чены операциями Лунного Манипуляторного Комплекса (ЛМК) и наблюдениями телевизионного комплекса СТС-Л (табл. 2).

Прибор ЛАЗМА-ЛР является лазерным ионизационным масс-спектрометром для изучения элементного и изотопного состава лунного грунта (Чумиков и др., 2021). Образцы грунта в ячейки приемной карусели прибора будут доставляться грунтозаборным инструментом ЛМК. Всего может быть исследовано 11 образцов, масс-спектральный анализ одного образца потребует около 4 ч работы прибора ЛАЗМА-ЛР. Точность элементного анализа лунного вешества составит около 10%. Точность измерения относительной концентрации изотопов будет зависеть от величины изотопного соотношения и времени наблюдений. Наземные испытания показали, что за четыре часа наблюдений может быть достигнута точность около 1% для изотопов, находящихся в соотношении не более 10:1 (Чумиков и др., 2021).

Таким образом, измерения прибора ЛАЗМА-ЛР позволят сравнить состав южного полярного реголита с составом известных образцов, доставленных в ходе проектов Apollo и Луна из районов Луны на экваториальных и умеренных широтах.

Прибор ЛИС-ТВ-РПМ установлен непосредственно на ЛМК и предназначен для дистанционного исследования методами ИК-спектрометрии минералогического состава поверхности Луны по ИК-спектрам отражения в диапазоне 1.15—3.3 мкм и для изучения структуры поверхности реголита в видимом диапазоне (Манцевич и др., 2021). Наличие в веществе молекул воды и гидроксила приводит к появлению спектральных линий, соответствующих длинам волн около 3 мкм. Поэтому данные измерений прибора ЛИС-ТВ-РПМ позволят экспериментально подтвердить присутствие молекул воды в веществе грунта в районе посадки аппарата Луна-25. Поскольку район посадки освещается Солнцем, его поверхность про-

№ п/п	Название прибора	Задача
1	АДРОН-ЛР	Изучение элементного состава и содержания водорода в реголите методом активной нейтронной и гамма-спектроскопии
2	АРИЕС-Л	Изучение ионной и нейтральной экзосферы Луны, исследования взаимодей- ствия солнечного ветра с поверхностью Луны и десорбции ионов из поверхност- ного слоя реголита
3	БУНИ	Коммутация электропитания и управление научной аппаратурой, сбор, хранение и передача телеметрической и научной информации в бортовые системы космического аппарата
4	ЛАЗМА-ЛР	Прямые измерения методом лазерной масс-спектрометрии химического, эле- ментного и изотопного состава реголита
5	ЛИС-ТВ-РПМ	Изучение в видимом и инфракрасном диапазонах минералогического состава поверхностного слоя реголита Луны и содержания в нем воды
6	ПмЛ	Исследование физических характеристик лунной пылевой экзосферы и поверхност- ного реголита, рассеиваемого под действием микрометеоритных воздействий
7	ЛМК	Доставка образцов реголита в прибор ЛАЗМА-ЛР, изучение механических свойств реголита, наведение ЛИС-ТВ-РПМ на объекты вблизи КА
8	СТС-Л	Панорамная и стереосъемка. Съемка на посадке. Обеспечение работы ЛМК
9	Pilot-D	Съемка поверхности Луны с низкой окололунной орбиты и на этапе спуска

Таблица 2. Состав комплекса научной аппаратуры проекта Луна-25

гревается солнечным излучением и не может содержать в своем составе свободный водяной лед. Однако под относительно тонким, около 10 см толщиной, верхним слоем реголита его температура остается достаточно низкой для присутствия в нем льда лунной "вечной мерзлоты". Планируется, что ковш ЛМК сможет устранить верхний сухой слой, обнажить мерзлый грунт и направить на него прибор ЛИС-ТВ-РПМ. Можно ожидать, что в спектре ИК-излучения будут обнаружены линии, свидетельствующие о наличии молекул воды. Под воздействием солнечного излучения они должны сублимировать в экзосферу, и спектральные линии будут постепенно исчезать. Измерение переменности интенсивности линий позволит оценить начальную концентрацию молекул воды в слое "вечной мерзлоты" и темп их сублимации.

Прибор АДРОН-ЛР основан на применении ядерно-физического метода нейтронного каротажа лунного вещества в слое с толщиной от 60 см до 1 м непосредственно под аппаратом (Головин и др., 2021). Прибор включает импульсный нейтронный генератор, который излучает микросекундные импульсы нейтронного излучения с энергиями около 14 МэВ. Нейтроны проникают в лунное вещество на глубину около 1 м и взаимодействуют с ядрами основных породообразующих элементов и также с ядрами водорода в составе воды и других летучих соединений. В этих реакциях в лунном веществе генерируется гаммаизлучение и происходит замедление нейтронов до надтепловых и тепловых энергий. Детекторы

прибора АДРОН-ЛР будут регистрировать вторичное гамма- и нейтронное излучение поверхности, возникающее после каждого импульса генератора. В энергетическом спектре гамма-лучей будут наблюдаться ядерные линии, которые указывают на присутствие ядер разных химических элементов. Анализ этих спектров позволит определить концентрацию основных химических элементов в веществе. Особый интерес вызывает регистрация спектральной линии гамма-лучей на энергии 2.2 МэВ. Это излучение возникает в реакции захвата тепловых нейтронов протоном (т.е. ядром водорода) с образованием возбужденного ядра дейтерия. Интенсивность линии излучения дейтерия зависит от концентрации ядер водорода, то есть – от массовой доли воды. Также детекторы прибора АДРОН-ЛР будут регистрировать послеимпульсное излучение нейтронов. Измерение продолжительности нейтронного послесвечения и соотношения потоков надтепловых и тепловых частиц позволит оценить массовую долю воды на разной глубине реголита. Таким образом, эксперимент с прибором АДРОН-ЛР предоставит возможность заглянуть вглубь лунной поверхности и оценить содержание воды в лунной "вечной мерзлоте".

Научные приборы АРИЕС-Л (Вайсберг и др., 2021) и ПмЛ (Захаров и др., 2021) позволят впервые изучить полярную экзосферу в окрестности южного полюса Луны. Экзосфера — это разреженная лунная атмосфера, содержащая компоненты плазмы солнечного ветра, нейтральных атомов и левитирующих частиц лунной пыли. Особенность приполярного района состоит в том, что потоки солнечного ветра и солнечного излучения распространяются практически по касательной к поверхности, причем направление их распространения смещается вместе с Солнцем с востока на запад в течение периода освещенности. Вследствие локального микрорельефа поверхности потоки плазмы и излучения с разных направлений могут по-разному взаимодействовать с реголитом и вызывать разные потоки частиц в окрестности посадочного аппарата. Прибор АРИЕС-Л будет регистрировать частицы с энергиями в диапазоне от 10 до 5000 эВ. Прибор ПмЛ способен измерять механический импульс (от 4.5 × (10–12) H с) и электрический заряд (от

1500 е⁻) пылевых частиц вблизи поверхности Луны, а также определять основные параметры плазмы по измерениям ее вольт-амперной характеристики с возможностью регистрации токов >8 × 10⁻¹¹ А.

Аппарат Луна-25 имеет на борту систему технического зрения СТС-Л (Аванесов и др., 2021), включающую восемь ТВ-камер. Четыре камеры проведут съемки панорамы поверхности при различных условиях освешенности Солншем. Эти данные позволят максимально точно определить координаты точки посадки на основе сопоставления изображений панорамы с численными моделями изображений, построенных на основе данных о лунном рельефе. Две камеры СТС-Л будут работать во время посадки аппарата. Изображения поверхности также позволят определить координаты точки посадки на основе сопоставления съемок конкретных структур рельефа с данными численных моделей рельефа. Еще две камеры системы СТС-Л предназначены для построения стереоизображений рабочего поля ЛМК с северной стороны относительно корпуса посадочного аппарата. На основе данных этих измерений будет построена 3D-модель поверхности рабочего поля, с помощью которой будет выполняться наведение рабочих инструментов ЛМК для раскопки поверхности и забора образцов грунта, и также будет выполняться наведение прибора ЛИС-ТВ-РПМ в намеченный участок поверхности для измерений ИК-спектра отраженного излучения.

Дополнительно к системе СТС-Л в состав научной аппаратуры по просьбе ESA включена ТВ-камера Pilot-D. Эта аппаратура является опытным образцом оптической части перспективной европейской системы обеспечения высокоточной и безопасной посадки космического аппарата на лунную поверхность Pilot. Прибор Pilot-D и две посадочные камеры системы СТС-Л будут работать на участке ухода с эллиптической лунной орбиты 100 на 18 км и на участке вертикального спуска с высоты от 1500 м до касания лунной поверхности.

Работа всех научных приборов, кроме СТС-Л, будет обеспечиваться служебным прибором БУНИ (Ануфрейчик и др., 2021). Эта аппаратура обеспечит электропитание приборов, подачу на них бортовых управляющих команд, считывание и хранение научной и служебной телеметрии. Применение специальной аппаратуры типа БУНИ в качестве интерфейса между научными приборами и системами космического аппарата является традиционным для отечественных научных аппаратов. Это позволяет проводить наземную экспериментальную отработку научной аппаратуры без участия систем космического аппарата. и аналогично, испытывать и отрабатывать бортовые служебные системы без установки на борт всего комплекса научных приборов. Аппаратура БУНИ также предоставляет сервис для выполнения научных измерений в автоматическом режиме - она обеспечивает хранение типовых циклограмм управления приборами и их использование в заданные моменты времени.

Головной научной организацией проекта является Институт космических исследований РАН. В создании комплекса научной аппаратуры, кроме ИКИ РАН, принимали участие Всероссийский институт автоматики им. Н.Л. Духова Госкорпорации "Росатом" (прибор АДРОН-ЛР), Университет Берна, Швейцария, (прибор ЛАЗ-МА-ЛР) и Европейское космическое агентство (прибор Pilot-D). В лабораторной отработке лунного манипуляторного комплекса (ЛМК) участвовали специалисты ГЕОХИ РАН им. В.И. Вернадского. Они подготовили для натурных испытаний ЛМК аналог лунного грунта, созданный на основе изучения образцов реголита, доставленного в советских проектах Луна-16, Луна-20 и Луна-24.

ПЛАН РЕАЛИЗАЦИИ МИССИИ ЛУНА-25

Запуск космического аппарата Луна-25 будет произведен ракетой-носителем Союз-2.16 с космодрома Восточный. Вывод аппарата на орбиту перелета к Луне будет произведен разгонным блоком Фрегат. Перелет аппарата к Луне продлиться около 4—5 сут, предполагается провести 2 коррекции траектории для обеспечения необходимой точности выхода на заданную окололунную круговую орбиту 100 на 100 км. Спустя несколько суток полета аппарата на окололунной орбите будет произведен маневр перехода на предпосадочную эллиптическую орбиту 100 на 18 км и произведена посадка.

Посадка должна произойти примерно в середине лунного дня за 9–10 земных дней до захода Солнца. За это время будет установлена радиосвязь с аппаратом, проведена проверка работоспособности всех бортовых систем аппарата и научных приборов и будет передан на Землю весь объем ТМ-информации, включающий данные посадочных камер СТС-Л и Pilot-D за время посадки, данные панорамного изображения поверхности Луны, данные стереоизображения рабочего поля ЛМК, данные тестирования ЛМК и научной аппаратуры. Перед наступлением лунной полярной ночи аппарат будет переведен в спящий режим.

Лунная ночь продлится около 16 земных суток. после чего начнется вторая лунация миссии Луны-25. После перехода аппарата в активный дневной режим планируется провести первый сеанс исследований лунного полярного реголита. ЛМК проведет раскопку поверхности в заранее намеченном участке рабочего поля. После нескольких выемок грунта ковшом манипулятора на поверхности будет создана канава с размерами 6 см по ширине и 25 см по длине и с глубиной около 5 см. Грунтозаборный инструмент ЛМК войдет в грунт на дне канавы на глубину примерно 5 см, проведет забор грунта и доставит его в грунтозаборную ячейку карусели прибора ЛАЗМА-ЛР. После загрузки грунта в прибор начнется четырехчасовой цикл масс-спектрометрических измерений элементного и изотопного состава вещества (Литвак и др., 2021). Операции по раскопке канавы, забору грунта и доставки образца в прибор ЛАЗМА-ЛР будут сниматься стереокамерами СТС-Л и в реальном времени передаваться на Землю в группу управления наземного научного комплекса в ИКИ РАН. Операции ЛМК на борту космического аппарата будут дублироваться на натурном стенде ЛМК в ИКИ РАН. Все операции на Луне будут сопровождаться экспресс-анализом служебной и видеоинформации с борта.

Первая раскопка лунного полярного реголита станет "шагом в неизведанное" – при наземной отработке ЛМК было установлено, что прочностные свойства грунта-аналога лунного реголита существенно зависят от массовой доли водяного льда. Было экспериментально установлено, что уже при значениях массовой доли водяного льда в грунте около 1.5% создаваемые двигателями усилия на ковш ЛМК оказываются недостаточными для преодоления верхнего слоя и раскопки канавы с глубиной до 5–10 см. При отработках подобных ситуаций ЛМК на криогенном вакуумном стенде в ИКИ РАН были отработаны специальные алгоритмы движения ковша, которые позволяют преодолевать сопротивление поверхностного слоя (Литвак и др., 2021). Во время первого забора грунта экспресс-анализ данных служебной и видеоинформации с ЛМК позволит управлять его работой и оперативно изменять алгоритмы его движений.

После доставки добытого образца грунта в прибор ЛАЗМА-ЛР ЛМК проведет наведение прибора ЛИС-ТВ-РПМ на область раскопанного реголита. Это позволит измерить спектр ИК-излучения вещества, ранее укрытого верхним слоем. Ожидается, что полученные данные позволят оценить первичную долю воды в приповерхностном слое реголита и проследить процесс ее сублимации. В дальнейшем планируется наводить ЛИС-ТВ-РПМ на область раскопанного реголита через каждые три часа для изучения процесса сублимации.

Утренний сеанс анализа лунного реголита прибором ЛАЗМА-ЛР станет основным экспериментом на борту аппарата Луна-25 во время второй или третьей лунации. После его завершения планируется начать программу исследований природных условий в районе посадки приборами АРИЕС-Л и ПмЛ. Эти приборы будут работать непрерывно в течение всего светлого периода лунации (кроме возможных технологических перерывов в связи с перегревом элементов конструкции космического аппарата). Данные измерений позволят проследить динамику процессов в лунной полярной экзосфере в зависимости от направления солнечного излучения и потока плазмы солнечного ветра.

Прибор АДРОН-ЛР также будет работать в пассивном режиме (без включения импульсного нейтронного генератора) и регистрировать собственное нейтронное и гамма-излучение поверхности Луны в точке посадки. Измеренный спектр гамма-излучения позволит оценить локальный радиационный фон. Также будет измерено гамма-излучения от трех естественных радиоактивных изотопов калия, тория и урана. Оценка их содержания в полярном грунте позволит провести сравнение с известными аналогичными значениями для грунта на умеренных широтах. Полученные данные необходимы для обработки данных активных измерений с работающим генератором.

Программа научных исследований в последующие лунации будет аналогична программе второй или третьей лунации. Для последующих измерений образцов лунного полярного реголита будут намечаться разные точки забора образцов в пределах рабочего поля и, в случае если это будет возможным, с разной глубиной раскопанной канавы (от нескольких см до 2–3 десятков см). В течение всей миссии планируется провести 11 заборов образцов грунта со всей поверхности рабочего поля ЛМК. Это позволит изучить переменность состава на локальных масштабах (порядка 10 см вдоль поверхности и от нескольких см до 30 см по глубине).

Теория предсказывает интересные и необычные пылевые явления на терминаторе – мощные скачки электростатического поля и "пылевые фонтаны". Это связано с резким изменением зарядки лунной поверхности и пылинок солнечным УФ-излучением. Поэтому большой интерес будут представлять данные измерений приборов АРИЕС-Л и ПмЛ, полученные в условиях восхода и заката Солнца. Потоки солнечного ветра (которые тоже, но в меньшей степени, влияют на свойства пылевой экзосферы) и солнечного УФ-излучения в этих условиях будут быстро нарастать на восходе и ослабляться на закате. Это должно привести к быстрому изменению потоков частиц и распределения пылинок, регистрируемых этими приборами. Данные измерений позволят построить более точную динамическую модель приполярной экзосферы для конкретных особенностей рельефа в окрестности точки посадки для различных условий освещенности в зависимости от времени.

Завершение научной программы-минимум миссии Луна-25 можно связать с проведением измерений 11 образцов лунного реголита, которые позволяют сделать 11 ячеек на карусели прибора ЛАЗМА-ЛР. При проведении трех циклов таких измерений за третью, четвертую и пятую лунации, научная программа-минимум миссии может быть выполнена за полгода. На завершающем этапе выполнения программы будут выполнены несколько сеансов активного нейтронного зондирования верхнего слоя вещества поверхности импульсным нейтронным генератором прибора АДРОН-ЛР, что позволит оценить доли основных породообразующих элементов до глубины около 60 см и массовую долю воды в верхнем метровом слое. Детальный анализ временного профиля затухания после импульсного излучения нейтронов также позволит изучить степень неоднородности концентрации льда по глубине и проверить гипотезу о том, что массовая доля льда увеличивается с глубиной.

Заданный срок активного сушествования космического аппарата Луна-25 на лунной поверхности составляет 1 год. Поэтому после завершения программы-минимум научные исследования будут продолжены. 2022 год приходится на фазу нарастания очередного 25-го цикла солнечной активности. В это время можно ожидать генерации Солнцем большого числа вспышек и солнечных протонных событий. Работа приборов АДРОН-ЛР, АРИЕС-Л и ПмЛ в режиме непрерывного мониторинга позволит провести сравнительный анализ процессов в полярной экзосфере в условиях спокойного и активного Солнца. Также большой интерес представляет изучение плазменных процессов вблизи южного полюса во время регулярных прохождений Луны сквозь хвост земной магнитосферы. Если время активного существования космического аппарата составит более трех лет, то научные измерения на Луне-25 могут быть включены в комплексную программу измерений плазменных процессов в космическом окружении системы Земля–Луна на лунном спутнике Луна-26 и на околоземных космических аппаратах.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

Несмотря на относительно небольшой состав научных приборов, программа исследований в рамках миссии Луна-25 сможет предоставить важные и приоритетные сведения о свойствах полярного вещества Луны и полярной экзосферы.

Впервые могут быть получены прямые оценки массовой доли лунной воды в реголите в районе посадки. Сопоставление этих оценок с данными орбитального картографирования позволит уточнить оценки водных ресурсов во всем южном полярном регионе. Измерения состава основных породообразующих и естественных радиоактивных элементов в южном полярном грунте позволят сравнить этот грунт с ранее доставленными образцами лунного вещества и оценить возможное влияние на этот грунт вещества, выброшенного из гигантского кратера Южный Полюс — Эйткен вблизи южного полюса на обратной стороне Луны.

Изучение динамических процессов в полярной экзосфере позволит впервые детально изучить процессы конденсации и сублимации молекул летучих соединений на затененной и освещенной поверхностях Луны и также эффекты левитации лунной пыли в течение лунных суток.

Измерения потоков гамма-лучей и нейтронов с лунной поверхности позволят оценить радиационную обстановку в районе посадки под воздействием галактических космических лучей и для условий спокойного и активного Солнца.

Все перечисленные результаты могут оказать существенное влияние на последующие проекты для исследования и освоения Луны как в автоматических миссиях, так и в составе пилотируемых экспедиций.

Авторы выражают глубокую благодарность сотрудникам Научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина и смежных организаций, участвующим в разработке и создании космического комплекса Луна-25, за совместную работу по созданию, интеграции и испытаниям научной аппаратуры в составе аппарата и по отработке взаимодействия наземного комплекса управления и наземного научного комплекса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Аванесов Г.А., Бережков А.В., Бессонов Р.В. и др. Служебная телевизионная система КА Луна-25 // Астрон. вестн. 2021. Т. 55. № 6. С. 601-617.
- Вайсбере О.Л., Журавлев Р.Н., Моисеенко Д.А. и др. Широкоугольный ионный энерго-масс анализатор АРИЕС-Л // Астрон. вестн. 2021. Т. 55. № 6. С. 575–588.
- Галимов Э.М. Замыслы и просчеты: Фундаментальные космические исследования в России последнего двадцатилетия. Двадцать лет бесплодных усилий.

С приложением: Отзывы на первое издание. Дискуссии. Комментарии. Изд. 2-е, доп. М.: УРСС, 2013.

- *Головин Д.В.* Прибор АДРОН для активной нейтронной и гамма-спектрометрии состава лунного вещества // Астрон. вестн. 2021. Т. 55. № 6. С. 542—549.
- Дьячкова М.В., Митрофанов И.Г., Санин А.Б. и др. Характеристика мест посадки космического аппарата Луна-25 // Астрон. вестн. 2021. Т. 55. № 6. С. 522–541.
- Захаров А.В., Дольников Г.Г., Кузнецов И.А. и др. Прибор ПмЛ на посадочном аппарате Луна-25: плазменно-пылевые измерения в приповерхностной экзосфере // Астрон. вестн. 2021. Т. 55. № 6. С. 589— 600.
- Литвак М.Л., Козлова Т.О., Ильин А.Г. и др. Наземные функциональные испытания и физические калибровки лунного манипуляторного комплекса, предназначенного для российской лунной посадочной миссии Луна-25 // Астрон. вестн. 2021. Т. 55. № 6. С. 618–632.
- Луна шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Ред. Легостаев В.П., Лопота В.А. М.: РКК "Энергия", 2011.
- Манцевич С.Н., Доброленский Ю.С., Евдокимова Н.А. и др. Лунный инфракрасный спектрометр с телевизионной поддержкой рабочего поля манипулятора (ЛИС-ТВ-РПМ) // Астрон. вестн. 2021. Т. 55. № 6. С. 550– 561.
- *Митрофанов И.Г.* Поиск внеземной жизни в Солнечной системе: статус и перспективы // Астрон. журн. 2017. Т. 4 (94). С. 315–322. https://doi.org/10.7868/S0004629917040132

- Чумиков А.Е., Чепцов В.С., Манагадзе Н.Г., Манагадзе Г.Г. Лазерный ионизационный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР на борту миссий Луна-25 и Луна-27 // Астрон. вестн. 2021. Т. 55. № 6. С. 562–574.
- *Chin G., Brylow S., Foote M. et al.* Lunar Reconnaissance Orbiter overview: The instrument suite and mission // Space Sci. Rev. 2007. V. 129. P. 391–419. https://doi.org/10.1007/s11214-007-9153-y

- Colaprete A., Schultz P., Heldmann J., et al. Detection of water in the LCROSS ejecta plume // Science. 2010. V. 330 (6003). P. 463–468. https://doi.org/10.1126/science.1186986
- Heldmann J.L., Colaprete A., Wooden D.H. et al. LCROSS (Lunar Crater Observation and Sensing Satellite) observation campaign: Strategies, implementation, and lessons learned // Space Sci. Rev. 2012. V. 167. P. 93–140. https://doi.org/10.1007/s11214-011-9759-y
- 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 (5382). P. 1496–1500. https://doi.org/10.1126/science.281.5382.1496
- Mitrofanov I.G., Bartels A., Bobrovnitskyet Y.I. et al. Lunar Exploration Neutron Detector for the NASA Lunar Reconnaissance Orbiter // Space Sci. Rev. 2010a. V. 150. P. 183–207. https://doi.org/10.1007/s11214-009-9608-4
- Mitrofanov I.G., Sanin A.B., Boynton W.V. et al. Hydrogen Mapping of the Lunar South Pole Using the LRO Neutron Detector Experiment LEND // Science. 2010b. V. 330 (6003). P. 483–486. https://doi.org/10.1126/science.1185696
- Pieters C.M., Goswami J.N., Clark R.N. et al. Character and spatial distribution of OH/H₂O on the surface of the Moon seen by M3 on Chandrayaan-1 // Science. 2009. V. 326 (5952). P. 568–572. https://doi.org/10.1126/science.1178658
- 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, https://doi.org/10.1016/j.icarus.2016.06.002
- Sunshine J.M., Farnham T.L., Feaga L.M. et al. Space-based spectroscopic measurements provide evidence for water or hydroxyl (OH) on the surface of the Moon // Science. 2009. V. 326 (5952). P. 565–568. https://doi.org/10.1126/science.1179788
- Vondrak R. Introduction to special section on Results of the Lunar Reconnaissance Orbiter Mission // J. Geophys. Res. 2012. V. 117. https://doi.org/10.1029/2012JE004298

Циолковский К.Э. Вне Земли. Повесть. Калуга, 1920.

УДК 629.785:523.3

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ "ЛУНА-25" – ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЛУНУ

© 2021 г. П. В. Казмерчук^{а, *}, А. Е. Ширшаков^а

^аНПО им. С.А. Лавочкина, Москва, Россия *e-mail: KazmerchukPV@laspace.ru Поступила в редакцию 10.05.2021 г. После доработки 17.06.2021 г. Принята к публикации 21.06.2021 г.

В статье представлены основные характеристики миссии "Луна-Глоб" и посадочного аппарата "Луна-25". Рассмотрены схема полета и посадки, состав космического аппарата и состояние наземной экспериментальной отработки.

Ключевые слова: автоматический космический аппарат, Луна, мягкая посадка **DOI:** 10.31857/S0320930X21060050

введение

С 9 августа 1976 г., когда была запущена советская автоматическая межпланетная станция "Луна-24", которая 18 августа совершила мягкую посадку на поверхность Луны в районе Моря Кризисов, Россия не отправляла к Луне космические аппараты (КА) (Ширшаков и др., 2019). КА "Луна-25", который разрабатывается АО "НПО Лавочкина" в рамках опытно-конструкторской работы "Создание космического комплекса для исследований Луны" (ОКР "Луна-Глоб") (Федеральная космическая программа, 2016; Хартов, 2015; Khartov и др., 2011), станет первым автоматическим КА, который отправится к Луне для осуществления мягкой посадки в районе Южного полюса после более чем сорокалетнего перерыва и ознаменует начало российской программы исследования и освоения Луны. Выбор для посадки КА полярного района Луны определен многими исследованиями, включая дистанционные наблюдения с орбитальных лунных космических аппаратов и обусловлен возможным существованием там водяного льда и летучих соединений.

Основными задачами КА "Луна-25" являются:

 – отработка технологии перелета и мягкой посадки в приполярный район Луны;

 проведение комплексных научных исследований в районе Южного полюса Луны.

КА "Луна-25" создается с использованием последних достижений в области космического приборостроения и с учетом опыта предыдущих лунных экспедиций АО "НПО Лавочкина". Запуск КА "Луна-25" запланирован на конец 2021 г. В АО "НПО Лавочкина" ведутся интенсивные работы по наземной экспериментальной отработке бортовых систем и макетов КА.

СТРУКТУРА ЭКСПЕДИЦИИ КА "ЛУНА-25"

Экспедиция КА "Луна-25" состоит из следующих основных этапов:

 старт ракеты "Союз-2" с космодрома Восточный и выведение головного блока (ГБ), состоящего из разгонного блока (РБ) "Фрегат" и КА "Луна-25" на незамкнутую траекторию;

 довыведение разгонным блоком "Фрегат"
 ГБ на опорную орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ) с наклонением ~51.7° и высотой 200 км;

 перевод КА на траекторию перелета к Луне при помощи одного включения РБ "Фрегат";

 перелет Земля—Луна с проведением траекторных измерений и двух коррекций;

 – торможение у Луны и выход КА на круговую околополярную орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ) высотой 100 км;

 проведение на орбите ИСЛ серии траекторных измерений и определение ее фактических параметров;

 проведение связанной коррекций орбиты для устранения ошибок и приведения параметров орбиты к номинальным значениям;

 проведение на орбите ИСЛ серии траекторных измерений и уточнение ее фактических параметров; на этом этапе должен быть выбран район посадки (основной или резервный);

КАЗМЕРЧУК, ШИРШАКОВ



Рис. 1. Схема полета КА "Луна-25".

 проведение маневра по формированию посадочной орбиты с высотой периселения 18 км, располагающегося над районом предстоящей посадки;

 проведение на посадочной орбите ИСЛ с низким перицентром серии траекторных измерений, уточнение параметров орбиты ИСЛ, расчет и ввод полетного задания на программу торможения;

 включение двигательной установки КА для перевода на траекторию спуска и осуществление мягкой посадки на поверхность Луны.

Время полета от старта до выхода на орбиту ИСЛ по энергетически оптимальным траекториям перелета составляет от 4.5 до 5.5 сут, время на-

Таблица 1.	Координаты посадки в районе Южного по-
люса Луны	

Район	Широта	Долгота
К северу от кратера Богуславский (основной)	69°32' ю.ш.	43°32′ в.д.
К юго-западу от кратера Манцини (резервный)	68°46 ' ю.ш.	21°12 ′ в.д.

хождения на орбите ИСЛ по технологическим причинам органично и составляет не более 7 сут.

Схема полета КА "Луна-25" представлена на рис. 1.

Посадка будет производиться в один из двух районов Южного полюса со следующими селено-графическими координатами (см. табл. 1).

Схема посадки КА "Луна-25" представлена на рис. 2. Программа ориентации КА в сеансе "Посадка" предполагает наличие следующих участков:

 подготовительного участка, с использованием звездных приборов ориентации, бесплатформенных инерциальных блоков;

 – участка управления КА с проведением калибровки нулевых сигналов углоизмерительных и акселерометрических каналов измерений;

 – участка переориентации КА с калибровкой масштабных коэффициентов углоизмерительных каналов;

– участка успокоения КА;

 участка переориентации КА в положение, соответствующее включению корректирующего тормозного двигателя (КТД);

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ "ЛУНА-25"



Рис. 2. Схема посадки КА "Луна-25".

 участка включения доплеровского измерителя скорости и дальности, проверки его работоспособности и других бортовых систем;

 последовательного выполнения участков основного торможения, свободного падения, повторного торможения и участка спуска с постоянной скоростью.

В момент касания одного из датчиков посадочных опор с поверхностью выдается команда на выключение всей двигательной установки и КА опускается на поверхность Луны с вертикальной скоростью от 1.5 до 3 м/с, остаточной горизонтальной скоростью не более 1 м/с и углом отклонения продольной оси от гравитационной вертикали не более 7°.

После посадки и наведения направленной антенны на Землю начинается этап функционирования КА на поверхности Луны в течение одного года.

В процессе функционирования на поверхности Луны выполняются следующие задачи:

наведение направленной антенны (НА) на Землю;

 – обеспечение функционирования служебных систем при проведении сеансов работы с научной аппаратурой и пребывании в дежурном режиме; обеспечение функционирования научной аппаратуры;

 – обеспечение двухсторонней связи с Землей через БА КИС для контроля основных операций, выполняемых на поверхности Луны;

обеспечение передачи на Землю научной информации через РУ ПНИ;

 обеспечение панорамной съемки поверхности Луны, в том числе с помощью манипулятора в заданном направлении;

выполнение манипулятором операций забора грунта и загрузки грунта для анализа в приемник научного прибора;

 панорамная съемка, забор грунта осуществляются в первый лунный день (14.5 земных сут).

Функционирование КА на поверхности Луны организуется по циклической программе, привязанной к лунному дню и лунной ночи.

На протяжении лунной ночи аппаратура КА полностью выключена с обеспечением требуемого теплового режима от радиоизотопного термоэлектрического генератора (РИТЭГ). На время лунной ночи остаются включенными часы реального времени, получающие питание от РИТЭГ. Выключение питания борта на заходе Солнца и включение на восходе происходит автоматически по логике взаимодействия настроенных по ко-



Рис. 3. Общий вид и основные системы КА "Луна-25".

мандно-программной информации (КПИ) часов реального времени и автоматики системы электроснабжения (СЭС).

Основные операции по работе комплекса научной аппаратуры (КНА) выполняются во время лунного дня. Длительность, энергетические возможности функционирования КА и возможность работы КНА после и перед заходом Солнца будут определяться с учетом реальной ориентации солнечных панелей КА на поверхности Луны, состояния аккумуляторной батареи (АБ) через три– пять лунных ночей, а также теплового режима.

В течение лунного дня (14.5 сут) с соблюдением суточного энергобаланса КА должен выполнить следующую программу:

 проведение сеансов научных исследований с записью научной информации в блок управления КНА; – сеансы связи с воспроизведением информации научной аппаратуры и ввода КПИ (наведение направленной антенны на Землю осуществляется однократно в первом сеансе);

 нахождение в дежурном режиме с восполнением заряда аккумуляторной батареи.

В течение лунной ночи (14.5 сут) КА находится в режиме выживания с полностью выключенной аппаратурой.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КА "ЛУНА-25"

КА "Луна-25" является частью космического комплекса "Луна-25", в состав которого также входят:

- ракетно-космический комплекс;
- наземный комплекс управления;
- наземный научный комплекс.



Рис. 4. Общий вид и основные системы КА "Луна-25".

Основными характеристиками КА "Луна-25" являются следующие:

- масса КА 1750 кг;

 – масса научной аппаратуры (научные приборы, лунный манипуляторный комплекс (ЛМК) и служебную телевизионную систему) 30 кг;

 – скорость передачи служебной информации не менее 1 Кбит/с;

 – скорость передачи с КА научной информации не менее 4 Мбит/с;

 максимальная дальность радиосвязи, обеспечиваемая наземными и бортовыми средствами, 410 тыс. км;

- срок активного существования 1 год.

Общий вид КА и основные системы представлены на рис. 3 и 4.

В табл. 2 представлен состав и массовая сводка КА "Луна-25".

НАЗЕМНАЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА КА "ЛУНА-25"

В соответствии с комплексной программой экспериментальной отработки (КПЭО) КА предусмотрено создание 16 изделий, из них завершено испытание 11. Перечень экспериментальных изделий их назначение и статус отработки представлен в табл. 3.

КА "Луна-25" изготавливается по "протолетной" технологии — материальная часть изделия электрорадиотехнических испытаний после завершения ЭРТИ будет переведена в статус летного изделия и, пройдя наземные испытания по программе летного изделия, будет запущена в космос.

КАЗМЕРЧУК, ШИРШАКОВ

Таблица 2. Состав и массовая сводка КА "Луна-25"

	Наименование	Масса, кг
1.	Двигательная установка (ДУ)	274.2
2.	Бортовой комплекс управления (БКУ)	43.8
3.	Блок управления (БУ)	13.0
4.	Блок автоматики и подрыва пиротехники (БАППТ)	4.2
5.	Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС)	16.7
6.	Радиопередающее устройство Х-диапазона для передачи научной информации (РУ ПНИ)	3.1
7.	Телеметрическая система (ТМС-Л)	4.0
8.	Антенно-фидерная система БА КИС (АФС БА КИС)	7.78
9.	Антенно-фидерная система РУ ПНИ (АФС РУ ПНИ)	2.39
10.	Система электроснабжения	26.3
11.	Радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ)	6.7
12.	Радиоизотопный источник тепла 2 шт. (ТБ-8.5)	0.4
13.	Система контроля и электризации (СКЭ)	1.0
14.	Система световых маяков (ССМ) (Багров и др., 2019)	1.0
15.	Панель уголковых отражателей (ПУО)	1.0
16.	Конструкция и механизмы	84.93
17.	Комплекс научной аппаратуры (КНА)	30.0
18.	Средства обеспечения теплового режима (СОТР)	42.9
19.	Бортовая кабельная сеть (БКС)	42.2
20.	Адаптер с устройством отделения и БФК	145.0
	КА "Луна-25" незаправленный	750.6
	Максимальная заправка	999.4
	КА "Луна-25" заправленный	1750.0

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Реализация космической экспедиции "Луна-Глоб" (КА "Луна-25") является важным шагом в освоении космического пространства, который позволит на качественно новом уровне взглянуть на перспективы освоения планет Солнечной системы, понять механизмы зарождения планет, появления воды и, следовательно, жизни на Земле. Проект "Луна-Глоб" важен, в том числе и для престижа России. Не секрет, что давно и успешно реализованы лунные проекты в США, Китае, Индии, странах Евросоюза. Более того, в настоящее время прорабатываются миссии к Луне на уровне частных компаний, с привлечением волонтеров из разных стран, включая студентов ВУЗов и аспирантов.

Успешная реализация российского проекта "Луна-Глоб" позволит:

Таблица 3. Перечень экспериментальных изделий

	Изделие/Назначение	Статус отработки	Внешний вид
1.	3101 — антенное изделие КА/ — комплексная отработка электро- радиотехнических характеристик антенн и антенно-фидерных устройств; — отработка диаграмм направлен- ности антенн КА	Испытания завершены	
2.	 3102 – конструкторский макет КА/ объемное макетирование; проверка правильности конструктивных решений; отработка технологии сборки и монтажа 	Испытания завершены	

КАЗМЕРЧУК, ШИРШАКОВ

	Изделие/Назначение	Статус отработки	Внешний вид
3.	3107 — изделие тепловакуумных испытаний/ — проверка достаточности разра- ботанных СОТР для обеспечения заданных температурных диапазо- нов на элементах конструкции; — проведение оценки температур- ных параметров объекта испытаний	Испытания завершены	
4.	3107/1 — изделие автономных тепловакуумных испытаний (ТВИ) термо-стабилизированной панели/ — проверка температурных режи- мов ТСП	Испытания завершены	

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ "ЛУНА-25"

	Изделие/Назначение	Статус отработки	Внешний вид
5.	3107/2 — изделие автономных ТВИ фрагмента ДУ с двигателями малой тяги/ — проверка температурных режи- мов двигателей малой тяги	Испытания завершены	
6.	3107/3 — изделие тепловакуумных испытаний для автономных ТВИ выносной конструкции/ — проверка температурных режи- мов выносной панели научной аппаратуры	Испытания завершены	
7.	3108 — габаритно-заправочный макет (ГЗМ)/ – отработка наземного технологи- ческого оборудования ТК; – отработка операций заправки	Испытания	

КАЗМЕРЧУК, ШИРШАКОВ

	Изделие/Назначение	Статус отработки	Внешний вид
8.	3110 — изделие статических и дина- мических испытаний (ВСИ)/ — отработка прочности изделия при воздействии статических и динамических нагрузок, включая акустическое нагружение	Испытания	<image/>
9.	3150 – ДУ холодных сливов (ДУ ХС)/ – подтверждение работоспособно- сти пневмогидравлической системы наддува и подачи топлива ДУ КА	Испытания завершены	

КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ "ЛУНА-25"

	Изделие/Назначение	Статус отработки	Внешний вид
10.	3135 – ДУ огневых стендовых испытаний (ДУ ОСИ)/ – подтверждение работоспособно- сти ДУ КА; – определение динамических харак- теристик тракта управления ДУ	Испытания	
11.	3105 — изделие электрорадиотех- нических испытаний (ЭРТИ)/ – отработка электрической сты- ковки составных частей КА; – отработка логики работы КА и типовых сеансов в соответствии с программой полета; – отработка технологического цикла испытаний КА	Изготовление	

КАЗМЕРЧУК, ШИРШАКОВ

Таблица 3. Продолжение

	Изделие/Назначение	Статус отработки	Внешний вид
12.	3105/1— изделие отработки СЭС/ — отработка взаимного функцио- нирования СЧ СЭС	Испытания завершены	
13.	3105/2 — изделие отработки аппаратного и логического взаимодействия/ — отработка взаимного функционирования БУ, БАППТ и ТМС	Испытания завершены	
14.	3118/1 — изделие электрических испытаний/ — проверка и отработка функцио- нирования электроагрегатов КА с использованием имитаторов бор- товой аппаратуры; — отработка функционирования программного обеспечения борто- вого комплекса управления	Испытания	<image/>

520

Таблица 3. Окончание

	Изделие/Назначение	Статус отработки	Внешний вид
15.	3111/1 — изделие бросковых испы- таний/ — проверка функционирования посадочного устройства; — подтверждение устойчивости КА в процессе посадки при штатных условиях подхода	Испытания завершены	
16.	 3111/2 – изделие отработки дина- мики посадки КА/ – экспериментальное подтвержде- ние динамики посадки КА на поверхность грунтовой модели Луны; – подтверждение устойчивости КА к опрокидыванию 	Испытания завершены	

 подтвердить технологический статус России, как государства, обладающего возможностями по доставке на Луну полезной нагрузки;

 – создать технологический задел для реализации последующих лунных миссий;

 – обеспечить гарантированный доступ России на поверхность Луны;

 начать исследования Луны с новым качеством;

 впервые в мире начать исследования грунта Луны в области Южного полюса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж., Моишеев А.А., Лоханов И.В. На шаг впереди (к 80-ти летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3–18.

- Федеральная космическая программа России на 2016– 2025. Утв. постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230. URL: http://www.roscosmos.ru/22347/ (дата обращения: 29.09.2016).
- Хартов В.В. От исследования к освоению ресурсов Луны. Вчера и завтра (к 50-летию космической деятельности АО "НПО Лавочкина") // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 8–13.
- *Khartov V.V., Dolgopolov V.P., Efanov V.V., Zaytseva O.N. et al.* New Russian lunar unmanned space complexes // Sol. Syst. Res. h 2011. V. 45. № 7. P. 690–696.
- Багров А.В., Вернигора Л.В., Казмерчук П.В., Сысоев В.К. Методика вычисления времени видимости оптических лазерных маяков на борту околоземных КА с помощью наземных оптичеайских средств наблюдения // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 52–56.

УДК 523

ХАРАКТЕРИСТИКА МЕСТ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ЛУНА-25

© 2021 г. М. В. Дьячкова^{*a*, *}, И. Г. Митрофанов^{*a*}, А. Б. Санин^{*a*}, М. Л. Литвак^{*a*, **}, В. И. Третьяков^{*a*, ***}

^{*a}</sup>Институт космических исследований РАН, Москва, Россия* **e-mail: djachkova@np.cosmos.ru* ***e-mail: mlitvak.iki@gmail.com* ****e-mail: vladtr@mx.iki.rssi.ru* Поступила в релакцию 06.07.2021 г.</sup>

После доработки 20.07.2021 г. Принята к публикации 22.07.2021 г.

Данная статья посвящена характеристике выбранных основного и резервного районов посадки для космического аппарата Луна-25. На основе имеющихся цифровых моделей рельефа с различным пространственным разрешением, достигающим для основного района посадки значений в 2 м и сравнимым с размерами космического аппарата, были созданы инженерные модели территории районов посадки. Созданные инженерные модели включают в себя сведения о рельефе – высотах поверхности и вычисленных на их основе морфометрических параметрах. Также были подробно рассмотрены условия освещенности Солнцем и радиовидимости для районов посадки за период предполагаемой работы космического аппарата Луна-25 на поверхности Луны.

Ключевые слова: Луна-25, места посадки, Луна, цифровые модели рельефа, Солнечная система **DOI:** 10.31857/S0320930X21060037

введение

Космический аппарат Луна-25 станет первым отечественным аппаратом, запущенным к Луне после более чем 40-летнего перерыва. Основной целью миссии является проведение комплекса научных экспериментов по изучению состава и строения полярного реголита, а также лунной полярной экзосферы. На посадочном аппарате будет отработана технология мягкой посадки и длительной работы в условиях приполярной Луны.

Для обеспечения научных исследований аппарат Луна-25 должен решить следующие научнотехнические задачи: 1) совершить мягкую посадку в заранее выбранном районе на поверхности Луны; 2) сохранить работоспособность после пребывания в условиях лунной ночи; 3) обеспечить энергетические и коммуникационные потребности бортовой научной аппаратуры в течение лунного дня.

Приоритетными задачами научных исследований на борту аппарата являются: 1) съемка изображения поверхности Луны в ходе посадки и панорамная съемка поверхности в точке посадки; 2) анализ состава образцов полярного грунта; 3) изучение плазменной, нейтральной и пылевой компонент полярной экзосферы.

Для достижения целей научных исследований был разработан метод выбора мест посалки (Дьячкова и др., 2017), основанный на пространственном анализе данных, полученных с космического аппарата NASA LRO (Lunar Reconnaissance Orbiter) (Vondrak и др., 2010). Благодаря разработанному методу в южном полярном регионе Луны были предварительно отобраны 11 районов-кандидатов, из которых были выбраны основной (69.55° ю.ш., 43.54° в.д.) и резервный (68.77° ю.ш., 21.21° в.д.) районы посадки. Выбор основного и резервного районов был сделан с учетом параметров орбиты космического аппарата перед посадкой. Резервный район выбран для обеспечения запаса времени продолжительностью несколько суток после пролета космического аппарата над основным районом на случай, если по каким-либо причинам посадка в него не была произведена. Характеристикам выбранных районов посалки посвящена ланная статья.

ГЕОИНФОРМАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ВЫБРАННЫХ РАЙОНОВ ПОСАДКИ

Основной задачей после выбора основного и запасного мест посадки стали работы по их геоинформационному обеспечению. Основой со-

	Основное место посадки				Запасное место посадки			
	GLD100	LOLADEM 30 m	LOLADEM 60 м	SLDEM2013	GLD100	LOLADEM 30 m	LOLADEM 60 м	SLDEM2013
Средняя высота поверхности, м	448	455	454	454	667	685	685	686
Перепад высот, м	610	740	743	744	311	412	412	438
Стандартное отклонение, м	128	133	133	134	65	65	65	66

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

зданной инженерной модели для территории выбранных районов посадки стали цифровые модели рельефа различного пространственного разрешения. Был выполнен расчет основных характеристик рельефа, являющихся основными факторами безопасности при посадке.

Используемые цифровые модели рельефа

Цифровая молель рельефа WAC (ШМР WAC или глобальная лунная модель высот с разрешением 100 м – GLD100) была получена из наблюдений с широкоугольной камерой WAC (Wide Angle Camera), установленной на борту КА NASA LRO. Эта модель охватывает 98.2% лунной поверхности. Модель GLD100 была получена с помощью цифровых фотограмметрических методов из 69000 стереомоделей WAC. Каждый 100-метровый пиксел модели имеет в среднем 26 стереоточек, что обеспечивает точность вычисления высоты поверхности порядка 10-20 м. Средняя относительная трехмерная точность для набора точек, на основе которого была создана модель GLD100, составляет 18 м. что соответствует 0.24 пиксела в модели WAC (Scholten и др., 2012). Таким образом, модель GLD100 является цифровой моделью рельефа с относительно высоким пространственным разрешением. Остающееся постоянным на всем протяжении этой модели пространственное разрешение обеспечивает надежность использования, отсутствие "артефактов" и достоверность морфометрических показателей, рассчитанных на ее основе. Значения морфометрических параметров, вычисленных на основе этой модели рельефа, стали реперными для сравнения с аналогичными параметрами, рассчитанными впоследствии по другим моделям.

Средняя абсолютная высота для выбранного основного эллипса посадки составляет 448 м, перепад высот — 610 м. Для резервного эллипса посадки аналогичные значения равны 667 и 311 м соответственно. Сравнение показателей распределения высот по цифровой модели рельефа GLD100 с другими описанными ниже используемыми моделями — LOLADEM с пространственным разрешением 30 и 60 м и SLDEM2013 — приведено в табл. 1. Перепады высот, полученные по ЦМР GLD100, в значительной степени отличаются от перепадов высот, полученных по двум другим моделям. Однако это не стало ограничением для ее использования при анализе характера рельефа в границах выбранных эллипсов посадки: разрешение модели позволяет оценить крупные формы рельефа и тренды поверхности.

Инструмент Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA), установленный на KA NASA LRO, обеспечивает точную глобальную модель лунной топографии, являющуюся на данный момент общепринятой (Smith и др., 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 (Digital Elevation Model) представляют собой цифровые модели рельефа, полученные по альтиметрическим измерениям с прибором LOLA. Каждый набор данных содержит результаты измерений, полученных 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 пикселов/градус (59.2 м) и 1024 пиксела/градус (29.6 м). Выбор модели с более низким пространственным разрешением (≈60 м) объясняется более полным учетом данных измерений, в то время как модель с самым высоким из доступных для данного набора данных разрешением (≈30 м) хотя и сообщает больше информации о поверхности, не содержит данных наиболее новых измерений с прибором LOLA. Карты высот, составленные по цифровой модели рельефа LOLADEM с разрешением 512 пикселов/градус для выбранных основного и запасного мест посадки, представлены на рис. 1 и 2. Характеристики рельефа, рассчитанные по данным моделям, приведены в табл. 1.



Рис. 1. Визуализация ЦМР LOLADEM с разрешением 512 пикселов/градус в виде гипсометрической карты для выбранного основного места посадки. Горизонтали проведены через 25 м. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 22° в.д.

Благодаря созданному Японским космическим агентством (JAXA) космическому аппарату Кадиуа были получены обширные топографические данные о лунной поверхности. Для целей нашей работы была использована глобальная цифровая модель рельефа SLDEM2013, созданная JAXA с учетом данных, полученных с прибором LOLALRO (Нагиуата и др., 2014). Созданная глобальная бесшовная ЦМР имеет номинальное разрешение 7 м. Анализ полученной модели по-



Рис. 2. Визуализация ЦМР LOLADEM с разрешением 512 пикселов/градус в виде гипсометрической карты для выбранного запасного места посадки. Горизонтали проведены через 25 м. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 0° в.д.

казал, что ее 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 цифровой модели рельефа в качестве основного источника информации о рельефе поверхности. Согласно исследованию (Barker и др., 2016) фактическое пространственное разрешение модели

	GLD100	LOLA DEM 30 m	LOLA DEM 60 M	SLDEM2013	NAC DTM
Средняя высота поверхности, м	481	486	484	483	485
Перепад высот, м	558	600	599	616	615
Стандартное отклонение, м	147	151	151	153	152

Таблица 2. Параметры распределений значений высот по используемым ЦМР в пределах покрытия выбранного основного места посадки цифровой моделью рельефа NAC_DTM_BOGUSLAWSKY1

SLDEM2013 составляет около 60 м. Поэтому данная модель была использована лишь в качестве вспомогательной.

Визуализации цифровых моделей рельефа на основе ЦМР SLDEM2013 для выбранных основного и запасного мест посадки представлены на рис. 3 и 4. 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 LOLADEM и ЦМР SLDEM2013 (см. табл. 1).

Цифровая модель рельефа NAC DTM ВО-GUSLAWSKY1 из специального набора данных SDNDTM (Special Data Record NAC Digital Terrain Мар) узкоугольной камеры NAC (Narrow Angle Camera) в составе инструмента LROC (Lunar Reconnaissance Orbiter Camera) на борту KA LRO (Robinson и др., 2010) была создана специально по нашему запросу командой прибора NAC для основного района посадки. Для этого была выполнена специальная съемка лунной поверхности под необходимым углом для создания стереомодели рельефа. Полученные четыре снимка (M1225780220 L/R и M1225794288 L/R) были использованы для создания цифровой модели рельефа с центром в точке с координатами 69.59° ю.ш. и 43.57° в.д. Высокое пространственное разрешение снимков, равное 60 см, позволило создать ЦМР NAC для центральной области основного района посадки с очень высоким разрешением 2 м, сравнимым с размерами спускаемого аппарата. Точность модели по вертикали, которая определяется как среднеквадратическое отклонение разницы высот между полученной моделью и точечными измерениями альтиметра LOLA, составляет около 1 м.

Несмотря на возможное наличие артефактов, связанных с некорректным вычислением высот в сильно затененных областях, а также с наличием "швов" вдоль границ перекрытий снимков, данная модель ЦМР NAC наиболее достоверно отображает реальную поверхность центральной области основного района посадки. Наличие артефактов отражено на сопутствующей "карте доверия", где доля "ненадежных" пикселов составляет лишь 0.06% от их общего количества. Это позволяет принять цифровую модель рельефа NAC эталонной для центральной области основного района посадки, которую она покрывает. Ее недостатком является лишь пространственный охват, который покрывает около 32% основного посадочного эллипса (рис. 5).

Средняя высота поверхности для участка поверхности основного эллипса посадки, покрытого данной цифровой моделью рельефа, составила 485 м, а перепад высот — 615 м. Сравнение с аналогичными показателями, полученными по другим цифровым моделям, описанным выше, приведено в табл. 2. Анализ форм распределений высот показал, что наилучшее согласие с эталоном ЦМР NAC имеет модель поверхности, соответствующая цифровой модели рельефа LOLA DEM с пространственным разрешением 60 м, в то время как для других характеристик рельефа более точно соответствует эталону NAC модель рельефа SLDEM2013.

Таким образом, территория районов посадки обеспечена данными о рельефе поверхности с разрешением до 2 м для основного района посадки и до 30 м для запасного района посадки.

Расчет морфометрических параметров

Основными морфометрическими параметрами поверхности являются уклон и экспозиция склонов. Фундаментальные морфометрические параметры уклона и экспозиции поверхности взаимосвязаны. Оба показателя характеризуют градиент поверхности, то есть интенсивность изменения значений ее высот в пространстве, которая может быть выражена первой производной. Как производная поверхности первого порядка, градиент характеризуется величиной (уклоном) и направлением (экспозицией).

Уклоны поверхности

Исходя из инженерных требований, КА Луна-25 может успешно сесть на поверхность с пологим уклоном до 7°. Посадка на покатый склон с уклоном 7°–15° возможна, но сопряжена с риском опрокидывания. Посадка на более крутой склон >15°



Рис. 3. Визуализация ЦМР SLDEM в виде гипсометрической карты для выбранного основного места посадки. Горизонтали проведены через 25 м. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 22° в.д.

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



Рис. 4. Визуализация ЦМР SLDEM в виде гипсометрической карты для выбранного запасного места посадки. Горизонтали проведены через 25 м. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 0° в.д.

основе вычисления значений изменения высот в двух направлениях: с севера на юг и с востока на запад. Наиболее распространенными методами для вычисления уклона поверхности являются: алгоритм четырех ячеек (Zevenbergen, Thorne, 1987), алгоритм Хорна (Horn, 1981; Burroughand, McDonnell, 1998) и алгоритм Шарпнэка и Эйкина (Sharpnack, Akin, 1969; Florinsky, 1998).

Ниже для расчета уклонов на территории основного и резервного районов посадки были использованы алгоритм четырех ячеек и алгоритм Хорна.


Рис. 5. Визуализация ЦМР NAC_DTM_BOGUSLAWSKY1 в виде гипсометрической карты для части поверхности выбранного основного места посадки. Горизонтали проведены через 25 м. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 22° в.д.

Алгоритм четырех ячеек лучше всего отражает уклон поверхности на площади, приблизительно в 1.6 раз большей, чем размер площади ячейки исходного растра. Например, для исходного растра с размером ячейки 30 м размер территории, характеризуемой рассчитанным по алгоритму четырех ячеек уклоном поверхности, будет составлять приблизительно 19 м от центра ячейки, то есть

ДЬЯЧКОВА и др.

	GLD100		LOLAD	ЕМ 30 м	LOLADEM 60 м		SLDEM2013	
	алгоритм 4 ячеек	алгоритм Хорна						
Средний уклон поверхности	3.15°	3.14°	4.58°	4.49°	3.55°	3.52°	4.60°	4.49°
Стандартное отклонение уклона поверхности	1.99°	1.99°	3.11°	3.02°	2.51°	2.50°	3.53°	3.31°
Процент площади эллипса с уклоном более 7°	3.36%	3.35%	13.66%	12.98%	7.46%	7.41%	26.58%	20.42%
Процент площади эллипса с уклоном более 15°	0.00%	0.00%	0.68%	0.59%	0.09%	0.07%	0.59%	0.40%

Таблица 3. Параметры распределений значений уклонов поверхности в пределах выбранного основного эллипса посадки в зависимости от используемых цифровых моделей рельефа и алгоритмов вычисления

Таблица 4. Параметры распределений значений уклонов поверхности в пределах выбранного запасного эллипса посадки в зависимости от используемых цифровых моделей рельефа и алгоритмов вычисления

	GLD100		LOLADEM 30 M		LOLADEM 60 M		SLDEM2013	
	алгоритм 4 ячеек	алгоритм Хорна						
Средний уклон поверхности	1.40°	1.39°	3.08°	2.94°	4.04°	3.83°	5.59°	5.39°
Стандартное отклонение уклона поверхности	1.23°	1.23°	2.99°	2.78°	3.38°	3.20°	4.19°	3.85°
Процент площади эллипса с уклоном более 7°	0.01%	0.02%	7.78%	6.50%	12.72%	11.26%	33.53%	23.75%
Процент площади эллипса с уклоном более 15°	0.00%	0.00%	0.80%	0.59%	1.32%	1.06%	2.88%	2.05%

эффективное пространственное разрешение выходного растра уклонов поверхности составит ≈ 38 м при номинальном разрешении в 30 м.

Элемент поверхности, характеризуемый рассчитанным по алгоритму Хорна уклоном, имеет площадь, в два раза превышающую площадь ячейки исходного растра цифровой модели рельефа. То есть для входного растра с размером ячейки 30 м размер территории, для который вычислен уклон по алгоритму Хорна, будет составлять около 21 м от центра исходной ячейки, соответственно пространственное разрешение выходного растра уклонов составит ≈42 м.

Уклоны поверхности были вычислены по всем описанным выше цифровым моделям рельефа. Сравнение распределений значений уклонов поверхности для выбранных основного и резервного районов представлены в табл. 3 и 4, соответственно. Как видно из сравнения, основной вклад в разницу параметров вносит не алгоритм их вычисления, а используемая цифровая модель рельефа. 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 района. Этот результат характеризует территорию выбранных районов как безопасную для посадки. На рис. 6 и 7 представлены карты уклонов поверхности для этих районов, рассчитанные на основе цифровой модели рельефа LOLA DEM и на основе цифровой модели рельефа SLDEM2013.

С использованием цифровой модели рельефа NAC_DTM_BOGUSLAWSKY1, имеющей пространственное разрешение 2 м, была построена карта уклонов поверхности для 32% территории основного района посадки с разрешением ~4 м, сравнимым с размерами посадочного КА (рис. 8). Около 97% площади основного района посадки, покрытой цифровой моделью рельефа NAC, имеет уклон поверхности менее 15°, аналогичное значение для площади с уклоном менее 7° составляет около 70%.

Можно сравнить оценки для значений уклонов, полученных по другим моделям в пределах территории покрытия данной моделью NAC (табл. 5). Оказалось, что наиболее близким к эталонному оказалось распределение уклонов, рассчитанных по цифровой модели рельефа SLDEM2013.



Рис. 6. Карта уклонов поверхности, рассчитанных с помощью алгоритма четырех ячеек на основе ЦМР LOLA DEM с разрешением 512 пикселов/градус для выбранного основного места посадки. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 22° в.д.

Экспозиция склонов

Экспозиция поверхности определяется как угол, измеренный по часовой стрелке на горизонтальной плоскости между проекцией определенного направления (как правило, на север) и проекцией уклона на горизонтальную плоскость. Экспозиция фиксирует направление (азимут) максимального уклона (градиента) поверхности и таким образом определяет ориентацию участка



Рис. 7. Карта уклонов поверхности, рассчитанных с помощью алгоритма четырех ячеек на основе ЦМР LOLA DEM с разрешением 512 пикселов/градус для выбранного запасного места посадки. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 0° в.д.

по отношению к потоку солнечных лучей. Благодаря этому экспозиция существенно влияет на локальный климат участка. Например, для южного полушария характерно более сильное прогревание склонов северной экспозиции по сравнению с южными. Кроме этого, склоны восточной и западной ориентации, формально имея одинаковую экспозицию, демонстрируют различие температурных условий. Это объясняется тем, что на восточные склоны солнечные лучи попа-



Рис. 8. Карта уклонов поверхности, рассчитанных с помощью алгоритма четырех ячеек на основе ЦМР NAC_DTM_ BOGUSLAWSKY1 для выбранного основного места посадки. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 22° в.д.

дают утром и поглощенная энергия уходит на нагревание поверхности, а западные склоны освещаются во второй половине дня, когда поверхность уже нагрета. В результате, западные склоны обычно в среднем теплее, чем восточные. Для основного и запасного районов посадки наиболее благоприятными для тепловых условий КА являются склоны южной, юго-восточной и юго-западной экспозиций. Такие склоны в окрестности южного полюса характеризуются

	NAC DTM		GLI	D100	LOLADEM 30 M		LOLADEM 60 M		SLDEM2013	
	алгоритм 4 ячеек	алгоритм Хорна								
Средний уклон поверхности	6.17°	6.07°	3.02°	3.01°	4.21°	4.12°	3.23°	3.20°	4.31°	4.19°
Стандартное отклонение уклона поверхности	3.90°	3.78°	1.77°	1.77°	2.54°	2.43°	2.02°	2.01°	3.25°	3.01°
Процент площади эллипса с уклоном более 7°	30.47%	29.41%	1.78%	1.76%	9.76%	8.86%	3.85%	3.82%	23.51%	17.44%
Процент площади эллипса с уклоном более 15°	2.60%	2.21%	0.00%	0.00%	0.14%	0.08%	0.01%	0.01%	0.19%	0.11%

Таблица 5. Параметры распределений значений уклонов поверхности в пределах поверхности покрытия цифровой моделью рельефа NAC_DTM_BOGUSLAWSKY1 выбранного основного эллипса посадки в зависимости от используемых цифровых моделей рельефа и алгоритмов вычисления

меньшими потоками энергии от солнечных лучей по сравнению с северными склонами. Необходимость уменьшения потока солнечной энергии связана с конструкцией системы обеспечения теплового режима КА, плоскость радиатора которой расположена наверху аппарата перпендикулярно его вертикальной оси. Рекомендуемый угол падения солнечных лучей на радиатор не должен превышать 20°, что для идеальной сферической поверхности соответствует широте места посадки 70° ю.ш. Широта основного и запасного мест посадки составляет 69.545° и 68.773° ю.ш. соответственно, что приводит к небольшому превышению угла падения солнечных лучей относительно требуемого. Южная, юго-восточная и юго-западная экспозиции склона фактического участка места посадки компенсируют это увеличение. С другой стороны, северная экспозиция склона ухудшает тепловой режим КА во время лунного полдня.

Общая экспозиция элемента поверхности определяется как азимут его уклона. Карты экспозиции склонов были построены на основе всех созданных карт уклонов. На рис. 9 и 10 представлены карты экспозиций для выбранных основного и резервного районов посадки.

Сравнение значений экспозиций склонов, полученных различными алгоритмами на основе различных цифровых моделей рельефа, представлены в табл. 6 и 7. Оказалось, что в пределах основного и резервного районов преобладают склоны с северной и западной экспозициями, являющиеся более "горячими" с точки зрения температурного режима. Однако, благодаря небольшим значениям средних уклонов, преобладание склонов северной и западной экспозиций не должно привести к значительному увеличению угла падения солнечных лучей на поверхность участка посадки.

Карты экспозиции поверхности, рассчитанные на основе цифровой модели рельефа NAC, представлены на рис. 11. Для части поверхности основного района посадки, покрытой данной моделью рельефа, экспозиции поверхности распределены по направлениям следующим образом. Рассчитанные на основе алгоритма четырех ячеек склоны северной, северо-восточной и северо-западной экспозиций составили 39.4% поверхности, склоны восточной экспозиции - 11.9%, склоны южной, юго-восточной и юго-западной экспозиций – 32.6%, а склоны западной экспозиции составили 16.1% от всей поверхности покрытия цифровой модели рельефа NAC. Для направлений экспозиций поверхности, рассчитанных на основе алгоритма Хорна, значения долей поверхности составили 39.6, 11.9, 32.3, 16.2% соответственно.

ОЦЕНКА ПЕРИОДОВ ОСВЕЩЕННОСТИ И УСЛОВИЙ РАДИОВИДИМОСТИ ДЛЯ ВЫБРАННЫХ ОСНОВНОГО И ЗАПАСНОГО МЕСТ ПОСАДКИ

Расчет линии локального горизонта

Для характеристики условий освещенности и радиовидимости в точке посадки необходимо вычисление видимой линии локального горизонта. На основе данных ЦМР для выбранных основного и запасного мест посадки были построены локальные линии горизонта. Алгоритм построения линии горизонта выглядит следующим образом. Данные ЦМР приводятся к такому виду, что все ее точки характеризуются набором сферических координат: (ϕ_i , λ_i , r_i), где ϕ_i — широта *i*-ой точки модели поверхности, λ_i — ее долгота, а r_i — радиус вектор *i*-ой точки из центра Луны. Используя полученные данные, можно найти расстояние и



Рис. 9. Карта экспозиции поверхности, рассчитанной с помощью алгоритма четырех ячеек на основе ЦМР LOLADEM с разрешением 512 пикселов/градус для выбранного основного места посадки. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 22° в.д.

азимут каждой точки модели поверхности от наблюдателя, которым в данном случае является севший на поверхность Луны КА, расположенный в точке со сферическими координатами (ϕ_0, λ_0, r_0) , при этом учитывается высота КА. Расстояние от наблюдателя до *i*-ой точки, измеренное вдоль дуги большого круга их соединяющего, можно найти по следующей формуле:

$$d = R \arccos(\sin \varphi_0 \sin \varphi_i + + \cos \varphi_0 \cos \varphi_i \cos(\lambda_0 - \lambda_i)), \qquad (1)$$

где *R* – радиус Луны.



Рис. 10. Карта экспозиции поверхности, рассчитанной с помощью алгоритма четырех ячеек на основе ЦМР LO-LADEM с разрешением 512 пикселов/градус для выбранного запасного места посадки. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 0° в.д.

Азимут можно найти по формуле:

$$\alpha = \operatorname{arctg}\left(\frac{2\cos\varphi_{i}}{\operatorname{tg}\left(\frac{\lambda_{0}-\lambda_{i}}{2}\right)\sin\left(\varphi_{0}+\varphi_{i}\right)+\operatorname{ctg}\left(\frac{\lambda_{0}-\lambda_{i}}{2}\right)\sin\left(\varphi_{i}-\varphi_{0}\right)}\right).$$
(2)

	GLD100		LOLAD	ЕМ 30 м	LOLADEM 60 M		SLDEM2013	
	алгоритм 4 ячеек	алгоритм Хорна						
Процент площади эллипса с северной (C3, C, CB) экспозицией	53.86%	53.62%	42.74%	44.11%	51.73%	51.79%	60.86%	57.69%
Процент площади эллипса с восточной (В) экспозицией	9.37%	9.37%	10.23%	8.88%	3.25%	3.14%	3.02%	2.85%
Процент площади эллипса с южной (ЮВ, Ю, ЮЗ) экспозицией	22.26%	22.33%	26.41%	28.90%	38.27%	38.42%	30.95%	34.61%
Процент площади эллипса с западной (3) экспозицией	14.51%	14.60%	20.62%	18.11%	6.75%	6.65%	5.17%	4.85%

Таблица 6. Параметры распределений экспозиций склонов в пределах выбранного основного эллипса посадки в зависимости от используемых цифровых моделей рельефа и алгоритмов вычисления

Таблица 7. Параметры распределений экспозиций склонов в пределах выбранного запасного эллипса посадки в зависимости от используемых цифровых моделей рельефа и алгоритмов вычисления

	GLD100		LOLAD	EM 30 M LOLAD		ЕМ 60 м	SLDEM2013	
	алгоритм 4 ячеек	алгоритм Хорна						
Процент площади эллипса с северной (C3, C, CB) экспозицией	54.10%	53.05%	52.31%	50.80%	42.20%	42.97%	51.09%	47.18%
Процент площади эллипса с восточной (В) экспозицией	13.87%	14.23%	11.83%	10.96%	13.20%	12.68%	10.44%	10.15%
Процент площади эллипса с южной (ЮВ, Ю, ЮЗ) экспозицией	20.65%	21.27%	23.99%	26.92%	31.29%	31.48%	26.76%	31.15%
Процент площади эллипса с западной (3) экспозицией	11.37%	11.45%	11.86%	11.32%	13.31%	12.86%	11.71%	11.52%

Затем нужно найти угловую высоту *i*-ой точки над математическим горизонтом наблюдателя (касательная плоскость к идеальной сфере в точке расположения наблюдателя). Это можно сделать, используя следующую формулу:

$$\beta = \arcsin\left(\frac{r_i \cos\left(\frac{d}{R}\right) - r_0}{\sqrt{r_0^2 + r_i^2 - 2r_0r_i \cos\left(\frac{d}{R}\right)}}\right).$$
 (3)

В результате каждая *i*-ая точка ЦМР приобретает сферические координаты (α_i , β_i) относительно наблюдателя, а знаменатель в формуле (3) характеризует кратчайшее расстояние в трехмер-

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

ном пространстве от наблюдателя до данной

точки
$$\left(L_i = \sqrt{r_0^2 + r_i^2 - 2r_0r_i\cos\left(\frac{d}{R}\right)}\right).$$

Теперь для построения линии локального горизонта наблюдателя можно воспользоваться одним из широко используемых в машинной графике алгоритмов удаления невидимых линий и поверхностей. Поскольку все точки ЦМР имеют сферические координаты (α_i, β_i, L_i), то можно воспользоваться, например, алгоритмом, использующим z-буфер. z-буфер представляет собой двумерный массив, каждый элемент которого соответствует элементарному "пикселу" в пространстве параметров (α, β). Для подавляющего большинства вычислений оказалось достаточно z-буфера с дис-



Рис. 11. Карта уклонов поверхности, рассчитанных с помощью алгоритма четырех ячеек на основе ЦМР NAC_DTM_ BOGUSLAWSKY1 для выбранного основного места посадки. Карта составлена в полярной стереографической проекции с центральным меридианом 22° в.д.

кретизацией пикселей 0.125° × 0.125°. Следует отметить, что построенная таким образом линия локального горизонта оказывается заданной в пространстве топоцентрических сферических координат в системе отсчета КА. В качестве примера были рассчитаны видимые линии горизонта для центра основного района посадки и для точек А (69.88° ю.ш., 43.80° в.д.), В (69.87° ю.ш., 43.01° в.д.), С (69.34° ю.ш., 43.83° в.д.) и D (69.15° ю.ш., 43.34° в.д.) в основном районе



Рис. 12. Видимые линии горизонта для точек внутри основного района посадки: О – для центра основного района посадки; А – для точки с координатами 69.88° ю.ш., 43.80° в.д.; В – для точки с координатами 69.87° ю.ш., 43.01° в.д.; С – для точки с координатами 69.34° ю.ш., 43.83° в.д.; D – для точки с координатами 69.15° ю.ш., 43.34° в.д.

посадки (рис. 12). Из рисунка видно, что видимые линии горизонта в пределах основного района посадки имеют существенные отличия. Эти отличия могут быть использованы при определении местоположения КА, севшего на поверхность Луны и передавшего панораму окружающего ландшафта.

Расчет топоцентрических координат Солнца и наземных станций связи для локальных участков на лунной поверхности

После того, как построена локальная линия горизонта для КА, расположенного в некоторой точке в пределах выбранного района посадки. можно определить моменты восхода и захода Солнца и соответственно продолжительности светлых и темных периодов лунаций, которые будут накладывать ограничения на интервалы активного функционирования научных приборов на борту КА. Также можно определить периоды видимости станций космической связи на поверхности Земли, которые, пересекаясь со светлыми периодами лунаций, характеризуют возможность проведения и продолжительность сеансов радиосвязи с Землей. Светлые и темные периоды лунаций определяются топоцентрическими координатами Солнца относительно линии локального горизонта в системе координат КА. Аналогично топоцентрические координаты Земли, а точнее – каждой конкретной наземной станции космической связи - определяют возможность проведения сеансов связи.

Созданная в Лаборатории реактивного движения (JPL, NASA) библиотека функций SPICE позволяет значительно упростить и автоматизиположения и ориентации Солнца, планет, их естественных и искусственных спутников и получать результаты с высокой степенью точности и достоверности (The SPICE concept, 2021). Библиотека SPICE имеет программные "интерфейсы" с такими распространенными языками программирования как Fortran, C/C++, IDL, MathLab. Для проведения вычислений данная библиотека нуждается в так называемых kernel-файлах, описывающих системы координат в пространстве и времени, связанные с небесными телами, космическими аппаратами и инструментами на их борту. Kernel-файлы также описывают глобальную систему координат J2000 (опорная система координат), размеры, форму, ориентацию в пространстве и вращение небесных тел, положение, скорость, ориентацию космических аппаратов и научных инструментов, правила работы с бортовыми часами различных КА и процедуру перевода времени между различными системами отсчета. Все планеты, их основные естественные спутники, Солнце, крупные астероиды и кометы, американские станции космической связи, многие КА NASA, ESA и других космических агентств имеют все необходимые для работы kernel-файлы в стандартном пакете библиотеки SPICE или могут быть свободно загружены из архива, расположенного по адресу https://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/. Поскольку для российских ("Медвежьи озера", "Байконур", "Уссурийск" и "Евпатория") станций космической связи не существовало необходимых kernel-файлов, они были специально созданы.

ровать многократные вычисления взаимного рас-



Рис. 13. Топоцентрические координаты Солнца (оранжевая линия) и центра Земли (синяя линия) относительно КА Луна-25 в выбранном основном месте посадки в интервале: с октября по декабрь 2021 г. Для сравнения в левом верхнем углу показаны угловые размеры солнечного диска и диска Земли. Локальный горизонт показан серой заливкой.



Рис. 14. Топоцентрические координаты Солнца (оранжевая линия) и центра Земли (синяя линия) относительно КА Луна-25 в запасном выбранном месте посадки в интервале: с октября по декабрь 2021 г. Для сравнения в левом верхнем углу показаны угловые размеры солнечного диска и диска Земли. Локальный горизонт показан серой заливкой.

Для основного и резервного районов посадки были описаны топоцентрические системы координат с центром в выбранной точке, направленной в зенит осью Z, перпендикулярной ей и направленной на север (к северному полюсу Луны) осью Х и осью У, образующей с ними правую декартову систему координат. Координаты центра этих систем задавались широтой и долготой выбранного места посадки в планетоцентрической системе координат Луны и высотой места над референцной идеальной сферой Луны (радиусом 1737.4 км), полученной на основе ЦМР. Аналогичным образом были описаны топоцентрические системы координат наземных российских станций космической связи относительно планетоцентрической системы координат, связанной с Землей (эллипсоид вращения с экваториальным радиусом 6378.14 км и полярным радиусом 6356.75 км). Информация обо всех описанных системах координат была преобразована в соответствующие kernel-файлы форматов SPK и FK, готовые для использования библиотекой SPICE. В результате для каждого места посадки стало возможно вычислять на любой интересующий момент времени топоцентрические координаты Солнца и наземных станций космической связи с

учетом вращения Земли вокруг своей оси в системе отсчета КА.

Интервалы светлых периодов лунации и продолжительность сеансов радиосвязи для выбранных основного и запасного мест посадки

Для основного и запасного места посадки был выполнен анализ условий освещенности и максимальной продолжительности возможных сеансов связи с российскими станциями космической связи в интервалы времени, соответствующие трем лунациям после запуска КА 1 октября 2021 г.

В основном районе посадки линия локального горизонта располагается на высотах 0.1°-3.6° в интервале азимутов -90°...+90° (см. рис. 13). Это обеспечивает приемлемую продолжительность светлого периода лунаций от 12.7 до 14.0 земных суток (43.22–47.36% лунных суток). Периодическая низкая высота Луны для станции "Медвежьи озера" из-за высокой географической широты станции накладывает серьезные ограничения на продолжительность сеансов связи вплоть до полного отсутствия необходимых условий. Однако наличие других станций на более низких широтах, существенно разнесенных по долготе, позво-

ляют доводить суммарное время возможных сеансов связи до 8 ч в сутки и более.

В выбранном запасном районе посадки линия локального горизонта проходит на высоте всего – 0.1°–2.7° (см. рис. 14), поэтому продолжительность светлых периодов лунаций составляет от 12.7 до 14.2 земных суток (42.97–48.21% лунных суток). Низкий локальный горизонт, относительно низкая широта и умеренная восточная долгота приводят к высокому расположению Земли над горизонтом и хорошим условиям радиосвязи с наземными станциями приема. Продолжительность сеансов радиосвязи ограничена только продолжительность видимости Луны с наземных станций приема и составляет около 8 ч и более для всех четырех российских станций приема в совокупности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе имеющихся данных о поверхности Луны, полученных с космического аппарата LRO, был выполнен анализ районов посадки космического аппарата Луна-25, выбранных ранее на основе методов пространственного анализа.

Проведенный анализ позволил создать инженерные модели выбранных районов посадки, содержащие сведения о рельефе поверхности, о ее основных морфометрических параметрах, а также об условиях освещенности Солнцем и радиовидимости Земли. Для создания инженерных моделей использовались цифровые модели рельефа, полученные с помощью камер WAC и NAC инструмента LROC/LRO, камеры космического аппарата Kaguya, а также с помощью лазерного альтиметра LOLA/LRO. Максимальное пространственное разрешение инженерной модели, созданной для центральной части основного района посадки, достигает 2 м (около 30% района посадки) и сравнимо с размерами космического аппарата Луна-25. Максимальное пространственное разрешение для запасного района посадки достигает 30 м.

Созданные инженерные модели подтвердили безопасность посадки в выбранные районы как с точки зрения морфометрических параметров (уклонов и экспозиции), так и с точки зрения условий освещенности и радиовидимости в предполагаемый период работы космического аппарата Луна-25.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Дьячкова М.В., Литвак М.Л., Митрофанов И.Г., Санин А.Б. Выбор мест посадки космического аппарата Луна-25 в окрестности южного полюса Луны // Астрон.

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

BECTH. 2017. T. 51. \mathbb{N} 3. C. 204–215. (*Djachkova M.V., Litvak M.L., Mitrofanov I.G., Sanin A.B.* Selection of Luna-25 landing sites in the South Polar Region of the Moon // Sol. Syst. Res. 2017. V. 51. \mathbb{N} 3. P. 185–195.)

- Barker M.K., Mazarico E., Neumann G.A., Zuber M.T., Haruyama J., Smith D.E. A new lunar digital elevation model from the Lunar Orbiter Laser Altimeter and SELENE Terrain Camera // Icarus. 2016. V. 273. P. 346–355. https://doi.org/10.1016/j.icarus.2015.07.039
- Burrough P.A., McDonnell R.A. Principles of Geographical Information Systems. N.-Y.: Oxford Univ. Press, 1998. 333 p.
- Florinsky I.V. Accuracy of local topographic variables derived from digital elevation models // Intern. J. Geograph. Inform. Sci. 1998. V. 12(1). P. 47–61.
- Haruyama J., Ohtake M., Matsunaga T., Otake H., Ishihara Y., Masuda K., Yokota Y., Yamamoto S. Data products of SELENE (Kaguya) Terrain Camera for future lunar missions // 45th Lunar and Planet. Sci. Conf. 2014. Abstract No. 1304.
- *Horn B.K.P.* Hill shading and the reflectance map // Proc. IEEE. 1981. V. 69(1). P. 14–47.
- Robinson M.S., Brylow S.M., Tschimmel M., Humm D., Lawrence S.J., Thomas P.C., Denevi B.W., Bowman-Cisneros E., Zerr J., Ravine M.A., Caplinger M.A., Ghaemi F.T., Schaffner J.A., Malin M.C., Mahanti P., Bartels A., Anderson J., Tran T.N., Eliason E.M., McEwen A.S., Turtle E., Jolliff B.L., Hiesinger H. Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC) instrument overview // Space Sci. Rev. 2010. V. 150. P. 81–124. https://doi.org/10.1007/s11214-010-9634-2
- Scholten F., Oberst J., Matz K.-D., Roatsch T., Wählisch M., Speyerer E.J., Robinson M.S. GLD100: The near-global lunar 100 m raster DTM from LROC WAC stereo image data // J. Geophys. Res. 2012. V. 117. E00H17. https://doi.org/10.1029/2011JE003926
- Sharpnack D.A., Akin G. An algorithm for computing slope and aspect from elevations // Photogram.c Engineer. 1969. V. 35(3). P. 247–248.
- Smith D.E., Zuber M.T., Neumann G.A., Mazarico E., Lemoine F.G., Head J.W., Lucey P.G., Aharonson O., Robinson M.S., Sun, X., Torrence M.H., Barker M.K., Oberst J., Duxbury T.C., Mao D., Barnouin O.S., Jha K., Rowlands D.D., Goossens S., Baker D., Bauer S., Gläser P., Lemelin M., Rosenburg M., Sori M.M., Whitten J., Mcclanahan T. Summary of the results from the lunar orbiter laser altimeter after seven years in lunar orbit // Icarus. 2017. V. 283. P. 70–91.
 - https://doi.org/10.1016/j.icarus.2016.06.006
- The SPICE concept // URL: https://naif.jpl.nasa.gov/naif/ spiceconcept.html (дата обращения 01.06.2021).
- Vondrak R., Keller J., Chin G., Garvin J. Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO): Observations for Lunar Exploration and Science // Space Sci. Rev. 2010. V. 150. P. 7–22. https://doi.org/10.1007/s11214-010-9631-5
- Zevenbergen L.W., Thorne C.R. Quantitative analysis of land surface topography // Earth Surface Processes and Landforms. 1987. V. 12(1). P. 47–56.

УДК 520.6

ПРИБОР АДРОН-ЛР ДЛЯ АКТИВНОГО НЕЙТРОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ СОСТАВА ЛУННОГО ВЕЩЕСТВА

© 2021 г. Д. В. Головин^{*a*, *}, М. И. Мокроусов^{*a*}, И. Г. Митрофанов^{*a*}, А. С. Козырев^{*a*}, М. Л. Литвак^{*a*}, А. В. Малахов^{*a*}, С. Ю. Никифоров^{*a*}, А. Б. Санин^{*a*}, Ю. Н. Бармаков^{*b*, *c*}, Е. П. Боголюбов^{*b*}, С. Э. Шоленинов^{*b*}, Д. И. Юрков^{*b*, *c*}

^аИнститут космических исследований РАН, Москва, Россия ^bВсероссийский научно-исследовательский институт автоматики им. Н.Л. Духова, Москва, Россия

^сНациональный исследовательский ядерный университет МИФИ, Москва, Россия

*e-mail: golovin@np.cosmos.ru Поступила в редакцию 06.07.2021 г. После доработки 15.07.2021 г. Принята к публикации 04.08.2021 г.

В статье представлены основные научные задачи и приведено описание прибора АДРОН-ЛР (активный детектор нейтронов и гамма-лучей), который разработан в ИКИ РАН для российского лунного посадочного аппарата Луна-25. Описана методика проведения измерений и представлены результаты наземных отработок прибора с моделями лунного грунта с различным содержанием водорода, подтвердившие высокую чувствительность метода активного нейтронного зондирования для оценки содержания воды и основных породообразующих элементов в планетном веществе.

Ключевые слова: Луна, Луна-25, гамма- и нейтронная спектрометрия, ядерная планетология, нейтронный генератор, приполярные области, лунный грунт, водяной лед **DOI:** 10.31857/S0320930X21060049

введение

Определение элементного состава вещества небесных тел с применением методов ядерной физики является одной из важных задач планетных исследований. Информация о химическом составе грунта, полученная с помошью гаммаспектрометрии, и о присутствии в нем воды, полученная на основе нейтронного зондирования, позволяет судить о процессах образования планет и также о геологических процессах формирования их поверхности в разные периоды времени их эволюции (см., например, Boynton и др., 2004; Mitrofanov и др., 2002). Также, эти данные необходимы для подготовки будущих пилотируемых экспедиций и для выяснения условий добычи в отдаленной перспективе полезных ископаемых на Луне, Марсе и астероидах (Митрофанов, Зеленый, 2019).

За последнее время были проведены несколько космических экспериментов по определению состава поверхности небесных тел с борта орбитальных космических аппаратов. Первые ядернофизические эксперименты для изучения Луны были проведены на орбитальных аппаратах Луна-10 и Луна-12 (Сурков, 1985) и на орбитальных пилотируемых кораблях программы NASA Apollo (Trombka и др., 1977). Эти исследования были продолжены в лунных проектах NASA Lunar Prospector (Prettyman и др., 2006) и Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO) (Mitrofanov и др., 2010а), на японском орбитальном аппарате KAGUYA (Hasebe и др., 2010), на китайском спутнике Chang'E-2 (Ма и др., 2012). Впервые спектрометрия гамма-лучей поверхности Марса была выполнена прибором ВГС проекта Фобос-2 (D'Uston и др., 1989) и прибором GRS проекта NASA Mars Odyssey (Boynton и др., 2004). По данным нейтронного картографирования Марса с приборами ХЕНД и MONS этого же проекта было обнаружено присутствие значительной доли воды (Mitrofanov и др., 2002; Feldman и др., 2002). Космические аппараты NASA NEAR и MESSENGER провели ядерно-физические исследования астероида Эрос (Trombka и др., 2000) и планеты Меркурий (Lawrence и др., 2013). Данные, полученные в ходе этих миссий, позволили построить карты распространенности элементов и грунтовой воды в приповерхностном слое этих небесных тел.

Относительно меньшее развитие получили ядерно-физические исследования небесных тел с борта посадочных космических аппаратов непосредственно на поверхности. Пионерские ядерно-физические исследования вещества непосредственно на поверхности Венеры были проведены в отечественных проектах Венера-9 и Венера-10 (Surkov, 1977). Поскольку у этой планеты нет наведенного гамма- и нейтронного излучения от бомбардировки галактическими космическими лучами (так как их не пропускает толстая атмосфера этой планеты) в указанных экспериментах измерялась интенсивность собственного гаммаизлучения от естественных радиоактивных изотопов калия, тория и урана.

Существенным преимуществом применения ядерно-физических приборов непосредственно на поверхности планеты по сравнению с орбитальными измерениями является возможность применения стационарных и импульсных источников нейтронов для зондирования вещества непосредственно в точке исследования. Это позволяет увеличить перечень идентифицируемых элементов и повысить точность оценки их массовой доли за счет увеличения потока зондирующих нейтронов и динамического характера импульсного зондирования. Использование нейтронного генератора дает возможность применить в космических исследованиях метод нейтронного каротажа, который широко используется в геофизических исследованиях. Первым активным ядерно-физическим экспериментом в планетных исследованиях стал ДАН (Динамическое Альбедо Нейтронов) на борту марсохода NASA Curiosity (Litvak и др., 2008; Mitrofanov и др., 2012). Импульсный нейтронный генератор (ИНГ) этого прибора излучает короткие (~1 мкс) импульсы нейтронов с энергией 14 МэВ, которые проникают в грунт на глубину до 1 м. До выхода из-под поверхности нейтроны теряют энергию вследствие столкновений с ядрами, причем при наличии в грунте водорода эффективность замедления существенно возрастает. Анализ данных измерений выходящих потоков тепловых и эпитепловых (надтепловых) нейтронов позволяет оценить концентрацию водорода, и с учетом того, что водород входит в состав молекул воды, определить массовую долю воды в грунте вдоль трассы движения марсохода (ссылки).

В данной работе представлено описание ядерно-физического эксперимента АДРОН-ЛР для активного нейтронного зондирования лунного вещества, в котором кроме измерения после импульсных потоков, выходящих с поверхности нейтронов, также регистрируется послеимпульсное гамма-излучение ядер лунного вещества. Анализ данных этих измерений позволит не только оценить массовую долю воды в точке посадки космического аппарата Луна-25, но также определить элементный состав полярного реголита.

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ И ОПИСАНИЕ ПРИБОРА АДРОН-ЛР

Научная аппаратура АДРОН-ЛР разработана в ИКИ РАН на основе опыта создания приборов ДАН для марсохода NASA Curiosity, который успешно работает на поверхности Марса с августа 2012 г. (Mitrofanov и др., 2012) и МГНС для межпланетного аппарата ESA ВеріСоlотво для исследования Меркурия (Mitrofanov и др., 2010b). Основными научными задачами космического эксперимента АДРОН-ЛР являются:

1. Определение содержания воды (вероятно, в форме льда) в поверхностном слое грунта на месте посадки на глубине до 1 м.

2. Определение элементного состава лунного грунта в поверхностном слое грунта на месте посадки на глубине до 1 м.

Прибор АДРОН-ЛР состоит издвух отдельных блоков (рис. 1):

 – блока детекторов и электроники с гамма- и нейтронным спектрометром;

 – блока импульсного нейтронного генератора ИНГ-10Л.

Суммарная масса прибора составляет 6.1 кг. Энергопотребление в активном режиме нейтронного зондирования равно 20 Вт.

В активном режиме работы прибора АДРОН-ЛР блок ИНГ излучает нейтронные импульсы, облучая быстрыми нейтронами поверхность под прибором. В результате взаимодействия с ядрами основных породообразующих элементов нейтроны теряют свою энергию до эпитепловых и тепловых значений. Часть нейтронов вылетает обратно изпод поверхности и регистрируется нейтронными детекторами АДРОН-ЛР в виде временного отклика (кривая затухания с характерной длительностью в сотни микросекунд). Процесс замедления быстрых нейтронов в облучаемом грунте определяется наличием ядер легких элементов, в особенности водорода, поскольку его масса близка к массе нейтрона и передача энергии при рассеянии наиболее эффективна. Разная концентрация и распределение по глубине ядер водорода существенно влияют на процесс замедления, что проявляется в виде значительных вариаций амплитуды и формы временного профиля выходящих нейтронов и позволяет оценить содержание воды в приповерхностном слое грунта (до глубин порядка 1 м).

При облучении поверхности нейтронами высоких энергий также возникает гамма-излучение с определенным набором гамма-линий в зависимости от типа ядерной реакции и от состава породообразующих элементов. Помимо этого, в процессе облучения вещества образуются радиоактивные изотопы различных элементов, которые, распадаясь на временных масштабах от минут до



Рис. 1. Блок детекторов и электроники (слева) и блок нейтронного генератора прибора АДРОН-ЛР (справа).

часов после активации нейтронами, также излучают гамма-линии определенных энергий. Таким образом, регистрация гамма-спектров с разными временными задержками относительно исходных импульсов позволяет выделить гамма-линии от разных реакций, уменьшить фон наведенного излучения аппарата и облегчить процесс отождествления различных гамма-линий. Так, например, при захвате теплового нейтрона ядром водорода излучается гамма-линия с энергией 2.22 МэВ, поэтому для оценки содержания воды следует исследовать спектр гамма-лучей во временном окне 100—1000 мкс после нейтронного импульса, когда поток тепловых нейтронов максимален.

Для регистрации гамма-излучения используется сцинтилляционный детектор на основе кристалла LaBr₃(Ce). Такой детектор является оптимальным для данного эксперимента с точки зрения его технических характеристик (надежность работы, простота реализации, масса и потребляемая мошность) и измерительных свойств. Кристалл имеет форму цилиндра диаметром 7.6 и длиной 5.1 см. Детектор обладает спектральным разрешением 3.5% на энергии 662 кэВ и эффективность регистрации гамма-квантов не менее 15% на энергии 6 МэВ. Для спектрометрии используются 4096 спектральных каналов, покрывающих диапазон от 200 кэВ до 10 МэВ. При работе в активном режиме используются 64 логарифмических временных интервалов для записи гамма-спектров с различными временными задержками по отношению к моменту излучения

нейтронного импульса блоком ИНГ. Одно измерение формируется на основе суммирования спектров излучения в отдельных временных интервалах от большого числа импульсов от ИНГ.

Нейтроны регистрируются двумя пропорциональными счетчиками на основе ³Не с давлением 20 атмосфер, которые способны регистрировать нейтроны с энергией от долей эВ до 1 кэВ по реакции захвата ³Не(n,p) ³Н. Один из счетчиков окружен кадмиевым экраном, который не пропускает тепловые нейтроны с энергией менее 0.4 эВ. Таким образом, первый нейтронный детектор регистрирует все нейтроны в диапазоне от тепловых энергий до 1 кэВ, а второй – только эпитепловые нейтроны с энергией выше 0.4 эВ. Поэтому разница в темпе счета между двумя нейтронными детекторами соответствует вкладу тепловых нейтронов.

Для каждого нейтронного детектора электроника позволяет накапливать 16-канальные спектры отсчетов и строить временные профили отсчетов тепловых и эпитепловых нейтронов в 64 логарифмических временных интервалах после импульсов нейтронного генератора (таких же, как и для записи спектров гамма-лучей). Параметры временной шкалы для регистрации после импульсного излучения можно регулировать с помощью команд, стандартной является шкала с полной продолжительностью 66 мс от начала первого интервала длительностью 5 мкс до завершения 63-го интервала длительностью 7.3 мс. В последнем 64-ом интервале временной шкалы реги-



Рис. 2. Схема размещения прибора АДРОН-ЛР на "толстой мишени", имитирующей лунное вещество.

стрируется фоновое излучение нейтронов и гаммалучей до следующего импульса от генератора.

Блок импульсного нейтронного генератора ИНГ-10Л представляет собой отдельное устройство, соединенное с блоком нейтронного и гамма-спектрометра с помощью двух межблочных кабелей (питания и телеметрии). ИНГ включает нейтронную трубку и высоковольтную электронику для выработки ускоряющего напряжения ~120 кэВ. Импульс нейтронов с энергией 14 МэВ генерируется при столкновении ускоренных ионов дейтерия с мишенью из трития в результате ядерной реакции $D + T = {}^{4}He + n$. ИНГ способен вырабатывать нейтронные импульсы с интенсивностью до 10⁷ нейтронов в импульсе и с частотой до 10 Гц. Длительность (полная ширина на полувысоте) отдельного импульса составляет около 1 мкс. Эпитепловые нейтроны и гамма-лучи от реакций неупругого рассеяния генерируются в облучаемом грунте в течение первых десятков микросекунд после нейтронного импульса, послеимпульсное излучение тепловых нейтронов и гамма-лучи от ядерных реакций захвата генерируются в течение первых сотен микросекунд после нейтронного импульса. Блок ИНГ разработан Всероссийском научно-исследовательском институте автоматике им. Н.Л. Духова. Его прототип был создан для первого применения в составе прибора ДАН на борту ровера Curiosity (см. выше).

РЕЗУЛЬТАТЫ НАЗЕМНЫХ ОТРАБОТОК

Ниже представлены результаты наземных отработок эксперимента АДРОН-ЛР для различных моделей планетного вещества в качестве облучаемой "толстой мишени". Все работы были выполнены в Объединенном институте ядерных исследований (ОИЯИ) на специально созданном экспериментальном стенде. При проведении физических измерений взаимное расположение блоков прибора и их высота над поверхностью полностью соответствовали предполагаемой конфигурации прибора на поверхности Луны (рис. 2). Эксперименты сопровождались численными расчетами кривых затухания нейтронов и гаммаизлучения при воздействии нейтронных импульсов от ИНГ на модель лунного грунта.

В первой части экспериментальной отработки проводились измерения профиля затухания гамма-линии водорода 2223 кэВ для двух моделей лунного грунта с различным содержанием воды. Основой для модели лунного грунта было выбрано силикатное стекло, содержащее оксиды металлов и имеющее элементный состав, близкий к составу сухого лунного реголита. Общая высота мишени составляла около 60 см, что является достаточным с учетом глубины проникновения нейтронов с энергией 14 МэВ внутрь планетного грунта (см. Sanin и др., 2015). Для имитации воды поверх стекла был помещен слой полиэтилена толщиной 1 см для первого измерения и 3 см для второго. Блоки прибора располагались в центре "толстой мишени" на механической оснастке, имитирующей научную палубу космического аппарата на высоте около 30 см над поверхностью (см. рис. 2).

Длительность каждого из двух измерений в активном режиме работы составляла 15 мин, что соответствует характерному времени сеанса активных измерений на поверхности Луны. На рис. 3 представлены кривые затухания гамма-излучения линии водорода 2223 кэВ для моделей со слоями полиэтилена с толщиной 1 и 3 см.

Кривые затухания ожидаемо идут практически параллельно друг другу, причем темп счета в линии 2223 кэВ в случае более "влажной" модели вещества (3 см полиэтилена) приблизительно в 4 раза превышает темп счета для "сухой" мишени (1 см полиэтилена), что соответствует различию содержания водорода в этих двух моделях грунта.

Во второй части программы экспериментальной отработки проводились измерения кривых затухания потоков тепловых нейтронов и гаммаизлучения в линиях радиационного захвата водорода (2223 кэВ) и кремния (3539 кэВ) для моделей лунного вешества с разной глубиной залегания водородосодержащего слоя. Форма профилей интенсивности гамма-линий, генерируемых при радиационном захвате тепловых нейтронов ядрами вещества, зависит не только от концентрации водорода, но также от глубины водородосодержащего слоя в веществе. Прибор располагался сверху по центру модели лунного вещества аналогично предыдущему эксперименту. Первое измерение проводилось для модели со слоем полиэтилена толщиной 5 см на глубине 5 см от поверхности. Во втором случае водородосодержащий слой находился на глубине 14 см. Длительность каждого из двух измерений в активном режиме работы генератора с частотой 10 Гц составила стандартные 15 мин. Спектр гамма-лучей, зарегистрированных прибором АДРОН-ЛР во временном интервале 1-3 мс для первой модели лунного вещества, представлен в качестве примера на рис. 4.

Численное моделирование проведенных измерений было выполнено с помощью специализированного пакета программ MCNPX, который достаточно достоверно описывает процессы переноса и рождения частиц в подобных ядернофизических экспериментах (Sanin и др., 2015). В расчете были смоделированы основные узлы прибора АДРОН-ЛР и элементы экспериментального стенда, включая "толстую мишень" для моделей грунта.

Результаты измерений кривых затухания потока тепловых нейтронов и соответствующих численных расчетов представлены на рис. 5. Видны явные различия в положении и амплитуде максимумов кривых затухания, также наблюдается значимое различие в их форме. Значение максимума кривой затухания для модели вещества с заглублением водородосодержащего слоя на 5 см в 2.5 раза



Рис. 3. Кривые затухания гамма-излучения в линии 2223 кэВ для моделей со слоем полиэтилена толщиной 1 см (тонкая линия) и 3 см (толстая линия).



Рис. 4. Энергетический спектр гамма-лучей в диапазоне энергий 2–4 МэВ во временном интервале 1– 3 мс после импульса ИНГ для модели лунного вещества со слоем полиэтилена толщиной 5 см на глубине 5 см от поверхности.

больше, чем для модели с заглублением 14 см. Поток тепловых нейтронов для модели с меньшим заглублением водородосодержащего слоя достигает максимума на 0.18 мс после импульса и на 0.25 мс для модели с большим заглублением. Статистические ошибки измерений малы, и практически не превышают толщины линии (рис. 5).

Результаты измерений кривых затухания потока гамма-излучения в линии водорода 2223 кэВ во временном интервале 1–3 мс и соответствующие данные численных расчетов представлены на рис. 6.

Следует отметить достаточно хорошее согласие между экспериментом и теорией. Значения кривой затухания для линии 2223 кэВ в случае с меньшей глубиной залегания полиэтилена при-



Рис. 5. Кривые затухания потока тепловых нейтронов для моделей грунта с заглублением водородосодержащего слоя на 5 см (слева) и на 14 см (справа) по результатам измерений (толстая линия) и численным расчетам (тонкая линия).



Рис. 6. Кривые затухания потока гамма-излучения в линии водорода 2223 кэВ для моделей грунта с заглублением водородосодержащего слоя на 5 см (слева) и на 14 см (справа) по результатам измерений (толстая линия) и численным расчетам (тонкая линия).

близительно в 4 раза больше значений кривой для большей глубины. Из этих данных видно, что ошибки измерений содержания водорода по гамма-линии 2223 кэВ выше, чем при измерении кривых затухания нейтронов. Таким образом, нейтронный метод определения содержания водорода в лунном веществе представляется более чувствительным, однако измерение интенсивности линии водорода показывает истинное содержание водорода в изучаемом веществе и исключает необходимость учитывать эффект поглощения тепловых нейтронов железом и хлором.

Результаты измерений кривых затухания потока гамма-излучения в линии кремния 3539 кэВ во временном интервале 1—3 мс, и численных расчетов представлены на рис. 7.

В отличие от кривых затухания для линии водорода, значения кривых затухания для линии кремния различаются только в полтора—два раза для разных глубин залегания водородосодержащего слоя, что объясняется различным распределением по глубине атомов водорода и кремния в веществе мишени.

Наземная экспериментальная отработка показала, что оценки интенсивности гамма-линий, накопленных гамма-спектрометром за 15 мин работы в активном режиме, имеют большую статистическую погрешность. Однако при проведении космического эксперимента этот недостаток будет устранен увеличением количества сеансов работы прибора АДРОН-ЛР на лунной поверхности. Космический аппарат будет находиться в одном и том же месте, что позволит добиться достаточно высокой статистической достоверности выполненных измерений.

МЕТОДИКА АНАЛИЗА ДАННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Детальная обработка данных космического ядерно-физического эксперимента, как правило,



Рис. 7. Кривые затухания гамма-излучения в линии кремния 3539 кэВ для моделей грунта с заглублением водородосодержащего слоя на 5 см (слева) и на 14 см (справа) по результатам измерений (толстая линия) и численным расчетам (тонкая линия).

основана на анализе временных профилей нейтронов и энергетических спектров гамма-лучей, основанном на сопоставлении с численными молельно-зависимыми предсказаниями для соответствующих временных профилей для грунтов с различным составом и распределением волы по глубине. При построении численных моделей параметры, определяющие состав грунта и распределение воды, являются свободными. В результате перебора моделей грунта с различными параметрами выбирается тот набор параметров, для которого выполняется наилучшее согласие между экспериментом и численными предсказаниями. Обычно для сравнения данных измерений с предсказанными значениями применятся критерий Пирсона (см., например, Lampton и др., 1976).

Данный подход требует существенных временных затрат на численное моделирование процесса взаимодействия исходных нейтронов с веществом для создания баз данных, содержащих дискретное многообразие предсказаний для кривых после импульсного излучения альбедных нейтронов гамма-лучей для различных моделей грунта с дискретным набором параметров. Данные измерений предъявляются всей совокупности предсказанных значений и наилучшие значения параметров модели определяются из условия минимума функционала, построенного в соответствии с распределением χ^2 . Для выбора наилучшей модели и для оценки погрешности для значений параметров применяются известные правила для применения критерия Пирсона при обработке данных экспериментов (Lampton и др., 1976). Полученные наилучшие значения параметров модели грунта рассматриваются как результаты измерений его состава и свойств.

Подобная методика поиска наилучшего согласия между экспериментальными данными и численными расчетами успешно использовалась при обработке данных предшествовавших ядернофизических экспериментов, таких как ХЕНД и ДАН (Митрофанов и др., 2004; Mitrofanov и др., 2014; Sanin и др., 2015). Аналогичный подход будет использован для выбора наиболее подходящей модели лунного грунта при сопоставлении измеренной формы кривой затухания гамма-излучения для линий детектируемых элементов.

Авторы выражают благодарность специалистам Всероссийского научно-исследовательского института им. Н.Л. Духова за создание нейтронного генератора и специалистам АО "НПО им. Лавочкина" за совместную работу по разработке и испытаниям прибора АДРОН-ЛР.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, Тема ОСВОЕНИЕ, № АААА-А18-118012290370-6.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Митрофанов И.Г., Литвак М.Л., Козырев А.С., Санин А.Б., Третьяков В.И., Гриньков В.Ю., Бойнтон У.В., Шинохара К., Хамара Д., Саундерс Р.С. Оценка содержания воды в грунте Марса по данным нейтронных измерений прибора ХЕНД на борту космического аппарата 2001 Mars Odyssey // Астрон. вестн. 2004. Т. 38. № 4. С. 291–303.
- Митрофанов И.Г., Зеленый Л.М. Об освоении Луны. Планы и ближайшие перспективы // Земля и Вселенная. 2019. № 4(328). С. 16–37.
- Сурков Ю.А. Космохимические исследования планет и спутников. М.: Наука, 1985. с. 140–153.
- Boynton W.V., Taylor G.J., Evans L.G., Reedy R.C., Starr R., Janes D.M., Kerry K.E., Drake D.M., Kim K.J., Williams R.M.S., Crombie M.K., Dohm J.M., Baker V., Metzger A.E., Karunatillake S., Keller J.M., Newsom H.E., Arnold J.R., Brüuckner J., Englert P.A.J., Gasnault O., Sprague A.L., Mitrofanov I., Squyres S.W., Trombka J.I., d'Uston L., Wüanke H., Hamara D.K. Concentration of H, Si, Cl, K, Fe, and Th in the low- and mid-latitude regions of Mars // J. Geophys. Res. 2007. V. 112. Iss.

E12. CiteID E12S99.

https://doi.org/10.1029/2007JE002887

D'Uston C., Atteia J.L., Barat C., Chernenko A., Dolidze V. Observation of the γ-ray emission from the martian surface by the APEX experiment // Nature. 1989. V. 341. Iss. 6243. P. 598–600.

https://doi.org/10.1038/341598a0

Feldman W.C. Boynton W.V., Tokar R.L., Prettyman T.H., Gasnault O., Squyres S.W., Elphic R.C., Lawrence D.J., Lawson S.L., Maurice S., McKinney G.W., Moore K.R., Reedy R.C. Global distribution of neutrons from Mars: Results from Mars Odyssey // Science. 2002. V. 297. Iss. 5578. P. 75–78.

https://doi.org/10.1126/science.1073541

- Hasebe N., Shibamura E., Miyachi T., Takashima T., Kobayashi M., Okudaira O., Yamashita N., Kobayashi S., Karouji Y., Hareyama M., Kodaira S., Hayatsu K., Iwabuchi K., Nemoto S., Sakurai K., Komatsu S., Miyajima M., Ebihara M., Hihara T., Arai T., Sugihara T., Takeda H., D'Uston C., Gasnault O., Diez B., Forni O., Maurice S., Reedy R. High performance germanium gamma-ray spectrometer on Lunar Polar Orbiter SELENE (KA-GUYA) // Trans. Space Technol. Japan. 2010. V. 7. P. Pk 35–Pk 41.
- Lampton M., Margon B., Bowyer S. Parameter estimation in X-ray astronomy // Astrophys. J. 1976. V. 208. P. 177–190. https://doi.org/10.1086/154592
- Lawrence David J., Feldman William C., Goldsten John O., Maurice Sylvestre, Peplowski Patrick N., Anderson Brian J., Bazel David, McNu, Ralph L., Nittler Larry R., Prettyman Thomas H., Rodgers Douglas J., Solomon Sean C., Weider Shoshana Z. Evidence for Water Ice near Mercury's North Pole from MESSENGER Neutron Spectrometer Measurements // Science. 2013. V. 339. Iss. 6117. P. 292.

https://doi.org/10.1126/science.1229953

- Litvak M.L., Mitrofanov I.G., Barmakov Yu.N., Behar A., Bitulev A., Bobrovnitsky Yu., Bogolubov E.P., Boynton W.V., Bragin S.I., Churin S., Grebennikov A.S., Konovalov A., Kozyrev A.S., Kurdumov I.G., Krylov A., Kuznetsov Yu.P., Malakhov A.V., Mokrousov M.I., Ryzhkov V.I., Sanin A.B., Shvetsov V.N., Smirnov G.A., Sholeninov S., Timoshenko G.N., Tomilina T.M., Tuvakin D.V., Tretyakov V.I., Troshin V.S., Uvarov V.N., Varenikov A., Vostrukhin A. The Dynamic Albedo of Neutrons (DAN) Experiment NASA's 2009 Mars Science Laboratory // Astrobiology. 2008. V. 8. № 3. P. 605–612.
- Ma T., Chang J., Zhang N., Jian W., Cai M.S., Gong Y.Z., Tang H.S., Zhag R.J., Wang N.S., Yu M., Mao J.P., Hu Y.M., Xu A.A., Zhu M.H. Gamma-Ray Spectrometer Onboard Chang'E-2 // Nucl. Instr. Meth. A. 2012. V. 726. P. 113–115.
- Mitrofanov I., Anfimov D., Kozyrev A., Litvak M., Sanin A., Tret'yakov V., Krylov A., Shvetsov V., Boynton W., Shinohara C., Hamara D., Saunders R.S. Maps of subsurface hydrogen from the High Energy Neutron Detector, Mars Odyssey // Science. 2002. V. 297. P. 78–81. https://doi.org/10.1126/science.1073616
- Mitrofanov I.G., Bartels A., Bobrovnitsky Y.I., Boynton W., Chin G., Enos H., Evans L., Floyd S., Garvin J., Golovin D.V., Grebennikov A.S., Harshman K., Kazakov L.L., Keller J., Konovalov A.A., Kozyrev A.S., Krylov A.R., Litvak M.L., Malakhov A.V., McClanahan T., Milikh G.M., Mokrousov M.I., Ponomareva S., Sagdeev R.Z., Sanin A.B., Shevchenko V.V., Shvetsov V.N., Starr R., Timoshenko G.N., Tomilina T.M., Tretyakov V.I., Trombka J., Troshin V.S., Uvarov V.N., Varennikov A.B., Vostrukhin A.A. Lunar Exploration

Neutron Detector for the NASA Lunar Reconnaissance Orbiter // Space Sci. Rev. 2010a. V. 150. Iss. 1. P. 183–207.

https://doi.org/10.1007/s11214-009-9608-4

- Mitrofanov I.G., Kozyrev A.S., Konovalov A., Litvak M.L., Malakhov A.A., Mokrousov M.I., Sanin A.B., Tret'ykov V.I., Vostrukhin A.V., Bobrovnitskij Yu.I., Tomilina T.M., Gurvits L., Owens A. The Mercury Gamma and Neutron Spectrometer (MGNS) on board the planetary orbiter of the BepiColombo mission // Planet. and Space Sci. 2010b. V. 58. P. 116–124. https://doi.org/10.1016/j.pss.2009.01.005
- Mitrofanov I.G., Litvak M.L., Barmakov Yu.I., Behar A., Bobrovnitsky Yu.I., Bogolubov E.P., Boynton W.V., Harshman K., Kan E., Kozyrev A.S., Kuzmin R.O., Malakhov A.V., Mokrousov M.I., Ryzhkov V.I., Sanin A.B., Smirnov G.A., Shvetsov V.N., Timoshenko G.N., Tomilina T.M., Tret'yakov V.I., Varenikov A.B., Vostrukhin V. Experiment for measurements of Dynamic Albedo of Neutrons (DAN) onboard NASA's Mars science laboratory // Space Sci. Rev. 2012. V. 170. P. 559–582. https://doi.org/10.1007/s11214-012-9924
- Mitrofanov I.G., Litvak M.L., Sanin A.B., Starr R.D., Lisov D.I., Kuzmin R.O., Behar A., Boynton W.V., Hardgrove C., Harshman K., Jun I., Milliken R.E., Mischna M.A., Moersch J.E., Tate C.G. 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. Geophys. Res.: Planets. 2014. V. 119. Iss. 7. P. 1579– 1596.
- Prettyman T.H., Hagerty J.J., Elphic R.C., Feldman W.C., Lawrence D.J., McKinney G. W., Vaniman D.T. Elemental composition of the lunar surface: Analysis of gamma ray spectroscopy data from Lunar Prospector // J. Geophys. Res. 2006. V. 111. E12007. https://doi.org/10.1029/2005JE002656
- Sanin A.B., Mitrofanov I.G., Litvak M.L., Lisov D.I., Starr R., Boynton W., Behar A., DeFlores L., Fedosov F., Golovin D., Hardgrove C., Harshman K., Jun I., Kozyrev A.S., Kuzmin R.O., Malakhov A., Milliken R., Mischna M., Moersch J., Mokrousov M.I., Nikiforov S., Shvetsov V.N., Tate C., Tret'yakov V.I., Vostrukhin A. Data processing of the active neutron experiment DAN for a Martian regolith investigation // Nucl. Instr. Meth. A. 2015. V. 789. P. 114–127.
- Surkov I.A. Geochemical studies of Venus by Venera 9 and 10 automatic interplanetary stations // Lunar Sci. Conf., 8th, Houston, Tex., March 14–18. 1977. Proc. V. 3. (A78-41551 18-91). P. 2665–2689.
- Trombka J., Dyer C.S., Evans L.G., Bielefeld M.J., Seltzer S.M., Metzger A.E. Reanalysis of the Apollo cosmic gammaray spectrum in the 0.3 to 10 MeV energy region // Astrophys. J. 1977. V. 212. Pt 1. P. 925–935. https://doi.org/10.1086/155117
- Trombka J.I., Squyres S.W., Brückner J., Boynton W.V., Reedy R.C., McCoy T.J., Gorenstein P., Evans L.G., Arnold J.R., Starr R.D., Nittler L.R., Murphy M.E., Mikheeva I., McNutt R.L., McClanahan T.P., McCartney E., Goldsten J.O., Gold R.E., Floyd S.R., Clark P.E., Burbine T.H., Bhangoo J.S., Bailey S.H., Petaev M. The elemental composition of asteroid 433 Eros: Results of the NEAR-Shoemaker X-ray spectrometer // Science. 2000. V. 289. Iss. 5487. P. 2101–2105. https://doi.org/10.1126/science.289.5487.2101

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

УДК 523

ЛУННЫЙ ИНФРАКРАСНЫЙ СПЕКТРОМЕТР С ТЕЛЕВИЗИОННОЙ ПОДДЕРЖКОЙ РАБОЧЕГО ПОЛЯ МАНИПУЛЯТОРА (ЛИС-ТВ-РПМ)

© 2021 г. С. Н. Манцевич^{a, b, *}, Ю. С. Доброленский^a, Н. А. Евдокимова^a, О. И. Кораблёв^a, Ю. К. Калинников^c, Н. А. Вязоветский^a, И. А. Дзюбан^a, А. Г. Сапгир^a, А. В. Степанов^{a, b}, А. Ю. Титов^a, К. В. Александров^a, А. В. Бондаренко^a, И. В. Докучаев^a, М. Г. Князев^a, А. Я. Докучаев^d, Ф. В. Кулаков^d

а Институт космических исследований РАН, Москва, Россия

^bМосковский государственный университет им. М.В. Ломоносова, физический факультет, Москва, Россия

^сВсероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений,

Менделеево, Московская область, Россия

^dИнститут геологии рудных месторождений, петрографии, минералогии и геохимии РАН, Москва, Россия

*e-mail: manboxx@mail.ru

Поступила в редакцию 10.05.2021 г. После доработки 16.06.2021 г. Принята к публикации 21.06.2021 г.

В работе представлен акустооптический лунный инфракрасный спектрометр (ЛИС), предназначенный для минералогического анализа и оценки гидратации реголита поверхности Луны вблизи посадочного модуля. Приведены его оптическая схема, характеристики, результаты калибровок и лабораторных измерений. Спектрометр ЛИС предназначен для регистрации спектра солнечного излучения, отраженного поверхностью Луны, и будет функционировать в составе комплекса научной аппаратуры посадочного аппарата Луна-25. Прибор монтируется на манипуляторе посадочного аппарата таким образом, что его поле зрения находится внутри поля зрения стереокамер телевизионной поддержки рабочего поля манипулятора (ТВ РПМ). Прибор работает в спектральном диапазоне 1.15-3.4 мкм, включающем полосы поглощения OH/H₂O, со спектральным разрешением порядка 25 см⁻¹. Принцип действия прибора основан на акустооптической спектральной фильтрации оптического излучения.

Ключевые слова: Луна-25, поверхность Луны, гидратация, ИК-спектроскопия, видеосъемка **DOI:** 10.31857/S0320930X21060074

ВВЕДЕНИЕ

Преобладающее представление об абсолютной "сухости" лунной поверхности впервые пошатнулось с открытием повышенных концентраций водорода в полярных областях по данным нейтронного детектора KA Lunar Prospector (Feldman и др., 1998). Затем, по данным инфракрасного спектрометра М3 на KA Chandrayaan-2 была обнаружена поверхностная гидратация реголита Луны на высоких широтах (Pieters и др., 2009). В то же время, в 2008-2009 гг. следы воды и других летучих компонентов были обнаружены в образцах лунного грунта, доставленных на Землю в ходе программы Apollo (Базилевский и др., 2012; Saal и др., 2008; Hauri и др., 2009; Friedman и др.. 2009). По современным представлениям, вода или гидроксильная группа ОН присутствует на Луне в трех формах: в недрах (в магматических породах), в тонком поверхностном слое реголита и, вероятно, в конденсированном виде, в полярных областях в холодных ловушках (Базилевский и др., 2012). Вторая из этих форм — тонкий слой OH/H_2O на поверхности, — являясь продуктом взаимодействия солнечного ветра с верхним слоем реголита и представляя ничтожный интерес в плане практического использования, имеет большой научный интерес и является важным объектом исследования. Реголит, сохраняющий или отдающий летучие в течение лунного дня, может служить звеном гипотетического транспортного механизма, переносящего воду и другие летучие компоненты к аккумулирующим их холодным ловушкам в постоянно затененных полярных областях. Считается, что поверхность Луны постоянно находится в состоянии динамического обмена летучими компонентами с экзосферой.

Основной идеей, стоящей за установкой прибора ЛИС на космический аппарат Луна-25, является изучение поверхностной гидратации лунного реголита посредством регистрации отраженного поверхностью Луны солнечного излучения в диапазоне длин волн от 1.15 до 3.4 мкм, включая спектральный интервал около 3 мкм, который соответствует сильным полосам поглошения Н₂O/OH в имплантированной, адсорбированной, конденсированной (дед) или связанной формах. Открытие на KA Chandrayaan-2 поверхностной гидратации в ИК-диапазоне было подтверждено ИК-спектрометрами других космических аппаратов (Clark, 2009; Sunshine и др., 2009). Результаты М3. осложненные тем, что прибор регистрировал лишь коротковолновую часть 3-мкм полосы поглощения воды или ОН группы, были подтверждены и уточнены (Clark и др., 2011; McCord и др., 2011). Недавно, по спектрам, полученным на обсерватории SOFIA в диапазоне ~6 мкм, удалось отожлествить в составе реголита непосредственно H₂O (Honniball и др., 2021). Спектральный диапазон нашего прибора полностью перекрывает 3-мкм полосу гидратации, позволяя оценивать степень гидратации грунта вне зависимости от влияния теплового излучения поверхности. Выбранные районы посадки модуля Луна-25 (кратеры Богуславский (Ivanov, 2015) или Манцини (Ivanov и др., 2018)) не относятся к постоянно затемненным областям, и шанс обнаружить там свидетельства подповерхностных ледяных отложений невелик (Ivanov и др., 2015; Mitrofanov и др., 2012). Тем не менее эксперимент позволит в полной мере исследовать суточный цикл поверхностной воды/ОН – если таковой имеется – и охарактеризовать изменение стока летучих в течение лунного дня (Woehler и др., 2017; Grumpe и др., 2019).

Дополнительно, спектральный диапазон ЛИС может помочь провести оценку минерального состава поверхности и его разнообразие вблизи места посадки. Лунная кора в целом обеднена летучими веществами и богата тугоплавкими, что считается подтверждением ее горячего происхождения. И кора, и менее изученная мантия, обогащенная железом и магнием, сформировались на этапе океана магмы, за счет всплытия относительно более легкого плагиоклаза и опускания более плотных минералов, оливина и пироксена (Wood и др., 1970). Самым распространенным минералом лунной коры является плагиоклаз (Wieczorek и др., 2013). Крупнейшие ударные кратеры, такие как бассейн Южного полюса и Эйткена (SPA – South Pole Aitken), вероятно, проникают через кору и "опробуют" лунную мантию. Недавно луноход Yutu-2 китайского спускаемого аппарата Chang'E-4 получил свидетельства присутствия низкокальциевого ортопироксена и оливина, возможно, материалов лунной мантии на дне бассейна SPA (Li и др., 2019). Такие выволы слеланы на основе спектральных наблюлений спектрометра видимого и ближнего инфракрасного диапазона (VNIS) 7 на борту Yutu-2 (Не и др., 2019), прибора, по принципу схожего с ЛИС. Учитывая, что планируемые места посадки КА Луна-25 находятся ближе к краевой зоне SPA. можно ожидать, что преобладающими породами

на поверхности будут, прежде всего, продукты импактной переработки анортозитов, норитов, габбро и родственных пород (Pieters и др., 2001). Спектральные данные приборов на Kaguya и Chandrayaan-1 дают убедительные свидетельства региональных массивов кристаллических анортозитов (Ohtake и др., 2009; Cheek и др., 2013). ЛИС позволит провести быструю оценку преобладающего минерального состава поверхности, описать геологический контекст места посадки, а также наметить сценарии возврата проб в следующих проектах лунной программы.

В статье приведено описание приборного комплекса ЛИС-ТВ-РПМ, обоснование основных характеристик в соответствии с научными задачами, а также результаты лабораторных калибровок и измерений спектров некоторых минералов с характерными спектрами, демонстрирующих возможности прибора.

ПРИНЦИП И УСТРОЙСТВО ЛИС-ТВ-РПМ

В основе спектрометра ЛИС лежит принцип акустооптической фильтрации отраженного солнечного излучения в ИК-диапазоне спектра. Акустооптические (AO) перестраиваемые фильтры (АОПФ) нашли широкое применение при создании устройств спектрального анализа (Goutzoulis, Раре, 1994). Основой АОПФ является кристалл, на котором размещается пьезоэлектрический преобразователь. Наиболее часто применяется кристалл парателлурита (диоксида теллура), прозрачный в диапазоне от 0.35 до 5 мкм. Через электрическую согласующую цепь на электроды преобразователя подается высокочастотный (ВЧ) сигнал с генератора электрических колебаний. Колебания пластины преобразователя создают в кристалле акустическую волну, перестраивая частоту которой, в соответствии с условием брэгговского синхронизма, можно управлять длиной волны дифрагировавшего в ультразвуковом поле светового излучения. Характеристики АО дифракции определяются выбранной геометрией и размером области взаимодействия. Высокая надежность, компактность, широкий температурный диапазон работы и малая потребляемая мошность являются основными преимуществами АОП Φ , которые широко используются при создании научной аппаратуры для космических экспериментов (Bertaux и др., 2007; Pilorget, Bibring, 2013; Korablev и др., 2010; 2014; 2015; 2017; 2018), в том числе, дистанционного зондирования (Dekemper и др., 2012).

Спектрометр ЛИС состоит из двух блоков – оптического блока (ОБ) и блока электроники (БЭ), соединенных кабелем. На посадочном аппарате Луна-25 (Mitrofanov и др., 2013) спектрометр ОБ ЛИС установлен на манипуляторе, основная задача которого – взятие образцов лунного реголита для их исследования приборами научного комплекса КА Луна-25. Одной из функ-



Рис. 1. (а) — фотография БЭЛИС (слева), камер ТВ-РПМ и ОБЛИС; (б) — фрагмент трехмерной модели посадочного аппарата Луна-25, показывающей манипулятор с установленной на нем ОЧЛИС-ТВ-РПМ (выделено белым квадратом), а также поля зрения ОБЛИС и ТВ-РПМ (желтые конус и пирамида соответственно); (в) — фотография ОЧЛИС-ТВ-РПМ в ЭВТИ, установленной на образце манипулятора для конструкторско-доводочных испытаний.

ций манипулятора является ориентация полей зрения ЛИС-ТВ-РПМ в желаемом направлении для выполнения исследования гидратации близлежаших к посадочному аппарату областей лунной поверхности. Оптический приборный комплекс размещен около центрального шарнира манипулятора таким образом, чтобы, в том числе, иметь возможность исследовать грунт в окрестности рабочего инструмента. БЭ ЛИС закреплен на корпусе аппарата. На рис. 1а приведена фотография блоков летного образца прибора ЛИС-ТВ-РПМ (слева – БЭ ЛИС, в центре – камеры ТВ-РПМ. справа – ОБЛИС). ОБЛИС и камеры ТВ-РПМ вместе образуют оптическую часть прибора ЛИС-ТВ-РПМ (ОЧ ЛИС-ТВ-РПМ). Расположение ОЧ ЛИС-ТВ-РПМ на манипуляторе, а также конфигурация полей зрения ОБ ЛИС и ТВ-РПМ представлены на рис. 16. На рис. 1в приведена фотография ОЧ ЛИС-ТВ-РПМ в рабочей конфигурации — на манипуляторе и в экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ).

Поскольку ЛИС является точечным спектрометром, в котором излучение со всего поля зрения регистрируется одним фотоприемником, то для привязки научных данных к местности он должен функционировать совместно с получающей изображения фотокамерой (фотокамерами). При этом поле зрения ЛИС должно находиться внутри поля зрения камеры и его положение должно быть известно с высокой точностью. Предпочтительным является наличие двух камер, образующих стереопару, т.е. позволяющих получать стереоизображение. Роль такой стереопары на космическом аппарате Луна-25 выполняют две панхроматические камеры телевизионной поддержки рабочего поля манипулятора (ТВ-РПМ). Камеры также расположены на манипуляторе и закреплены в непосредственной близости от ОБ ЛИС. Поле зрения каждой из камер квадратное, размером 45°×45°. Взаимное расположение полей зрения ОБ ЛИС (круглое диаметром 1°) и ТВ-РПМ показано на рис. 16 конусом и пирамидой соответственно. Детектором в камерах ТВ-РПМ служит ПЗС-матрица Кодак, содержащая 1024 × 1024 элемента, расположенная в фокальной плоскости объектива с эффективным фокусным расстоянием 9.8 мм и относительным отверстием 1 : 2.8.

НАУЧНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ХАРАКТЕРИСТИКАМ ПРИБОРА

Спектральный диапазон

Как обсуждалось выше, основной научной задачей, определяющей параметры спектрометра ЛИС, является исследование гидратации лунного реголита, точнее поиск ОН/Н2О-содержащих соединений и чистого водяного льда. Орбитальные спектроскопические исследования лунной поверхности показали систематическое усиление полосы поглощения в области 2.7-3 мкм от экватора к полюсам, свидетельствующее об обнаружении OH/H_2O в верхнем слое реголита (Pieters и др., 2009). Однако длинноволновый край спектрального диапазона прибора М3, выполнявшего данные измерения, резко обрывался на длине волны 3 мкм, что позволяло регистрировать только коротковолновый край полосы поглощения. Исследование дополнительно осложнялось неопределенностями, связанными с тепловым излучением поверхности Луны (Clark и др., 2011). Таким образом, требование к спектральному диапазону ЛИС состоит в том, чтобы перекрыть всю полосу гидратации, так что длинноволновый край рабочего диапазона должен быть не менее 3.3 мкм, а еще лучше 3.4 мкм. Коротковолновая граница, в идеале, должна обеспечивать детектирование широкой полосы поглощения с центром при 0.95 мкм, характерной для пироксена, оливина или закаленного стекла. Однако, во-первых, здесь вступают в силу ограничения, связанные с применением АОПФ. Дело в том, что эффективно согласовать импеданс пьезоэлектрического преобразователя АОПФ в широком диапазоне частот не представляется возможным. Во-вторых, и это является определяющим фактором, чувствительность детекторов, оптимизированных для регистрации светового излучения на длинах волн 3–4 мкм, резко падает при $\lambda < 1$ мкм. Следовательно, для эффективной работы спектрометра в коротковолновом диапазоне требуется второй детектор, например на основе InGaAs, что усложняет оптическую схему спектрометра, увеличивает его габариты и массу. Дополнительно, ограничение спектрального диапазона длиной волны 1.1 мкм позволяет использовать оптические элементы на основе кремния. С учетом наличия второй полосы поглощения пироксена с центром при 1.95 мкм и приоритета научных задач в полосе гидратации 3 мкм, был выбран более простой и компактный вариант прибора с одним детектором и спектральным диапазоном, перекрывающим интервал от 1.15 до 3.3 мкм.

Спектральное разрешение

Научные требования к спектральному разрешению для прибора, предназначенного для изучения поверхности Луны, дискуссионны. Реальная поверхность Луны преимущественно представлена магматическими породами, не содержащими, в своем составе Н₂O/OH (за исключением, быть может, амфибола), спектры поглощения которых содержат гладкие и достаточно широкие полосы поглощения породообразующих минералов, для регистрации которых достаточно спектрального разрешения 10-20 нм. Например, разрешение орбитальных приборов, предназначенных для решения сходных научных задач, составляет 10 нм для МЗ, 15-20 нм для OMEGA и ~14 нм для CRISM (Pieters и др., 2009; Bibring и др., 2006; Ehlmann и др., 2008). При измерении спектра с близкого расстояния, как запланировано в случае ЛИС, пространственное разрешение оказывается на порядок выше, чем у аналогичных орбитальных приборов. Широкая полоса поглощения около 3 мкм и остальные относительно узкие полосы поглощения Н₂O/OH должны увереннее детектироваться в условиях Луны (по сравнению с Землей и Марсом) – при отсутствии там атмосферного поглощения.

В предельном случае, как планировалось для инфракрасного микроскопа-спектрометра MicrOmega (Pilorget, Bibring, 2013; Bibring и др., 2017а; 2017b), спектры чистых минералов с узкими линиями наблюдаются в масштабе зерен. Спектральное разрешение прибора МісгОтеда, определяемое монохроматическим освещением, составляет 20 см⁻¹ в диапазоне 0.9-3.5 мкм, или ~1.6 нм на длине волны 0.9 мкм и ~25 нм на длине волны 3.5 мкм. Учитывая, что поле зрения ЛИС будет охватывать плошадь поверхности ~3 см² и более, участок грунта или образец в поле зрения будет, скорее всего, включать смесь нескольких минералов. Поэтому для спектрометра ЛИС было выбрано несколько более грубое приведенное спектральное разрешение 25 см⁻¹, что соответствует 3.3 нм на длине волны 1.15 мкм, 16 нм на 2.5 мкм и 30 нм на 3.45 мкм. Также, такой выбор позволяет улучшить отношение сигнал/шум и сократить время экспозиции, что важно при работе в условиях недостаточного освещения.

Чувствительность и время измерения

Стационарные или мобильные научные платформы хорошо подходят для длительных измерительных операций, как правило, обеспечивая значительное время накопления. Это является

особенно важным фактором для АО приборов, поскольку они регистрируют спектр последовательно, перестраивая частоту ультразвука в пределах заданного диапазона. Минимальное время измерения одной спектральной точки не может быть меньше времени распространения акустической волны по всей длине АОПФ. В ЛИС оно составляет порядка 20 мкс. Реальное минимальное время измерения составляет 1 мс за счет задержек управляющей электроники АОПФ и детектора. Кроме того, автоматическое вычитание темнового тока фотоприемника для каждой спектральной точки требует его измерения с той же длительностью. Таким образом, на полное измерение на одной частоте ультразвука необходимо минимум 2 мс. Время полного измерения одной точки ограничено сверху величиной 200 мс без учета усреднения, величина которого может изменяться в пределах от 1 до 256. Измерение с большим количеством усреднений и большей экспозицией в условиях слабого освещения требует значительного времени.

Максимальное количество измеряемых точек во всем спектральном диапазоне ЛИС составляет 5900. Минимальное их число можно оценить, следуя теореме Котельникова. При условии, что спектральный диапазон прибора от 1.15 до 3.3 мкм (3030–8696 см⁻¹), а спектральное разрешение 25 см⁻¹, получим 453 точки (512 с учетом запаса и удобства управления). В таком случае, если время экспозиции для каждой точки, с учетом усреднения, выбрать равным 1 с, то на измерение всего спектра потребуется 8.5 мин.

Спектры будут измеряться для различных ориентаций ОБ ЛИС. При этом сначала изображение исследуемой области поверхности Луны будет получено при помощи камер ТВ-РПМ, а обработка данных ЛИС будет сопровождаться построением трехмерной модели поверхности с учетом распределения освещенных и теневых участков. Продолжительность измерения одного спектра составляет не менее 2.5 мин; оптимальное время, по оценкам, составляет около 8 мин.

Орбитальные измерения коэффициента отражения лунного реголита дают значения от 5-7% на коротковолновой границе спектрального диапазона ЛИС до 15-25% на длине волны 3 мкм (Ohtake и др., 2013), а спектральная яркость лунной поверхности меняется от 10-25 до ~1 Вт м⁻² мкм⁻¹ ср⁻¹ соответственно (Pieters и др., 2013). Угол падения солнечного излучения в приполярных областях будет намного больше, чем типичный угол при орбитальных наблюдениях. Однако области измерений на поверхности будут выбраны после анализа изображений с камеры, и мы ожилаем, что разнообразие форм рельефа в местном масштабе компенсирует влияние угла падения солнечных лучей. В любом случае, ожидаемую яркость возможно оценить только с точностью до порядка, учитывая разнообразие фазовых углов, альбедо и пористости поверхности.

ОПИСАНИЕ ПРИБОРА

Оптическая схема

Оптическая схема, использованная в ОБ ЛИС (рис. 2), типична для АО спектрометров (Bertaux и др., 2007; Korablev и др., 2014). Входной оптический блок состоит из отражательного ахроматического входного телескопа с фокусным расстоянием 52 мм, включающего корректор (1) и два зеркала – сферическое (3) и плоское. Диаметр входного отверстия телескопа равен 20 мм. Диафрагма поля зрения (2) диаметром 1 мм обеспечивает угловую апертуру поля зрения в 1°. АОПФ (б), изготовленный на основе кристалла парателлурита, помещен в квазипараллельный световой пучок между парой коллимирующих линз (4, 8) и парой поляризаторов (5, 7). Выходная коллимирующая линза (8) служит фокусирующим элементом для детектора (9). Детектор представляет собой одноэлементный InAs фотодиод Hamamatsu Р10090-21, термоэлектрически охлаждаемый двухступенчатым охладителем Пельтье.

В АОПФ использована широкоугольная геометрия АО взаимодействия (Voloshinov, 1993). Диапазон перестройки частоты ультразвука 23-82 МГц позволяет перекрыть спектральный диапазон оптического излучения от 1.15 до 3.3 мкм. Селекция длины волны дифрагированного светового излучения осуществляется посредством перестройки частоты ультразвука. Падающая световая волна в кристалле является обыкновенной, а дифрагированная – необыкновенной (анизотропная брэгговская дифракция). Угол между прошедшим и дифрагированным оптическими лучами на выходе из АО кристалла составляет 6°. Пара поляризаторов со скрещенными плоскостями поляризации используется для подавления нулевого порядка дифракции.

Механическое исполнение

Как уже упоминалось, ЛИС состоит из двух блоков – блока электроники (БЭ) и оптического блока (ОБ), соединенных межблочным кабелем. ОБ ЛИС расположен непосредственно на манипуляторе, а БЭ ЛИС закреплен на корпусе посадочного аппарата, что позволяет уменьшить нагрузку на манипулятор. При этом во избежание наводок по кабелю не должны передаваться сигналы высокой частоты и слабые сигналы, поэтому ОБ включает не только оптическую часть, но также платы синтезатора радиочастоты и усилителя для АОПФ, а также платы интерфейсов и фотоприемника. БЭ содержит только элементы питания для ЛИС и ТВ-РПМ.

Внутреннее устройство ОБ ЛИС приведено на рис. 3. Здесь представлены входная бленда, корпус объектива, АО модуль в составе плат управления, синтезатора частоты и усилителя и АО кристалла. В прорезях механического крепления АОПФ можно увидеть оправки поляризаторов,



Рис. 2. Оптическая схема ОБ ЛИС. *1*, *3* – входной телескоп; *2* – диафрагма поля зрения; *4*, *8* – коллимирующие линзы; *5*, *7* – поляризаторы; *6* – АОПФ; *9* – фотоприемник.

коричневым цветом отмечены плата интерфейсов и плата фотоприемника.

Результаты калибровок

Для управления длиной волны дифрагированного светового излучения в АОПФ используют перестройку частоты ультразвука. При этом между частотой ультразвука и длиной волны света существует однозначная связь определяемая выражением (Mantsevich и др., 2015; 2019):

$$f = \frac{V(T)}{\lambda} \Big\{ \sqrt{n_d^2 - n_i^2 \sin \vartheta_{\rm B}} - n_i \sin \vartheta_{\rm B} \Big\}, \qquad (1)$$

где f — частота ультразвука, λ — длина волны светового излучения, V — скорость ультразвуковой волны вдоль выбранного направления в кристалле, определяемого величиной угла среза, T — температура кристалла, $n_i = n_o$ — показатель преломления среды для падающей световой волны (так как падающая волна является о-волной), n_d — показатель преломления для дифрагированной световой волны, T — температура, $\vartheta_{\rm B}$ — угол Брэгга.

Определяющая соотношение между частотой ультразвука и длиной волны света зависимость (1) называется дисперсионной, или перестроечной кривой. Можно использовать соотношение (1), но более точные результаты дает проведение



Рис. 3. Внутреннее устройство ОБ ЛИС.

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

спектральных калибровок, при которых значения частот АО синхронизма непосредственно измеряются для набора длин волн оптического излучения в спектральном диапазоне АО спектрометра, а затем интерполируются, с использованием параметрических аппроксимаций.

Дисперсионная кривая летного образца спектрометра ЛИС приведена на рис. 4. Измерения частот синхронизма проводились для длин волн излучения гелий-неонового лазера 1.15, 1.52 и 3.39 мкм, а также полупроводниковых лазеров с распределенной обратной связью. Экспериментальные данные отмечены на рис. 4 кружками. Аппроксимация экспериментальных данных проводилась с помощью гиперболической зависимости:

$$f = a - \frac{b}{\left(1 + c\lambda\right)^{1/d}},\tag{2}$$

где $a = 222.8, b = -18685.6, c = 0.120, d = 0.782 - коэффициенты аппроксимации, а длина волны <math>\lambda$ измеряется в нм.

Проведенные измерения показали, что перестройка частоты ультразвука от 23 до 82 МГц позволяет перестраивать длину волны светового излучения от 3.67 до 1.11 мкм.

Еще одним важным моментом при проведении оптических калибровок AO спектрометров является измерение аппаратных функций прибора при различных длинах волн светового излучения. Спектр, регистрируемый установленным после AO фильтра фотоприемником, определяется выражением:

$$S(\lambda) = \frac{\int_{-\infty}^{\infty} I_d (\lambda - \lambda_0) I_i (\lambda_0) d\lambda_0}{\int_{-\infty}^{\infty} I_d (\lambda - \lambda_0) I_c (\lambda_0) d\lambda_0},$$
(3)



Рис. 4. Дисперсионная кривая ШО ЛИС.

где $I_i(\lambda)$ — непрерывный спектр падающего оптического излучения, $I_d(\lambda)$ — функция пропускания АОПФ, λ_0 — центральная длина волны функции пропускания, λ — переменная длина волны. Таким образом, форма функции пропускания определяет искажение спектра на выходе устройства.

Кроме того, спектральное разрешение АО спектрометра определяется по полуширине (ширине на половине высоты) основного максимума аппаратной функции.

На рис. 5 представлены результаты измерений функции пропускания АО спектрометра ЛИС для трех монохроматических длин волн оптического излучения: 1.15, 1.52 и 3.39 мкм. Значения уровня сигнала по вертикали нормированы на максимальную величину сигнала фотоприемника, по горизонтали отложена частота ультразвука в кГц.

Измерение аппаратной функции позволяет определить величину полосы пропускания в кГц, которая в первом приближении является инвариантом относительно длины волны, и пересчитать ее в см⁻¹. Для длин волн светового излучения 1.15 и 1.52 мкм полоса пропускания составила 180 кГц, а для 3.39 мкм — 185 кГц, что, в пределах погрешности дает значение спектрального разрешения 19 см⁻¹. Частоты акустооптического синхронизма для указанных длин волн оптического излучения оказались равными 79.20, 58.82 и 25.15 МГц соответственно.

Как следует из выражения (1), скорость акустической волны зависит от температуры среды АО взаимодействия (Silvestrova и др., 1981); следовательно, от температуры зависит и значение частоты АО синхронизма, а одной и той же частоте ультразвука, при разных температурах, будут соответствовать различные длины волн дифрагированного светового излучения (Mantsevich и др., 2015; 2019). При этом предполагается, что ОБ ЛИС должен функционировать в диапазоне температур от -40 до $+50^{\circ}$ C без температурной ста-



Рис. 5. Аппаратные функции ЛИС для трех длин волн оптического излучения: 1.15 мкм (а); 1.52 мкм (б); 3.39 мкм (в).

билизации. Для изучения вопроса влияния температуры на частоту АО синхронизма и форму аппаратных функций ЛИС были проведены испытания в термовакуумной камере, в которых измерялись сдвиги частоты АО синхронизма для трех длин волн оптического излучения, соответ-



Рис. 6. Изменение частоты АО синхронизма с температурой для трех длин волн оптического излучения: (a) -1.15 мкм, (б) -1.52 мкм, (в) -3.39 мкм.

ствующих краям и середине рабочего диапазона прибора (рис. 6). Такие измерения позволяют скорректировать дисперсионные кривые AO фильтра во избежание ошибок при обработке научных результатов.

По теории АО взаимодействия, зависимость частоты синхронизма от температуры должна иметь линейный вид (Mantsevich и др., 2019); на-

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021



Рис. 7. Измерение поля зрения ТВ РПМ-1.

(a)





Рис. 8. Изображения мир для определения пространственного разрешения; (а) – ТВ РПМ-1, (б) – ТВ РПМ-2.

блюдаемые в эксперименте отклонения от линейного закона объясняются неравномерным нагревом акустооптического кристалла.

Измерения показали, что для длины волны оптического излучения 1.15 мкм частота синхронизма изменяется на 350 кГц при изменении температуры от +50 до -40°С (температурный коэффициент сдвига 3.9 кГц/К). При этом полуширина

МАНЦЕВИЧ и др.

Основные характеристики ЛИС-ТВ-РПМ

Характеристика	Значение
Масса ОБ ЛИС, кг	0.74
Масса БЭ ЛИС, кг	0.315
Масса ТВ РПМ-1 и ТВ РПМ-2, кг	0.383 каждый
Суммарная масса соединительных кабелей, кг	0.63
Потребляемая ЛИС мощность в холостом режиме, Вт	4.9
Потребляемая ЛИС мощность в режиме измерений, Вт	10.3
Потребляемая ТВ РПМ мощность в холостом режиме, Вт	3.6
Потребляемая ТВ РПМ мощность в режиме измерений, Вт	3.7
Спектральный диапазон работы ОБ ЛИС, мкм	1.11-3.67
Спектральное разрешение ОБ ЛИС, см ⁻¹	19 ± 2
Поле зрения ОБ ЛИС, угл. град	1.03 ± 0.02
Угловое поле зрения ТВ РПМ-1, ТВ РПМ-2, угл. град	$45.7^{\circ} \times 45.7^{\circ}$ $44.9^{\circ} \times 44.9^{\circ}$
Диапазон спектральной чувствительности, мкм	0.40-0.95
Пространственное разрешение ТВ РПМ-1 и ТВ РПМ-2 на расстоянии 1 м, мм	0.8
Пространственное разрешение, пиксели	1000×1000
Физический размер пикселя, мкм	7.4×7.4
Количество градаций серого	4096 (при 12 бит)/256 (при 8 бит)
Физический размер кадра для каждого фотоприемного устройства, МБ	2 при 12 бит оцифровки 1 при 8 бит оцифровки

аппаратной функции составляет около 180 кГц. Для длины волны 1.52 мкм сдвиг частоты синхронизма для того же диапазона температур равен 400 кГц (4.4 кГц/К), для длины волны 3.39 мкм — 95 кГц (1.05 кГц/К).

Поскольку ЛИС не является видеоспектрометром, то без наличия фотокамеры не представляется возможным определить, спектр какого объекта он измеряет. Роль такой фотокамеры исполняет ТВ РПМ. При этом в ходе наземных калибровок проводятся операции, позволяющие определить положение поля зрения ЛИС в поле зрения обеих камер ТВ РПМ. Также в ходе наземных калибровок определялись размеры полей зрения и пространственное разрешение камер ТВ РПМ.

Изображение с камеры ТВ РПМ-1, полученное в процессе измерений поля зрения, приведено на рис. 7.

Изображения с камер ТВ РПМ-1 и ТВ РПМ-2, полученные при их измерении пространственного разрешения, показаны на рис. 8.

Основные характеристики ЛИС и ТВ РПМ приведены в таблице.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛАБОРАТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ СПЕКТРОВ МИНЕРАЛОВ

Далее приведем результаты лабораторных измерений спектров отражения некоторых минералов (хлорит IGE6028, магнезит IGE5864 и нонтронит M757), измельченных до порошкообразного состояния. В экспериментах образцы освещались галогеновой лампой ThorLabs SLS202L, падающее световое излучение направлялось перпендикулярно поверхности образца, а отраженное регистрировалось ОБ ЛИС, ориентированным под углом 45° к поверхности.

Сопоставление измеренных спектров с библиотечными из спектральной библиотеки орбитального ИК-спектрометра CRISM (КА MRO) приведено на рис. 9. Здесь по горизонтальной оси отложены длины волн, в диапазоне от 1.15 до 3.3 мкм, а по вертикальной — коэффициент отражения.

В качестве образцов для измерений были выбраны минералы, имеющие сильные полосы поглощения в спектральном диапазоне работы ЛИС.

Библиотечные спектры нонтронита NDJB26 (спектральная библиотека CRISM), как и спектры аналогичного образца M757, измеренные LIS (рис. 9а), проявляют сильные гармоники колебаний молекул гидроксила и воды возле 1.41 мкм и комбинированные полосы поглощения воды около 1.92 мкм (Bishop и др., 2008).

В районе 2.2–2.5 мкм нонтронит (как и остальные смектиты) имеет набор комбинированных полос поглощения, связанных с группой ОН (Bishop и др., 2008). Они могут быть отождествле-



Рис. 9. Сопоставление измеренных и библиотечных спектров отражения минералов; (а) — нонтронит, (б) — магнезит, (в) — хлорит.

ны на приводимых спектрах – библиотечном и полученном спектрометром ЛИС (2.238, 2.286, 2.4 и на 2.5 мкм).

Библиотечный спектр магнезита LACB06B (спектральная библиотека CRISM), как и спектр

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

аналогичного образца IGE5864, измеренный ЛИС (рис. 96), демонстрируют сильные полосы поглощения на длинах волн 2.3 и 2.5 мкм. Эти полосы являются гармониками фундаментальных валентных и вращательных колебаний С–О (Hunt, Salisbury, 1971). Кроме того, на библиотечном спектре присутствуют слабые полосы около 1.846, 1.97 и 2.13 мкм, при этом на спектре, полученном ЛИС, полоса 1.846 мкм не отождествляется, а вклад полос 1.97 и 2.13 мкм едва заметен. В данном спектральном диапазоне доминирует полоса поглощения на 1.9–2.0 мкм, по всей видимости, связанная со вкладом адсорбированной воды.

Библиотечный спектральный коэффициент отражения образца хлорита LACL14 (рис. 9в) имеет узкую слабую полосу около 1.39 мкм, которая, по-видимому, обусловлена валентными колебаниями гидроксильной группы (Mg₂OH) (Bishop, 2005; Bishop и др., 2008). Поглощение в районе 2 мкм, вероятно, обусловлено поглощением адсорбированной воды. На спектре образца IGE6028, полученном спектрометром ЛИС, широкие полосы поглощения с минимумами в районе 1.41 и 1.91 мкм связаны с присутствием большего, чем на библиотечном спектре, количества адсорбированной воды. На обоих спектрах (рис. 9в) наблюдается полоса поглощения на 2.33 мкм, наличие которой вызвано комбинированными колебаниями Mg₃-OH (Bishop и др., 2008). Очень слабые полосы поглощения в спектре, измеренном ЛИС в интервале 2.36-2.6 мкм и полоса на том же интервале в библиотечном спектре, вероятно, соответствуют слабым комбинационным полосам ОН, связанными с катионами Al³⁺, Fe³⁺, Mg²⁺.

Спектры нонтронита и хлорита содержат также широкую насыщенную полосу поглощения воды с минимумом на 2.7 мкм, обусловленную, в первую очередь, валентными колебаниями гидроксил-группы OH. Кроме того, вклад в поглощение в этой части спектра дают вращательные полосы поглощения H_2O на 3.1 мкм. Спектр магнезита также содержит в этой области полосу с минимумом на длинах волн больших 3 мкм, связанную с присутствием адсорбированной воды. Присутствие воды затрудняет использование спектральных признаков при $\lambda > 2.7$ мкм для отождествления минералов при помощи прибора ЛИС в лабораторных условиях.

Различная форма спектров, измеренных ЛИС, и спектров из спектральной библиотеки может быть объяснена в первую очередь различиями в микроструктуре библиотечных и исследуемых образцов (включая различия в степени дробления и форме частиц), разной геометрией измерений, а также присутствием разного рода примесей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе дано описание акустооптического спектрометра ЛИС, оптический блок которого будет располагаться совместно с камерами ТВ РПМ на манипуляторе посадочного аппарата Луна-25. Приведены его основные характеристики и результаты спектральных и температурных калибровок.

Сопоставление результатов лабораторных измерений спектров некоторых минералов с библиотечными данными показало, что выбранные характеристики позволяют получать достоверные спектральные данные для решения поставленных научных задач по исследованию минералогического состава лунного реголита и его гидратации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Базилевский А.Т., Абдрахимов А.М., Дорофеева В.А. Вода и другие летучие на Луне (обзор) // Астрон. вестн. 2012. Т. 46. № 2. С. 99–118. (Basilevsky A.T., Abdrakhimov A.M., Dorofeeva V.A. Water and other volatiles on the moon: A review // Sol. Syst. Res. 2012. V. 46. P. 89–107.)
- Кораблев О.И., Бондаренко А.В., Докучаев И.В., Иванов А.Ю., Козлов О.Е., Котцов В.А., Киселев А.Б., Бибринг Ж.-П., Фурмонд Ж.-Ж. Микроскоп-спектрометр проекта "Фобос-Грунт" // Астрон. вестн. 2010. Т. 44. № 5. С. 431–436. (Korablev O.I., Ivanov A.Y., Kozlov O.E., Kottsov V.A., Kiselev A.B., Bondarenko A.V., Dokuchaev I.V., Bibring J.-P., Fourmond J.-J. Microscope spectrometer for the Phobos-Grunt mission // Sol. Syst. Res. 2010. V. 44. № 5. P. 403–408.)
- Bertaux J., Nevejans D., Korablev O., Villard E., Quémerais E., Neefs E., Montmessin F., Leblanc F., Dubois J.P., Dimarellis E., Hauchecorne A., Lefèvre F., Rannou P., Chaufray J.Y., Cabane M., Cernogora G., Souchon G., Semelin F., Reberac A., Van Ransbeek E., Berkenbosch S., Clairquin R., Muller C., Forget F., Hourdin F., Talagrand O., Rodin A., Fedorova A., Stepanov A., Vinogradov I., Kiselev A., Kalinnikov Yu., Durry G., Sandel B., Stern A., Gérard J.C. SPICAV on Venus Express: Three spectrometers to study the global structure and composition of the Venus atmosphere. // Planet. and Space Sci. 2007. V. 55. № 12. P. 1673–1700.
- Bibring J.-P., Langevin Y., Mustard J.F., Poulet F., Arvidson R., Gendrin A., Gondet B., Mangold N., Pinet P., Forget F., Berthé M., Gendrin A., Gomez C., Gondet B., Jouglet D., Poulet F., Soufflot A., Vincendon M., Combes M., Drossart P., Encrenaz T., Fouchet T., Merchiorri R., Belluci G.C., Altieri F., Formisano V., Capaccioni F., Cerroni P., Coradini A., Fonti S., Korablev O., Kottsov V., Ignatiev N., Moroz V., Titov D., Zasova L., Loiseau D., Mangold N., Pinet P., Douté S., Schmitt B., Sotin C., Hauber E., Hoffmann H., Jaumann R., Keller U., Arvidson R., Mustard J.F., Duxbury T., Forget F., Neukum G. Global mineralogical and aqueous Mars history derived from OMEGA/Mars Express data // Science. 2006. V. 312. № 5772. P. 400– 404.
- Bibring J.-P., Hamm V., Pilorget C., Vago H.L., and the MicrOmega Team. The MicrOmega Investigation Onboard ExoMars // Astrobiology. 2017. V. 17. № 1–2. P. 621–626.
- Bibring J.-P., Hamm V., Langevin Y., Pilorget C., Arondel A., Bouzit M., Chaigneau M., Crane B., Darié A., Evesque C., Hansotte J., Gardien V., Gonnod L., Leclech J.-C., Meslier L., Redon T., Tamiatto C., Tosti S., Thoores N. The MicrOmega Investigation Onboard Hayabusa 2 // Space Sci Rev. 2017. V. 208. P. 401–412.

- Bishop J.L. Hydrated minerals on Mars // Adv. in Astrobiology and Biogeophysics. 2005. V. 4. P. 65–96.
- Bishop J.L., Lane M.D., Dyar M.D., Brown A.J. Reflectance and emission spectroscopy study of four groups of phyllosilicates: smectites, kaolinite-serpentines, chlorites and micas // Clay Minerals. 2008. V. 43. № 1. P. 35–54.
- Cheek L.C., Donaldson Hanna K.L., Pieters C.M., Head J.W., Whitten J.L. The distribution and purity of anorthosite across the Orientale basin: New perspectives from Moon Mineralogy Mapper data // J. Geophys. Res. Planets. 2013. V. 118. P. 1805–1820.
- *Clark R.N.* Detection of adsorbed water and hydroxyl on the Moon // Science. 2009. V. 326. № 5952. P. 562–546.
- Clark R.N., Pieters C.M., Green R.O., Boardman J.W., Petro N.E. Thermal removal from near-infrared imaging spectroscopy data of the Moon // J. Geophys. Res. Planets. 2011. V. 116. E00G16.
- Dekemper E., Loodts N., Van Opstal B., Maes J., Vanhellemont F., Mateshvili N., Franssens G., Pieroux D., Bingen C., Robert C., De Vos L., Aballea L., Fussen D. Tunable acousto-optic spectral imager for atmospheric composition measurements in the visible spectral domain // Appl. Opt. 2012. V. 51. № 25. P. 6259–6267.
- Ehlmann B.L., Mustard J.F., Murchie S.L., Poulet F., Bishop J.L., Brown A.J., Calvin W.M., Clark R.N., Des Marais D.J., Milliken R.E., Roach L.H., Roush T.L., Swayze G.A., Wray J.J. Orbital identification of carbonate-bearing rocks on Mars // Science. 2008. V. 322. № 5909. P. 1828–1832.
- Feldman W.C., Maurice S., Binder A.B., Barraclough B.L., Elphic R.C., Lawrence D.J. Fluxes of fast and epithermal neutrons from lunar prospector: evidence for water ice at the lunar poles // Science. 1998. V. 281. № 5382. P. 1496–1500.
- *Friedman B., Saal A.E., Hauri E.H. et al.* The volatile content of the Apollo 15 picritic glasses // Lunar and Planet. Sci. 2009. V. 41. Abs. 2444.
- Goutzoulis A.P., Pape D.R. Design and fabrication of acousto-optic devices. N.Y.: Marcel Dekker, 1994.
- Grumpe A., Wöhler C., Berezhnoy A.A., Shevchenko V.V. Time-of-day-dependent behavior of surficial lunar hydroxyl/water: Observations and modeling // Icarus. 2019. V. 321. P. 486–507.
- *Hauri E.H., Saal A.E., Van Orman J. et al.* New estimates of the water content of the Moon from Apollo 15 picritic glasses // Lunar and Planet. Sci. 2009. V. 40. Abs. 2344.
- He Z., Li C., Xu R., Lv G., Yuan L., Wang J. Spectrometers based on acousto-optic tunable filters for in-situ lunar surface measurement // J. Appl. Remote Sensing. 2019. V. 13. № 2. 027502.
- Honniball C.I., Lucey P.G., Li S., Shenoy S., Orlando T.M., Hibbitts C.A., Hurley D.M., Farrell W.M. Molecular water detected on the sunlit Moon by SOFIA // Nat. Astron. 2021. V. 5. P. 121–127.
- Hunt G.R., Salisbury J.W. Visible and near infrared spectra of minerals and rocks. III. Carbonates // Modern Geology. 1971. V. 2. P. 23–30.
- Ivanov M.A., Hiesinger H., Abdrakhimov A.M., Basilevsky A.T., Head J.W., Pasckert J.-H., Bauch K., van der Bogert C.H., Gläser P., Kohanov A. Landing site selection for Luna-Glob mission in crater Boguslawsky // Planet. and Space Sci. 2015. V. 117. P. 45–63.
- Ivanov M.A., Abdrakhimov A.M., Basilevsky A.T., Demidov N.E., Guseva E.N., Head J.W., Hiesinger H., Kohanov A.A., Krasilnikov S.S. Geological characterization of the three

560

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

high-priority landing sites for the Luna-Glob mission // Planet. and Space Sci. 2018. V. 162. P. 190–206.

- Korablev O., Trokhimovsky A., Grigoriev A.V., Shakun A., Ivanov Y.S., Moshkin B., Anufreychik K., Timonin D.N., Dziuban I., Kalinnikov Yu.K., Montmessin F. Three infrared spectrometers, an atmospheric chemistry suite for the ExoMars 2016 trace gas orbiter // J. Appl. Remote Sensing. 2014. V. 8. № 1. 084983.
- Korablev O., Ivanov A., Fedorova A., Kalinnikov Yu.K., Shapkin A., Mantsevich S., Viazovetsky N., Evdokimova N., Kiselev A.V. Development of a mast or robotic armmounted infrared AOTF spectrometer for surface Moon and Mars probes // Proc. SPIE. 2015. V. 9608. P. 960807-1-10.
- Korablev O.I., Dobrolensky Yu., Evdokimova N., Fedorova A.A., Kuzmin R.O., Mantsevich S.N., Cloutis E.A., Carter J., Poulet F., Flahaut J., Griffiths A., Gunn M., Schmitz N., Martin-Torres J., Zorzano M.-P., Rodionov D.S., Vago J.L., Stepanov A.V., Titov A.Yu., Vyazovetsky N.A., Trokhimovskiy A.Yu., Sapgir A.G., Kalinnikov Yu.K., Ivanov Yu.S., Shapkin A.A., Ivanov A.Yu. Infrared spectrometer for ExoMars: a mast-mounted instrument for the Rover // Astrobiology. 2017. V. 17. P. 542–564.
- Korablev O.I., Belyaev D.A., Dobrolenskiy Y.S., Trokhimovskiy A.Y., Kalinnikov Yu.K. Acousto-optic tunable filter spectrometers in space missions [Invited]. Appl. Opt. 2018. V. 57. P. C103–C119.
- Li C., Liu D., Liu B. Ren X., Liu J., He Z., Zuo W., Zeng X., Xu R., Tan X., Zhang X., Chen W., Shu R., Wen W., Su Y., Zhang H., Ouyang Z. Chang'E-4 initial spectroscopic identification of lunar far-side mantle-derived materials // Nature. 2019. V. 569. P. 378–382.
- Mantsevich S.N., Korablev O.I., Kalinnikov Yu.K., Ivanov A.Yu., Kiselev A.V. Examination of temperature influence on wide-angle paratellurite crystal acousto-optic filters operation // Acta Physica Polonica A. 2015. V. 127. № 1. P. 43–45.
- *Mantsevich S.N., Kostyleva E.I.* Examination of the temperature influence on phase matching frequency in tunable acousto-optic filters // Ultrasonics. 2019. V. 91. P. 45–51.
- McCord T.B., Taylor L.A., Combe J.-P., Kramer G., Pieters C.M., Sunshine J.M., Clark R.N. Sources and physical processes responsible for OH/H₂O in the lunar soil as revealed by the Moon Mineralogy Mapper (M³) // J. Geophys. Res. 2011. V. 116. E00G05.
- *Mitrofanov I.G., Petrukovich A.A., Zelenyi L.M.* Russian plans for the first stage of lunar robotic exploration // LPI Contributions. 2013. V. 1748. 7022.
- Ohtake M., Matsunaga T., Haruyama J., Yokota Y., Morota T., Honda C., Ogawa Y., Torii M., Miyamoto H., Arai T., Hirata N., Iwasaki A., Nakamura R., Hiroi T., Sugihara T., Takeda H., Otake H., Pieters C.M., Saiki K., Kitazato K., Abe M., Asada N., Demura H., Yamaguchi Y., Sasaki S., Kodama S., Terazono J., Shirao M., Yamaji A., Minami S., Akiyama H., Josset J.-L. The global distribution of pure anorthosite on the Moon // Nature. 2009. V. 461. P. 236–240.
- Ohtake M., Pieters C.M., Isaacson P., Besse S., Yokota Y., Matsunaga T., Boardman J., Yamomoto S., Haruyama J., Staid M., Mall U., Green R.O. One Moon, many measurements 3: Spectral reflectance // Icarus. 2013. V. 226. № 1. P. 364–374.
- Pieters C.M., Head J.W., Gaddis L., Jolliff B., Duke M. Rock types of South Pole-Aitken basin and extent of basaltic volcanism // J. Geophys. Res: Planets. 2001. 106(E11).

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

28001-28022.

https://doi.org/10.1029/2000je001414

- Pieters C.M., Goswami J.N., Clark R.N., Annadurai M., Boardman J., Buratti B., Combe J.-P., Dyar M.D., Green R., Head J.W., Hibbitts C., Hicks M., Isaacson P., Klima R., Kramer G., Kumar S., Livo E., Lundeen S., Malaret E., McCord T., Mustard J., Nettles J., Petro N., Runyon C., Staid M., Sunshine J., Taylor L.A., Tompkins S., Varanasi P. Character and spatial distribution of OH/H₂O on the surface of the Moon seen by M³ on Chandrayaan-1 // Science. 2009. V. 326. № 5952. P. 568–572.
- Pieters C.M., Boardman J.W., Ohtake M., Matsunaga T., Haruyama J., Green R.O., Mall U., Staid M.I., Isaacson P.J., Yokota Y., Yamamoto S., Besse S., Sunshine J.M. One Moon, many measurements 1: Radiance values // Icarus. 2013. V. 226. № 1. P. 951–963.
- Pilorget C., Bibring J.-P. NIR reflectance hyperspectral microscopy for planetary science: Application to the MicrOmega instrument // Planet. and Space Sci. 2013. V. 76. P. 42–52.
- Saal A.E., Hauri E.H., Cascio M.L., Van Orman J.A., Rutherford M.C., Cooper R.F. Volatile content of lunar volcanic glasses and the presence of water in the Moon's interior // Nature. 2008. V. 454(7201). P. 192–195. https://doi.org/10.1038/nature07047
- Sanin A.B., Mitrofanov I.G., Litvak M.L., Malakhov A., Boynton W.V., Chin G., Droege G., Evans L.G., Garvin J., Golovin D.V., Harshman K., McClanahan T.P., Mokrousov M.I., Mazarico E., Milikh G., Neumann G., Sagdeev R., Smith D.E., Starr R.D., Zuber M.T. Testing lunar permanently shadowed regions for water ice: LEND results from LRO. 2012. V. 117. № E12. E00H26.
- Silvestrova I.M., Pisarevskii Yu.V., Földvári I., Peter A., Voszka R., Janszky J. Refinement of some optical and acoustic parameters of paratellurite // Phys. Stat. Sol. 1981. V. 66. P. K55–K58.
- Sunshine J.M., Farnham T.L., Feaga L.M., Groussin O., Merlin F., Milliken R.E., A'Hearn M.F. Temporal and Spatial Variability of Lunar Hydration As Observed by the Deep Impact Spacecraft // Science. 2009. V. 326. № 5952. P. 565–568.
- *Voloshinov V.B.* Anisotropic light diffraction on ultrasound in a tellurium dioxide single crystal // Ultrasonics. 1993. V. 31. P. 333–338.
- Wieczorek M.A., Neumann G.A., Nimmo F., Kiefer W.S., Taylor G.J., Melosh H.J., Phillips R.J., Solomon S.C., Andrews-Hanna J.C., Asmar S.W., Konopliv A.S., Lemoine F.G., Smith D.E., Watkins M.M., Williams J.G., Zuber M.T. The crust of the Moon as seen by GRAIL // Science. 2013. V. 339. № 6120. P. 671–675.
- Wöhler C., Grumpe A., Berezhnoy A.A., Feoktistova E.A., Evdokimova N.A., Kapoor K., Shevchenko V.V. Temperature regime and water/hydroxyl behavior in the crater Boguslawsky on the Moon // Icarus. 2017. V. 285. P. 118–136.
- Wood J.A., Dickey J.S., Marvin U.B., Powell B.N. Lunar anorthosites and a geophysical model of the Moon // Geochim. et Cosmochim. Acta. 1970. V. 1. P. 965– 988.

УДК 520.6.07

ЛАЗЕРНЫЙ ИОНИЗАЦИОННЫЙ МАСС-СПЕКТРОМЕТР ЛАЗМА-ЛР НА БОРТУ МИССИЙ ЛУНА-25 И ЛУНА-27

© 2021 г. А. Е. Чумиков^{*a*}, В. С. Чепцов^{*a*}, *, Н. Г. Манагадзе^{*a*}, Г. Г. Манагадзе^{*a*}

^аИнститут космических исследований РАН, Москва, Россия *e-mail: cheptcov.vladimir@gmail.com Поступила в редакцию 02.11.2020 г. После доработки 07.04.2021 г. Принята к публикации 15.04.2021 г.

Лазерно-ионизационный времяпролетный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР в составе комплекса научной аппаратуры (КНА) космических аппаратов Луна-25 и Луна-27 позволяет проводить элементный и изотопный анализ твердых образцов (реголита и пыли) с высокой точностью и высоким пространственным разрешением. Принцип работы прибора заключается в полной атомизации и ионизации вещества лазерным импульсом, разделении ионов при их свободном разлете в зависимости от их массы и заряда и последующей регистрации времени пролета ионов от мишени до детектора. Прибор имеет небольшие габариты (130 × 206 × 254 мм), массу (2.8 кг) и рабочее электропотребление (8 Вт). Чувствительность элементного анализа составляет не менее 50 атомов на миллион атомов (рртА) в одном спектре и 5 рртА при анализе 100 спектров. Научные данные, полученные с прибором ЛАЗМА-ЛР, могут быть применены для решения широкого круга задач, таких как геологическая характеристика мест посадки космических аппаратов, анализ состава лунной пыли, поиск редкоземельных элементов, самородных металлов и сплавов, определение содержания химически связанной воды в реголите. Выполнение этих задач способствует как изучению фундаментальных вопросов, связанных с определением условий формирования и эволюции Луны, так и решению ряда прикладных проблем ее освоения.

Ключевые слова: ЛАЗМА, лазерная ионизационная масс-спектрометрия, элементный анализ, изотопный анализ, реголит, времяпролетная масс-спектрометрия

DOI: 10.31857/S0320930X21060025

введение

Лазерная ионизационная масс-спектрометрия (ЛИМС) рассматривается в качестве одного из наиболее перспективных методов анализа элементного, изотопного и молекулярного состава вещества в космических экспериментах (Managadze и др., 2010; 2017; Tulej и др., 2012; Riedo и др., 2013а). Это связано с относительной простотой конструкции и надежностью приборов в сочетании с достаточно высокой точностью анализа и высоким пространственным разрешением. Первым лазерно-ионизационным масс-спектрометром, включенным в состав космической миссии, был прибор ЛИМА-Д на борту аппаратов Фобос-1 и Фобос-2 (Sagdeev, Zakharov, 1989; Pellinen и др., 1990: Managadze и др., 2010). Этот прибор позволял проводить дистанционные (с расстояния до 70 м) измерения элементного и изотопного состава реголита Фобоса. Несмотря на неудачу миссий Фобос, разработка и совершенствование приборов такого типа продолжились. В результате был создан лазерный времяпролетный масс-спектрометр ЛАЗМА, обладавший меньшей массой и размерами, чем прототип, и в то же время в 100 раз большей чувствительностью и в 2 раза большим массовым разрешением (Managadze, Shutyaev, 1993; Managadze и др., 2010).

Масс-спектрометр ЛАЗМА был установлен на борту космического аппарата (КА) Фобос-Грунт. В ходе миссии планировался анализ элементного и изотопного состава реголита Фобоса (Манагадзе и др., 2011; Managadze и др., 2010). С помощью полученных данных предполагалось провести классификацию минералов реголита Фобоса, оценить неоднородность состава реголита, исследовать изотопные аномалии, определить концентрации связанной воды и др., что внесло бы вклад в понимание происхождения и эволюции Фобоса. К сожалению, в связи с неудачей проекта Фобос-Грунт выполнить эти задачи не удалось. Тем не менее ходе лабораторной отработки и наземных предполетных испытаний прибор хорошо себя зарекомендовал, что, вместе с указанными выше достоинствами метода, привело к включению подобного масс-анализатора в состав комплексов научной аппаратуры миссий Луна-25 и Луна-27 (Mitrofanov и др., 2011; Казмерчук и др., 2016). Новый прибор, отличающийся от прототипа модификацией некоторых узлов, получил название ЛАЗМА-ЛР.

НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ

Применение лазерного времямпролетного масс-спектрометра ЛАЗМА-ЛР позволит с высокой точностью определить элементный и изотопный состав реголита в местах посадки миссий Луна-25 и Луна-27, что может быть применено для решения широкого круга научных задач. В частности, возможна геохимическая классификация лунных пород в местах посадки на основании соотношений содержаний ряда химических элементов и оксидов, включая Fe, K, Al, Mg, Ti и др. (рис. 1) (Ярошевский и др., 1980; Haskin, Warren, 1991; Ling и др., 2011). В частности, возможно разделение пород на морские и неморские на основании соотношения содержаний оксидов железа и магния, определение низко- и высокоглиноземистых морских базальтов по концентрациям оксидов алюминия, железа, магния и калия и т.д. (рис. 1). Данные об элементном составе также позволят провести идентификацию минералов в составе реголита (Neuland и др., 2014; 2016). Предполагается, что сочетание анализа в режимах ЛИМС и "мягкой" лазерной десорбции-ионизации (SoftLDI) (см. раздел Аналитические возможности) способствует более точной идентификации, однако данная методика анализа на сегодняшний день находится на этапе разработки. Немаловажной характеристикой реголита является содержание элементов, привнесенных солнечным ветром — H, C, N, He, Ne, Ar, Kr, Xe (Haskin, Warren, 1991; McKay, Ming, 1990) – содержание некоторых из них может быть установлено с помощью ЛАЗМА-ЛР. Определение указанных характеристик внесет вклад в понимание геологической истории районов мест посадки и реконструкцию внешних факторов (метеоритная бомбардировка, интенсивность солнечного ветра), воздействовавших на поверхность в течение геологического времени.

Данные об элементном составе лунных пород необходимы для исследования процессов формирования Луны. В частности, привлекает внимание ряд лабильных элементов (так называемые "vapor-mobilized elements", VME): F, S, Cl, Cu, Zn, As, Se, Br, Ag, Cd, In, Te, I, Hg, Tl, Pb, Bi. Conoставление концентраций этих элементов с таковыми в земных породах помогает понять, из одинакового ли материала произошло формирование Луны и Земли, и каковы были температуры их аккреции. Избыток VME позволяет приблизительно оценить количество метеоритного материала, присутствующего в образце, а соотношения концентраций элементов позволяют определить химическое разнообразие метеоритов, ответственных за этот избыток (Ganapathy, Anders, 1974; Haskin, Warren, 1991; Wolf и др., 2009).

Следует отметить, что, несмотря на довольно большое число ранее проведенных миссий к Луне, доставивших образцы реголита на Землю, а также на интенсивное дистанционное изучение Луны, данные о химическом составе реголита все еше остаются неполными. Ярким примером этого являются результаты эксперимента LCROSS, в ходе которого в составе лунных пород были обнаружены неожиданно высокие концентрации ртути (1.2%) и монооксида углерода (5.7%) (Hand, 2009; Gladstone и др., 2010). В южной полярной области Луны, где планируется посадка аппаратов Луна-25 и Луна-27 (Djachkova и др., 2017), преимущественно проводились дистанционные исследования (Tartèse и др., 2019; Pugacheva, Shevchenko, 2010). Выполнение прямых анализов химического состава лунного реголита не только даст его более детальную характеристику, но также немаловажно и для калибровки данных дистанционных измерений (Wang и др., 2017). Исследования района Южного полюса Луны свидетельствуют о содержании в породах большого количества воды (около 5%) (Tartèse и др., 2019). Однако неясно, в какой форме эта вода находится – в виде линз льда, или в смеси льда с минеральными частицами, или же в химически связанном виде в составе минералов (Tartèse и др., 2019; Anand и др., 2014). Определение количества водорода в реголите с помощью ЛАЗМА-ЛР может дать представление о количестве связанной воды, так как лед должен быстро сублимировать из образца при загрузке в грунтоприемное устройство прибора.

Большой интерес вызывают редкие для Земли или ранее неизвестные в природе минералы, самородные металлы и сплавы, обнаруживаемые на Луне (Bogatikov и др., 2001; Mokhov и др., 2018а; 2018b). Эти находки указывают на существование ранее неизвестных механизмов формирования минералов. Размеры частиц таких минералов и сплавов составляют, как правило, от сотен нанометров до десятков микрометров. С учетом диаметра лазерного пятна прибора ЛАЗМА-ЛР (30 мкм) возможно получение единичных спектров указанных минералов и сплавов без вклада окружающей минеральной матрицы в массовые пики, что может позволить обнаружить эти необычные минеральные фазы при анализе отдельных спектров.

Также существует круг задач, связанных с возможным созданием баз на Луне и ее промышленным освоением. С годами вопрос о создании базы на Луне набирает актуальность: проводятся экономические оценки, разрабатываются новые материалы и технологии, ведутся исследования возможных районов для создания такой базы (Kim, 2017; Basilevsky и др., 2019; Gerdes и др., 2018; Bon-



Рис. 1. Схема геохимической классификации магматических пород Луны (Ярошевский и др., 1980). На рисунке указаны критерии (концентрации и/или соотношение концентраций различных оксидов), согласно которым определяется принадлежность пород к той или иной группе, а также приведены номера образцов лунных пород, доставленных на Землю космическими миссиями и отвечающих параметрам данных групп.

neville, 2018). Сведения о содержании редкоземельных элементов в реголите Луны способствуют корректной оценке перспектив ее промышленного освоения (McLeod, Krekeler, 2017). Кроме того, данные о химическом и минералогическом составе могут быть полезны для изучения возможности выращивания растений в условиях лунной базы и создания каких-либо материалов из реголита (Mckay, Ming, 1990; Wamelink и др., 2014; 2019). Немаловажным аспектом исследований Луны с точки зрения ее освоения является изучение лунной пыли, так как она может представлять существенную опасность для техники и людей (Liu, Taylor, 2008; Lam и др., 2013). С помощью прибора ЛАЗМА-ЛР возможен элементный анализ пыли, оседающей в пассивном режиме на грунтоприемное устройство после посадки космического аппарата.

ПРИНЦИП РАБОТЫ ПРИБОРА

Принцип работы лазерного времяпролетного масс-спектрометра ЛАЗМА-ЛР аналогичен таковому для прибора ЛАЗМА и заключается в следующем: образец реголита помещается на вращающемся диске на расстоянии, отвечающем фокусному расстоянию лазерного излучателя, после чего на образец производится импульсное воздействие длительностью 7 нс с плотностью мощности ~10⁹ Вт/см². Воздействие лазера приводит к полной атомизации и ионизации вещества пробы, его сильному перегреву и, как следствие, выбросу образованных ионов в виде плазменного


Рис. 2. Функциональная схема прибора ЛАЗМА-ЛР (слева) и внешний вид масс-анализатора (справа). МКП – микроканальные пластины.

факела. Высокоскоростные ионы, эмитируемые из образовавшейся плазмы в режиме свободного разлета, попадают во времяпролетный масс-анализатор, где разделяются по времени пролета в соответствии с формулой:

$$T = L(M/2E)^{1/2}$$

где T — время пролета иона; E — энергия иона; M — масса иона; L — бесполевое расстояние. Разделенные во времени ионы отражаются в тормозящем поле электростатического рефлектора и затем регистрируются вторично-электронным умножителем (ВЭУ). Далее сигнал поступает на быстродействующий аналого-цифровой преобразователь (АЦП) и сохраняется в памяти прибора в виде одиночного спектра (рис. 2).

Массу ионов можно определить с высокой точностью по времени их полета. Анализ массы и

рефлектора и -электронным поступает на ровой преобпамяти прибо-2). тъ с высокой нализ массы и выход всех элементов периодической системы и, ствие, обеспечить практически равновероятный выход всех элементов периодической системы и, следовательно, и их равновероятную регистрацию с высокой пропускной способностью анализатора (Managadze G.G., Managadze N.G., 1997).

распределения амплитуд пиков изотопов позво-

ляет отождествить химический элемент. Далее по

интенсивности массовых пиков элементов воз-

можно определить химический, включая эле-

ментный и изотопный, состав исследуемого вещества. На основе анализа соотношений интенсивности массовых пиков отдельных элементов, по соответствующим данным предварительных

калибровок, включенных в библиотеку спектров,

можно определить минералы, от которых мог



Рис. 3. Основные узлы (слева) и внешний вид (справа) прибора ЛАЗМА-ЛР. *1* – модуль электроники; *2* – анализатор; *3* – модуль лазерного излучателя с системой фокусировки (оптический модуль); *4* – узел питания и контроля лазерного излучателя; *5* – грунтоприемное устройство.

КОНСТРУКЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Конструктивно прибор ЛАЗМА-ЛР выполняется в виде моноблока, в состав которого входят следующие основные узлы: модуль электроники (Бернский университет, Швейцария), анализатор, модуль лазерного излучателя с системой фокусировки (оптический модуль) производства АО "НИИ "Полюс" им. М.Ф. Стельмаха", узел питания и контроля лазерного излучателя и грунтоприемное устройство (рис. 3). Габариты прибора составляют 130 × 206 × 254 мм, масса – 2.8 кг, среднее рабочее электропотребление – 8 Вт.

Модуль электроники обеспечивает полное управление работой масс-спектрометра, регистрацию, хранение и передачу спектральных данных и телеметрии, а также осуществляет питание всех узлов, входящих в состав прибора. Система регистрации включает 2-канальный (14 бит, 100 МГц) АЦП с аналоговыми предусилителями, подключаемыми непосредственно к выходам ВЭУ с коэффициентами усиления 5 и 50. Одновременное использование двух каналов позволяет обеспечить параллельную регистрацию элементов матрицы и примеси с динамическим диапазоном более 10⁴. Это также повышает и надежность, поскольку отказ одного из каналов не приведет к полной потере работоспособности прибора. Система питания блока электроники, помимо обеспечения узлов масс-спектрометра низковольтным питанием, имеет 3 канала высоковольтных напряжений для питания оптического аттенюатора, сеток анализатора и ВЭУ. Питание модуля электроники и всего прибора осуществляется от системы бортового питания КА напряжением 27.5 В. Модуль электроники имеет встроенный интерфейс RS-485, через который происходит управление работой прибора и передача научной информации.

Анализатор имеет осесимметричную конструкцию и состоит из электростатического рефлектора и детектора. Рефлектор обеспечивает

фокусировку ионных пакетов по времени пролета и позволяет получить высокую разрешающую способность с сохранением всех остальных достоинств прибора. Питание рефлектора осуществляется стабилизированным источником напряжения 100 В (200 мкА). Детектор представляет собой шевронную сборку из двух микроканальных пластин. Питание детектора осуществляется высоковольтным напряжением от -1000 до -2200 В (200 мкА в рабочем режиме), что позволяет работать в области ниже порога насыщения пластин при общем усилении 106. Геометрическая и электрическая конструкция анализатора, обладая минимальными габаритами 14 × 4 × 4 см и массой около 200 г, позволяет эффективно собирать в тонкие пакеты и регистрировать образовавшиеся в лазерном источнике ионы.

Модуль лазерного излучателя с системой фокусировки включает в себя: Nd:YAG лазер с длиной волны 1.06 мкм, оптическую систему, состоящую из фокусирующего объектива, ослабителя лазерного излучения. Nd: YAG лазер с пассивной модуляцией добротности обеспечивает на выходе энергию 15 мДж при длительности импульса 7 нс. Максимальная частота работы лазера составляет 0.1 Гц. Работоспособность лазера сохраняется в широком температурном диапазоне от -50 до +50°С. Ресурс работы составляет около 100000 выстрелов. Оптическая система выполняет функцию настройки по энергии и пространственным характеристикам лазерного излучения на поверхность мишени. Аттенюатор лазерного излучения представляет собой электрооптический затвор на основе кристалла ниобата лития и позволяет плавно, или с небольшим шагом дискретизации, изменять энергию лазерного излучения в диапазоне 40 Дб, необходимом для точной настройки лазерного источника ионов на получение однозарядных ионов, а также для компенсации изменения энергии лазерного излучателя от температуры. Фокусирующая система обеспечивает концентрацию лазерного излучения в пятно диаметром 30 мкм на поверхности мишени при плотности мощности 10⁹ Вт/см² на расстоянии 18 см от выходной апертуры объектива. Данный размер пятна представляется оптимальным с точки зрения качества ионного пучка. Так, увеличение пятна при той же плотности мощности лазерного излучения приведет к увеличению объемного заряда пучка, что, с учетом небольшой пролетной базы масс-анализатора, приведет к нарушению ионной фокусировки и, как следствие, критической деградации массового разрешения. При уменьшении диаметра фокусировки (при неизменной плотности мощности излучения) в массовых спектрах могут наблюдаться пики, отвечающие молекулярным массам, что может усложнить последующий анализ элементного состава образца. Это связано с тем, что при уменьшении диаметра

фокусировки уменьшается размер плазменного образования и снижается количество энергичных ионов, что приводит к быстрой рекомбинации ионов и синтезу молекулярных соединений. Таким образом, указанный размер пятна оптимален с точки зрения времяпролетной масс-спектрометрии и позволяет анализировать состав неоднородностей на поверхности образца с разрешением 30 мкм, что может дать дополнительную информацию о гомогенности реголита.

Узел питания и контроля лазерного излучателя (УПКЛИ) формирует необходимое высоковольтное питание лазерного излучателя и осуществляет телеметрический контроль его энергетических характеристик. Помимо этого, УПКЛИ вырабатывает синхросигнал для запуска развертки системы регистрации. Управление УПКЛИ осуществляется по командной циклограмме, формируемой модулем электроники прибора.

Узел грунтоприемного устройства представляет собой диск с 12 лунками и предназначен для фиксации и ввода проб в область воздействия лазерного излучения и их перемещения в процессе проведения анализа. Наличие 12 лунок позволяет проводить анализ 11 проб, взятых на поверхности Луны, так как 1 лунка резервируется для установки эталонной мишени. После загрузки реголита грунтозаборным устройством КА в приемную лунку прибора по команде производится его перемещение в область лазерного воздействия. При перемещении попутно осуществляется сброс лишнего грунта и утрамбовка образца таким образом, чтобы плоскость анализируемой пробы находилась в фокальной плоскости оптической системы. После установки пробы в процессе анализа, для исключения эффекта влияния кратера на образование плазмы, а также для исследования всей поверхности образца, проводится периодическое смещение мишени на величину 50 мкм. Контроль и управление процессом позиционирования диска осуществляется при помощи датчиков Холла.

АНАЛИТИЧЕСКИЕ ВОЗМОЖНОСТИ

Лазерно-ионизационный времяпролетный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР позволяет проводить анализ ионов в широком диапазоне масс (табл. 1, рис. 4). Лабораторные анализы различных аналогов реголита, пород и минералов показали, что чувствительность элементного анализа составляет не менее 50 атомов на миллион атомов (ppmA) в одном спектре и 5 ppmA при анализе 100 спектров. За счет неоднородности образца возможна регистрация элементов и с более низкими концентрациями. Важно, что прибор позволяет проводить анализ с пространственным разрешением 30— 50 мкм благодаря системе позиционирования мишени и малому размеру лазерного пятна. Кроме то-



Рис. 4. Массовый спектр аналога лунного реголита JSC-1, полученный с помощью прибора ЛАЗМА-ЛР. Рядом с массовыми пиками указаны химические элементы, которым данные пики соответствуют. На врезке приведен состав образца, рассчитанный на основе приведенного масс-спектра.

го, возможен послойный анализ образца на глубину до 10 мкм при толщине каждого анализируемого слоя порядка 1 мкм. Благодаря этому возможен анализ локальных неоднородностей образца в микромасштабах.

Точность измерений с помощью масс-спектрометра ЛАЗМА-ЛР существенно зависит от количества проанализированных спектров. В связи с этим была проведена оценка приборной точности измерений при различных объемах спектрального массива (Чумиков и др., 2020). Точность анализа была выше для элементов, имеющих высокие концентрации в образце, что в целом характерно для ЛИМС (Riedo и др., 2013b; 2013с). Тем не менее 10% точность элементного анализа, достаточная для решения широкого круга задач планетологии, геохронологии и астробиологии (Brinckerhoff, 2005), даже для примесных элементов достигалась при анализе 300 спектров

(рис. 5). При анализе аналогичного спектрального массива достигалась 1% точность измерения изотопных распределений, но только для изотопов. нахолящихся в соотношении не более 10 : 1. Достижение такой же точности для изотопов с большими соотношениями требует анализа неоправданно больших выборок спектров (тысячи и десятки тысяч спектров). В связи с этим предложен способ увеличения точности анализа изотопных соотношений в ходе миссий Луна-25 и Луна-27. Как указано выше, грунтоприемное устройство прибора позволяет провести анализ 11 образцов реголита. Предполагая, что неоднородность изотопных отношений в образцах, взятых на небольшом расстоянии, должна отсутствовать, анализ изотопных распределений для изотопов с малой концентрацией планируется проводить по суммарной статистике, полученной со всех загруженных проб. Согласно проведенным оценкам, такой

Таблица 1.	Основные аналити	ические характеристики	и масс-спектромет	ра ЛАЗМА-ЛР

Массовый диапазон, а. е. м.	1-250
Разрешение	300
Относительная чувствительность в одном спектре, атомных процентов, ат. %	5×10^{-3}
Абсолютный предел обнаружения по массе в одном анализе, г	5×10^{-14}
Быстродействие прибора на 1 а. е. м., нс	200
Динамический диапазон	10 ⁴
Скорость опроса АЦП, нс	15
Точность при элементном анализе, %	10



Рис. 5. Влияние объема проанализированного спектрального массива на точность элементного и изотопного анализа энстатита (минерала, обнаруженного в составе метеоритов и лунного реголита) (Чумиков и др., 2020).

подход позволит охарактеризовать с 1% точностью изотопные распределения для нуклидов с отношениями их распространенности в природе 50 : 1 и более (Чумиков и др., 2020).

Следует отметить, что ряд характеристик ионов и параметров их разлета в лазерно-ионизационных масс-спектрометрах пока еще малоизучен. На ионизацию вещества мишени существенно влияют такие параметры, как состав мишени, ее окраска, форма поверхности и др. В связи с этим возникают систематические ошибки измерений, компенсирующиеся введением для отдельных химических элементов поправочных коэффициентов, называемых коэффициентами относительной чувствительности (КОЧ) (Чумиков и др., 2020). Потому для корректной интерпретации данных, полученных в ходе космического эксперимента, а также для обеспечения высокой точности измерений в настоящее время создается локальная база калибровочных спектров. Кроме того, во время работы прибора на Луне предполагается проведение наземных измерений стандартных образцов пород и минералов с помощью лабораторного аналога прибора ЛАЗМА-ЛР для верификации полученных данных.

Кроме проведения лазерно-ионизационной масс-спектрометрии, прибор ЛАЗМА-ЛР позволяет проводить анализ образца методом "мягкой" лазерной десорбциии и ионизации (SoftLDI). В этом режиме энергия излучения лазера ослабляет-



Рис. 6. Массовый спектр Fe₂O₃, полученный в режиме SoftLDI с помощью прибора ЛАЗМА-ЛР.

ся до плотности мощности на мишени ~107-108 Вт/см², когда отсутствует образование высокоэнергичных ионов, характерных для метода ЛИМС. При этом над мишенью образуется слабо ионизированное облако, получаемое в результате десорбции исходного вещества. После подачи выталкивающего поля образовавшиеся ионы доускоряются и поступают в анализатор, где происходит их регистрация по вышеприведенной методике. Использование данного режима позволяет получить дополнительный источник научных данных, поскольку массовый спектр при таком способе ионизации сильно отличается от массового спектра, полученного в режиме ЛИМС. В нем наблюдаются молекулярные пики окислов (рис. 6), которые могут дать дополнительную информацию о минералогическом составе исследуемого реголита. Методика определения минералогического состава с применением данного режима работы прибора в настоящее время находится в стадии разработки.

В режиме SoftLDI при анализе различных образцов помимо пиков молекулярных ионов регистрируются массовые пики, соответствующие Li, Na, K, Ca, [Fe] и явно не всегда обнаруживающиеся в режиме элементного анализа (рис. 6, диапазон от 5 до 60 m/z). Вероятно, эти пики отвечают мелкодисперсной пылевой компоненте, абсорбированной на поверхности пробы. Подобная картина наблюдалась в спектрах лабораторного лазерно-ионизационного масс-спектрометра, разработанного в Бернском университете (Tulej и др., 2012), а также в массовых спектрах пылеударных экспериментов (Stübig, 2002). Указанные результаты позволяют предполагать возможность анализа мелкодисперсной пылевой компоненты отдельно от более крупных частиц. В настоящее время ведутся исследования с целью определения природы этой пылевой компоненты, оптимальных режимов анализа и установления размеров анализируемых частиц.

ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ ПРИБОРА В ХОДЕ МИССИЙ ЛУНА-25 и ЛУНА-27

Предполагается, что масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР во время полета к Луне будет находиться в выключенном состоянии и начнет свою работу после посадки КА на поверхность Луны. При первом включении запланировано его тестовое включение с опросом телеметрических параметров, позволяющее определить состояние прибора после посадки и условия (режимы) его дальнейшей работы. При втором – проверка штатного режима функционирования по заранее установленной эталонной мишени, состоящей из карбида вольфрама, после чего прибор перейдет в дежурный режим или выключится в ожидании загрузки образца реголита в грунтоприемное устройство. При третьем и последующих включениях, в зависимости от циклограммы функционирования



Рис. 7. Базовый алгоритм действия при включении прибора ЛАЗМА-ЛР. ПЛИС – программируемая логическая интегральная схема. БУНИ – блок управления научной аппаратуры. Simple command – команда, исполнение которой занимает детерминированное время, Custom command - команда, время исполнения которой недетерминировано. FlagReady готовность прибора к приему команд; во время выполнения какого-либо процесса, заданного управляющей командой, флаг готовности устанавливается в ноль (прибор занят процессом); в "дежурном" режиме выставляется в единицу (прибор свободен и готов к приему следующей команды). Защищенный режим эквивалентен "дежурному" за исключением того, что все внешние управляющие команды (кроме команд "Считать телеметрию" и "Выйти из защищенного режима") игнорируются; включается (в целях безопасности) при получении прибором управляющей команды в момент, когда он занят выполнением какого-либо процесса, а также по сигналу супервизора питания, вырабатываемого в случае превышения вторичными цепями установленных значений тока потребления. Для недопущения перехода прибора в защищенный режим все текущие процессы должны завершаться/прерываться посредством внешней команды "Stop".

КНА, предполагается проведение штатных измерений загруженного в приемные ячейки грунтоприемного устройства прибора образцов реголита.

Как указано выше, грунтоприемное устройство прибора позволяет осуществить загрузку 11 различных образцов реголита. Загрузка и анализ образцов может происходить в произвольной последовательности "загрузка одного образца – его анализ" или "загрузка всех образцов - их последовательный анализ". Также возможен анализ пыли, оседающей в пассивном режиме на грунтоприемное устройство масс-спектрометра после посадки КА. Режим загрузки образцов лунного реголита в прибор будет уточняться исходя из циклограмм функционирования КА и грунтозаборного устройства аппарата. Переход прибора в рабочий режим, при котором осуществляется анализ образца, происходит по внешней команде управления. На основании данных о зависимости точности анализа от количества полученных спектров предполагается, что длительность цикла измерения одного образца составит около 4 ч (Чумиков и др., 2020). Поскольку приемное устройство прибора ЛАЗМА-ЛР рассчитано на загрузку 11 образцов грунта, то для проведения полного цикла измерений понадобится провести 11 независимых включений, после чего измерения могут проводиться с повторением, что позволит накопить статистические данные о составе реголита.

Важным достоинством прибора ЛАЗМА-ЛР является возможность выполнения измерений автономно без участия оператора при минимальном наборе управляющих команд. После подачи питания в прибор передается определенное количество управляющих команд, которые задают его режим работы, после чего прибор переходит в автоматический режим проведения измерений с накоплением данных во внутренней памяти, который прерывается соответствующим набором команд уже перед его выключением. Автоматический режим работы подразумевает автоматическую регулировку необходимых для измерения параметров. Таким образом, фактически управление прибором осуществляется только при его включении, когла залается необхолимый режим функционирования, и при выключении, когда прибор возвращается в дежурный режим и/или осуществляет передачу накопленной научной информации. Все остальное время прибор работает автономно, проводя длительные масс-спектрометрические измерения в автоматическом режиме (рис. 7).

Основным рабочим режимом прибора ЛАЗМА-ЛР является режим измерения элементного и изотопного состава реголита методом ЛИМС, который реализуется одной внешней командой по следующему алгоритму. После получения команды на начало измерения осуществляется установка в ноль основных параметров, используемых в данной сессии измерений, а также осуществляется запись двух калибровочных спектров, сигнализирующих об исправности измерительного тракта. Затем, в соответствии с параметрами команды на начало измерений, производится установка кодов цифро-аналоговых преобразователей для подачи необходимых начальных высоковольтных напряжений на детектор прибора и аттенюатор, после чего запускается цикл работы лазерного излучателя. Полученный в результате работы данного цикла спектр анализируется процессором с целью определения его качества и выработки реакции прибора для оптимального получения последующих спектров. Для этого в алгоритм вводятся следующие параметры, которые фиксируются в телеметрии каждого спектра:

a(0/1) - есть/нет спектральные пики в спектре;

b(0/1) — нет/есть выход спектрального пика за пределы динамического диапазона АЦП в наименее чувствительном канале;

c(0/1) — нет/есть широкие пики в спектре в заданном временном диапазоне.

Параметр а по наличию пиков в спектре определяет достаточность энергии лазера для ионообразования, параметр b сигнализирует о повышенном напряжении детектора, приводящем к выходу спектрального пика за пределы динамического диапазона АЦП в наименее чувствительном канале прибора и невозможности корректно определить интегралы пиков для проведения количественного анализа, параметр с показывает переизбыток лазерной энергии, приводящий к усиленному образованию ионов и вызванному вследствие этого падению спектрального разрешения из-за ионной перегрузки масс-анализатора. Выработка реакции прибора на качество спектра осуществляется по статистической выборке из трех предыдущих спектров. Так, например, если во всех трех спектрах отсутствуют пики (a = 1), выдается команда на уменьшение напряжения на аттенюаторе, соответствующее увеличению энергии лазера и т.д. Анализ спектров в реальном времени и наличие обратной связи позволяют осуществлять подстройку номинального режима функционирования прибора, что обеспечивает измерение в автоматическом режиме без какого-либо внешнего управления прибором. В алгоритме измерения предусмотрен режим постоянного сканирования лазерного излучения по поверхности мишени. Это связано в первую очередь с тем, что при анализе в одной точке на поверхности образца образуется кратер, который начинает влиять на характеристики ионного пучка, что приводит к сильной нестабильности получения массовых спектров. Для исключения этого эффекта, после десяти лазерных воздействий в одну точку происходит смещение мишени на величину порядка 50 мкм и анализ повторяется. После 45 смещений в одном направлении включается реверсное движение и анализ продолжается. Таким образом, прибор фактически находится в бесконечном цикле измерения, который прерывается после снятия питания или получении команды на остановку

измерения. Полученные спектры сохраняются во внутренней Flash памяти объемом 64 МБ. Данного объема достаточно для сохранения 2000 спектров. В случае переполнения памяти начинается ее перезапись с потерей ранее сохраненной информации. Чтобы избежать этого, необходимо включать режим измерения на время, отвечающее информативности прибора. При частоте работы лазера 0.1 Гц оно составит 5.5 ч. Если по каким-то причинам невозможно обеспечить шикл измерения менее 5.5 ч или, например, невозможно очистить память путем передачи информации на Землю, в приборе предусмотрен другой режим измерения, отличающийся только тем, что спектры, не имеющие массовых пиков, не сохраняются во Flash памяти. Это позволяет эффективно увеличить число полезных спектров, отбраковав пустые спектральные данные. Недостатком данного режима является отсутствие спектральной телеметрии, которая содержится в отбракованных спектрах. Тем не менее для увеличения статистической выборки спектральных данных и/или уменьшения массива, передаваемого на Землю, этот режим представляется оптимальным.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Лазерно-ионизационный времяпролетный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР позволяет проводить анализ элементного и изотопного состава твердых объектов на поверхности безатмосферных космических тел. Анализ основан на атомизации и ионизации вещества с помощью импульсного лазерного излучения и измерении времени пролета ионов от мишени до детектора, которое зависит от их заряда и массы. Чувствительность элементного анализа зависит от объема анализируемого спектрального массива и составляет не менее 50 рртА в одном спектре и 5 рртА при анализе 100 спектров. В ходе миссий Луна-25 и Луна-27 ожидается достижение точности элементного и изотопного анализа не менее 10 и 1% соответственно при анализе массива из 300 спектров для каждого образца. Конструкция прибора позволяет проводить точное позиционирование образца и его послойный анализ на глубину до 10 мкм. Небольшой диаметр лазерного пятна (30 мкм) обеспечивает возможность анализа образца с высоким пространственным разрешением. Данные, полученные масс-спектрометром ЛАЗМА-ЛР в ходе миссий Луна-25 и Луна-27, могут быть применены как при изучении фундаментальных вопросов, связанных с определением условий формирования и эволюции Луны, так и для решения ряда прикладных проблем освоения Луны.

Авторы выражают глубокую благодарность главе департамента Космических исследований и планетологии Физического института Бернского университета П. Вурцу (Бернский университет,

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 Nº 6 2021

Швейцария) за разработку модуля электроники прибора ЛАЗМА-ЛР и активное участие в проектах, а также Б.Т. Каримову (СКБ КП ИКИ РАН) за конструктивное воплощение прибора в целом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Космический аппарат "Луна-25" – основа новых исследований Луны // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 9-19.
- Манагадзе Г.Г., Сагдеев Р.З., Чумиков А.Е., Моисеенко Д.А., Манагадзе Н.Г., Бондаренко А.Л., Wurz P., Tulej М., Яковлева М. Исследование основных геохимических характеристик реголита Фобоса с помощью лазерной времяпролетной масс- спектрометрии в эксперименте ЛАЗМА // Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции. Т. 2. М.: Изд. ИКИ РАН, НПО им. А. Лавочкина, 2011. С. 287-298.
- Чумиков А.Е., Чепцов В.С., Манагадзе Н.Г. Точность анализа элементного и изотопного состава реголита методом лазерной времяпролетной масс-спектрометрии в ходе планируемых миссий Луна-Глоб и Луна-Ресурс-1 // Астрон. вестн. 2020. Т. 54. № 3. C. 1–8. (Chumikov A.E., Cheptsov V.S., Managadze N.G. Accuracy of analysis of the elemental and isotopic composition of regolith by laser time-of-flight mass spectrometry in the future Luna-Glob and Luna-Resurs-1 missions // Sol. Syst. Res. 2020. V. 54. № 4. P. 288-294.)
- Ярошевский А.А., Абрамов А.В., Каменева Е.Е. Геохимическая систематика, возможные генетические связи лунных магматических пород и типы пород из Моря Кризисов // Лунный грунт из Моря Кризисов / Ред. Барсуков В.Л. М.: Наука, 1980. С. 196-218.
- Anand M., Tartèse R., Barnes J.J. Understanding the origin and evolution of water in the Moon through lunar sample studies // Philos. Trans. Roy. Soc. A. 2014. V. 372. № 2024. P. 20130254.
- Basilevsky A.T., Krasilnikov S.S., Ivanov M.A., Malenkov M.I., Michael G.G., Liu T., Head J.W., Scott D.R., Lark L. Potential lunar base on Mons Malapert: topographic, geologic and trafficability considerations // Sol. Syst. Res. 2019. V. 53. № 5. P. 383–398.
- Bogatikov O.A., Gorshkov A.I., Mokhov A.V., Ashikhmina N.A., Magazina L.O. The first finding of native molybdenum, silver sulfide, and iron-tin allov in the lunar regolith // Geochem. Int. 2001. V. 39. № 6. P. 604–608.
- Bonneville R. A truly international lunar base as the next logical step for human spaceflight // Adv. Space Res. 2018. V. 61. № 12. P. 2983-2988.
- *Brinckerhoff W.B.* On the possible in situ elemental analysis of small bodies with laser ablation TOF-MS // Planet. and Space Sci. 2005. V. 53. № 8. P. 817-838.
- Djachkova M.V., Litvak M.L., Mitrofanov I.G., Sanin A.B. Selection of Luna-25 landing sites in the South Polar Region of the Moon // Sol. Syst. Res. 2017. V. 51. № 3. P. 185-195.

- Gerdes N., Fokken L.G., Linke S., Kaierle S., Suttmann O., Hermsdorf J., Stoll E. Trentlage C. Selective Laser Melting for processing of regolith in support of a lunar base // J. Laser Appl. 2018. V. 30. № 3. P. 032018.
- Gladstone G.R., Hurley D.M., Retherford K.D., Feldman P.D., Pryor W.R., Chaufray J.Y., Versteeg M., Greathouse T.K., Steffl A.J., Throop H., Parker J.Wm., Kaufmann D.E., Egan A.F., Davis M.W., Slater D.C., Mukherjee J., Miles P.F., Hendrix A.R., Colaprete A., Stern S.A. LRO-LAMP observations of the LCROSS impact plume // Science. 2010. V. 330. № 6003. P. 472-476.
- Hand E. Lunar impact tosses up water and stranger stuff // Nature. 2009.

https://doi.org/10.1038/news.2009.1087

- Haskin L., Warren P. Lunar chemistry // The Lunar sourcebook: A user's guide to the Moon / Eds Heiken G., Vaniman D., French B.M. Lunar and Planet. Inst. and Cambridge Univ. Press, 1991. P. 357-474.
- Kim K.J. A research trend on Lunar resources and Lunar base // J. Petrol. Soc. Korea. 2017. V. 26. № 4. P. 373-384.
- Lam C.W., Scully R.R., Zhang Y., Renne R.A., Hunter R.L., McCluskey R.A., Chen B.T., Castranova V., Driscoll K.E., Gardner D.E., McClellan R.O., Cooper B.L., McKay D.S., Marshall L., James J.T. Toxicity of lunar dust assessed in inhalation-exposed rats // Inhal.Toxicol. 2013. V. 25. № 12. P. 661-678.
- Ling Z.C., Wang A., Jolliff B.L. Mineralogy and geochemistry of four lunar soils by laser-Raman study // Icarus. 2011. V. 211. № 1. P. 101–113.
- Liu Y., Taylor L.A. Lunar dust: Chemistry and physical properties and implications for toxicity // NLSI Lunar Sci. Conf. 2008. V. 1415. P. 2072.
- Managadze G.G., Managadze N.G. TOF mass spectrometer. Patent 2096861 (RF). Registered: 1997. Published in Russ. Bull. of Inv. No. 32.
- Managadze G.G., Safronova A.A., Luchnikov K.A., Vorobyova E.A., Duxbury N.S., Wurz P., Managadze N.G., Chumikov A.E., Khamizov R.K. A new method and mass-spectrometric instrument for extraterrestrial microbial life detection using the elemental composition analyses of Martian regolith and permafrost/ice // Astrobiology. 2017. V. 17. № 5. P. 448–458.
- Managadze G.G., Shutyaev I. Exotic instruments and applications of laser ionization mass spectrometry in space research // Laser Ionization Mass Analysis / Eds Vertes A., Gijbels R., Adams F. New York: Wiley, 1993. P. 505-547.
- Managadze G.G., Wurz P., Sagdeev R.Z., Chumikov A.E., Tuley M., Yakovleva M., Managadze N.G., Bondarenko A.L. Study of the main geochemical characteristics of Phobos' regolith using laser time-of-flight mass spectrometry // Sol. Syst. Res. 2010. V. 44. P. 376-384.
- Mckay D.S., Ming D.W. Properties of lunar regolith // Dev. Soil Sci. 1990. V. 19. P. 449-462.
- McLeod C.L., Krekeler M. Sources of extraterrestrial rare Earth elements: to the Moon and beyond // Resources. 2017. V. 6. P. 40.
- Mitrofanov I.G., Zelenyi L.M., Tret'yakov V.I., Dolgopolov V.P. Science program of Lunar landers of "Luna-Glob" and "Luna-Resource" missions // Lunar and Planet. Sci. Conf. 2011. V. 42. P. 1798.
- Mokhov A.V., Gornostaeva T.A., Kartashov P.M., Rybchuk A.P., Bogatikov O.A. Native alloys of the Pd-Pt and Ni-Cu-

Al systems from the AS Luna-24 // Dokl. Earth Sci. 2018a. V. 481. № 1. P. 898–901.

- Mokhov A.V., Kartashov P.M., Rybchuk A.P., Gornostaeva T.A., Bogatikov O.A. Tantalo–niobate from the Apollo-17 regolith // Dokl. Earth Sci. 2018b. V. 478. № 1. P. 112–114.
- Neuland M.B., Grimaudo V., Mezger K., Moreno-García P., Riedo A., Tulej M., Wurz P. Quantitative measurement of the chemical composition of geological standards with a miniature laser ablation/ionization mass spectrometer designed for in situ application in space research // Meas. Sci. Technol. 2016. V. 27. P. 035904.
- Neuland M.B., Meyer S., Mezger K., Riedo A., Tulej M., Wurz, P. Probing the Allende meteorite with a miniature laser-ablation mass analyser for space application // Planet. and Space Sci. 2014. V. 101. P. 196–209.
- Pellinen R., Piironen J., Silén J., Sagdeev R.Z., Managadze G.G., Shutyaev I., Timofeev P., Bondarenko A., Ter-Mikaeliyan V. Laser-ionization studies with the technical models of the LIMA-D/PHOBOS experiment // Adv. Space Res. 1990. V. 10. № 3–4. P. 57–61.
- Pugacheva S.G., Shevchenko V.V. The chemical composition of regolith at the Moon's South Pole, according to data of Lunar Prospector and Lunar Reconnaisance Orbiter missions // Lunar and Planet. Sci. Conf. 2010. V. 41. P. 1297.
- Riedo A., Bieler A., Neuland M., Tulej M., Wurz P. Performance evaluation of a miniature laser ablation time-offlight mass spectrometer designed for in situ investigations in planetary space research // J. Mass Spectrom. 2013a. V. 48. № 1. P. 1–15.
- Riedo A., Meyer S., Heredia B., Neuland M.B., Bieler A., Tulej M., Leya I., Iakovleva M., Mezger K., Wurz P. Highly accurate isotope composition measurements by a miniature laser ablation mass spectrometer designed for in situ investigations on planetary surfaces // Planet. and Space Sci. 2013b. V. 87. P. 1–13.
- *Riedo A., Neuland M., Meye S., Tulej M., Wurz P.* Coupling of LMS with a fs-laser ablation ion source: elemental

and isotope composition measurements // J. Anal. At. Spectrom. 2013c. V. 28. № 8. P. 1256–1269.

- Sagdeev R.Z., Zakharov A.V. Brief history of the Phobos mission // Nature. 1989. V. 341. № 6243. P. 581–585.
- Stübig M. New insights in impact ionization and in time-offlight mass spectroscopy with micrometeoroid detectors by improved impact simulations in the laboratory // Dissertation for the Doctor of Natural Sciences. Combined Faculties for the Natural Sci. and for Math. of Ruperto-Carola, Univ. of Heidelberg, Germany. 2002.
- Tartèse R., Anand M., Gattacceca J., Joy K.H., Mortimer J.I., Pernet-Fisher J.F., Russell S., Snape J.F., Weiss B.P. Constraining the evolutionary history of the Moon and the inner Solar System: A case for new returned Lunar samples // Space Sci. Rev. 2019. V. 215. № 8. P. 54.
- *Tulej M., Riedo A., Iakovleva M., Wurz P.* On applicability of a miniaturised laser ablation time of flight mass spectrometer for trace elements measurements // Int. J. Spectrosc. 2012. Article ID 234949.
- Wamelink G.W.W., Frissel J.Y., Krijnen W.H.J., Verwoert M.R. Crop growth and viability of seeds on Mars and Moon soil simulants // Open Agric. 2019. V. 4. № 1. P. 509–516.
- Wamelink G.W., Frissel J.Y., Krijnen W.H., Verwoert M.R., Goedhart P.W. Can plants grow on Mars and the moon: a growth experiment on Mars and moon soil simulants // PLoS One. 2014. V. 9. № 8. P. e103138.
- Wang Z., Wu Y., Blewett D.T., Cloutis E.A., Zheng Y., Chen J. Submicroscopic metallic iron in lunar soils estimated from the in situ spectra of the Chang'E-3 mission // Geophys. Res. Lett. 2017. V. 44. № 8. P. 3485–3492.
- Wolf S.F., Wang M.S., Lipschutz M.E. Labile trace elements in basaltic achondrites: Can they distinguish between meteorites from the Moon, Mars, and V-type asteroids? // Meteorit. and Planet. Sci. 2009. V. 44. № 6. P. 891–903.

УДК 523

ШИРОКОУГОЛЬНЫЙ ИОННЫЙ ЭНЕРГО-МАСС-АНАЛИЗАТОР АРИЕС-Л

© 2021 г. О. Л. Вайсберг^{*a*}, Р. Н. Журавлев^{*a*}, Д. А. Моисеенко^{*a*, *}, А. Ю. Шестаков^{*a*}, С. Д. Шувалов^{*a*}, П. П. Моисеев^{*b*}, М. В. Митюрин^{*b*}, И. И. Нечушкин^{*b*}, А. Д. Васильев^{*b*}, Е. И. Родькин^{*b*}, В. В. Летуновский^{*b*}

^аИнститут космических исследований РАН, Москва, Россия ^bOOO "НПП Астрон-Электроника", Орел, Россия *e-mail: moiseenko-da@yandex.ru Поступила в редакцию 02.11.2020 г. После доработки 11.05.2021 г. Принята к публикации 07.07.2021 г.

АРИЕС-Л – широкоугольный ионный энерго-масс-анализатор, обеспечивающий измерения параметров ионов в диапазоне энергий от 10 до 5000 эВ, а также позволяющий регистрировать поток нейтральных атомов с реголита Луны. Отличительной особенностью прибора является возможность одномоментной регистрации ионов выбранной энергии в поле зрения, близком к 2π . В рамках миссии Луна-25 задачами ионного энерго-масс-анализатора АРИЕС-Л являются изучение взаимодействия солнечного ветра с реголитом, исследования реголита методом вторичной ионной масс-спектрометрии и определение потока нейтральных атомов из реголита, вызванного воздействием заряженных частиц. Близкое к 2π поле зрения прибора позволяет осуществлять регистрацию как потоков ионов солнечного ветра, так и вторичных частиц с реголита, что дает возможность исследовать процессы взаимодействия первичных потоков заряженных частиц с реголитом в зависимости от угла падения, меняющегося в течение лунного дня. Также прибор позволит проводить измерения в магнитосферной плазме.

Ключевые слова: солнечный ветер, вторичная ионная масс-спектрометрия, ионные энерго-масс-анализаторы, нейтральные атомы

DOI: 10.31857/S0320930X21060116

введение

Изучение процессов взаимодействия солнечного ветра с реголитом на поверхности Луны, исследование характеристик вторичных и отраженных ионов и нейтральных частиц является актуальной научной задачей в рамках развития лунной космической программы. Для решения этой задачи создан ионный энерго-масс-анализатор АРИЕС-Л с широким полем зрения и функцией регистрации потока нейтральных частиц.

Луна-25 — посадочный аппарат, оснащенный комплексом научной аппаратуры, основная научная задача которого — исследование физикохимических свойств лунного полярного реголита (Казмерчук и др., 2016). В рамках данной миссии ионный энерго-масс-анализатор АРИЕС-Л позволит получить данные для исследования процессов взаимодействия солнечного ветра с реголитом (Lue и др., 2018), исследования реголита методом вторичной ионной масс-спектрометрии (Johnson, Baragiola, 1991), определения потока нейтральных атомов из реголита под воздействием заряженных частиц. Основными источниками нейтральных атомов на Луне являются воздействие фотонов солнечного излучения на реголит (Yakshinskiy, Madey, 1999), микрометеоритная активность (Colaprete и др., 2015) и рассеяние протонов солнечного ветра (Dukes, Johnson, 2017; Futaana и др., 2006). Принцип работы конвертера нейтральных частиц, установленного на приборе АРИЕС-Л, основан на эффекте ионизации частиц в результате взаимодействия с мишенью-ионизатором (Sigmund, 1969), что позволит регистрировать нейтральные атомы с энергиями выше 10 эВ, основным источником которых являются ионы солнечного ветра.

Близкое к 2π поле зрения прибора в конфигурации посадочного аппарата Луна-25 позволяет осуществлять регистрацию как потоков ионов солнечного ветра, так и вторичных частиц с реголита, что дает возможность получить данные о процессах взаимодействия первичных потоков заряженных частиц с реголитом в зависимости от угла падения, меняющегося в течение лунного дня. Кроме исследования процессов взаимодействия частиц с лунным реголитом, прибор позволит проводить измерения в магнитосферной плазме.

В работе описываются принципы функционирования прибора и результаты лабораторных отработок и испытаний конструкторско-доводочного и штатного образцов (КДО и ШО) прибора.

КОНСТРУКЦИЯ ПРИБОРА

Прибор АРИЕС-Л сочетает комбинацию электростатического и времяпролетного элементов электронной оптики, что, с одной стороны, позволяет проводить анализ заряженных частиц по соотношению энергии к заряду E/Q, а с другой, - выполнять массовый анализ потока частиц. Диапазон регистрируемых энергий заряженных частиц – от 10 до 5000 эВ. Отличительной особенностью прибора АРИЕС-Л является его электронно-оптическая схема. обеспечиваюшая одномоментную регистрацию заряженных частиц заданной энергии в поле зрения, близком к 2π (Vaisberg и др., 2016). Структура прибора приведена на рис. 1. Конструктивно прибор выполнен в виде моноблока и имеет габариты 190 × 186 × 165 мм. Масса прибора составляет 2.5 кг.

Принцип действия прибора следующий: положительно заряженные частицы, проходя через кольцевую диафрагму (2), отражаются зеркалом М1 (3) и направляются на входное окно тороидального электростатического анализатора (5). Зеркало М1 имеет выпукло-вогнутую форму и обеспечивает возможность регистрации частиц, пришедших в прибор с полярных углов вплоть до 90°, выполняя "свертку" частиц по полярному углу (Моисеенко, 2019а).

Тороидальный электростатический анализатор служит для выделения узкого диапазона энергии заряженных частиц. Его внутренняя обкладка заземлена, а на внешнюю обкладку подается потенциал, отклоняющий заряженные частицы. Те частицы, чья энергия соответствует поданному потенциалу для заданной формы анализатора, проходят его и попадают на зеркало М2 (6 на рис. 1). М2 имеет коническую форму и разворачивает траектории частиц на координатно-чувствительный детектор. Зная координаты прихода частицы на детектор, можно определить направление, с которого пришла частица на вход прибора.

Для регистрации частиц в приборе используется координатно-чувствительный детектор на основе микроканальных пластин (МКП) с анодом типа клинья-полосы. Конфигурация расположений детектора и анода приведена на рис. 2. Анод состоит из электродов, имеющих форму клиньев, полос и полос с вырезанным клином, которые объединены в три группы: А, В и С. Ширина полос линейно изменяется с изменением координат X и Y. Отношение зарядов, регистрируемых в этих цепях, позволяет определить координату "центра тяжести" заряда. Таким образом, координаты прихода частицы на детектор определяются формулой: X = A/(A + B + C), Y = B/(A + B + C), где $A, B \sqcup C$ – соответствующие сегменты анода (Martin и др., 1981).

Потенциал, подаваемый на сборку микроканальных пластин, может корректироваться для потенциала выполняется по результатам анализа амплитудных распределений сигналов от частиц, зафиксированных детектором. Для штатного образца прибора на момент завершения настроек и калибровок рабочий потенциал на детекторе составляет 2500 В. Электроника прибора обеспечения оптимального режима работы детектора. Решение о корректировке рабочего обеспечивает повышение рабочего потенциала до 3000 В.

Использование координатно-чувствительного детектора на основе микроканальных пластин накладывает дополнительные требования к защите от засветки ультрафиолетовым излучением. С этой точки зрения используемая электроннооптическая схема прибора имеет ряд преимуществ: узкая (0.12 мм) входная кольцевая диафрагма, отражения на зеркалах М1 и М2, диафрагмы на входе и выходе электростатического анализатора и основное преимущество – использование в приборе тороидального электростатического анализатора с углом раствора более 200°, обеспечивающего многократное переотражение светового потока на его обкладках. Таким образом, используемая в приборе электронно-оптическая схема дает надежную защиту от ультрафиолетового излучения.

Для определения массового состава потока частиц используется времяпролетная схема прибора. Для этого используется затвор 4 (рис. 1), расположенный за зеркалом М1. Затвор представляет собой комбинацию параллельных электродов, на которые подается потенциал разной полярности. Когда затвор закрыт (на его электроды подаются разнополярные потенциалы), частицы, вышедшие из зеркала М1, под действием образованного затвором электрического поля отклоняются и не попадают в электростатический анализатор. В случае, если потенциал на затвор не подается, частицы проходят через электронно-оптический тракт прибора и регистрируются детектором. Для каждой частицы записывается время пролета, отсчитываемое с момента закрытия затвора. По времени пролета частиц можно сделать вывод об их массе. Затвор открывается на короткий промежуток времени, впуская во времяпролетную схему порцию частиц, обеспечивая различный приход ионов на детектор в зависимости от их отношения массы к заряду. Осциллограмма, демонстрируюшая изменение потенциала на электродах затвора, приведена на рис. 3.



Рис. 1. Структура прибора АРИЕС-Л (слева) и его внешний вид (справа). *1* – конвертер нейтральных частиц; *2* – входное окно модуля электронной оптики; *3* – зеркало М1; *4* – затвор времяпролетной схемы; *5* – электростатический анализатор; *6* – зеркало М2; *7* – координатно-чувствительный детектор на основе микроканальных пластин.

Принцип действия конвертера нейтральных частиц основан на ионизации нейтральных атомов при их взаимодействии с поверхностью электрода-ионизатора (Los, Geerling, 1990). Структура конвертера показана на рис. 4. Входное окно конвертера нейтралов оснащено запирающей сеткой *1*, предотвращающей попадание заряженных частиц внутрь конвертера. Ионы, образованные в результате взаимодействия с электродом-ионизатором 2, вытягиваются в сторону выходного окна 4, после чего попадают на входное окно модуля электронной оптики (МЭО) и регистрируются



Рис. 2. Структура координатно-чувствительного детектора прибора АРИЕС-Л и анода, используемого в детекторе. *1* – шевронная сборка из трех микроканальных пластин; *2* – анод; *3* – электронные платы с зарядочувствительными элементами. *А*, *B* и *C* – сегменты анода (Моисеенко, 2019а).

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021



Рис. 3. Изменение потенциала на электродах затвора при работе прибора в режиме регистрации массового спектра. Ступенчатое изменение потенциала позволяет ионам пройти через затвор.



Рис. 4. Структура конвертера нейтральных частиц. *I* – входное окно с системой сеток, не пропускающих ионы; *2* – электрод-ионизатор; *3* – корректирующий электрод; *4* – выходное окно.

прибором. Для повышения эффективности ионизации нейтралов применено золотое покрытие электрода-анализатора (Wurz др., 2006).

ДОСТИГНУТЫЕ АНАЛИТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Для определения основных аналитических характеристик для образцов прибора АРИЕС-Л были проведены функциональные испытания (Моисеенко, 2019б), включавшие в себя:

 – определение качества пропускания модуля электронной оптики прибора в зависимости от азимутальных и полярных углов;

– проверку полей зрения прибора;

 проверку углового разрешения по азимутальным и полярным углам;

— проверку энергетического диапазона и энергетического разрешения для выбранных полярных и азимутальных углов — $\Delta E/E$;

- проверку массового разрешения *М*/Δ*M* для выбранных азимутальных и полярных углов;

проверку работы конвертера нейтральных частиц.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФАКТОРА ПРОПУСКАНИЯ ЭЛЕКТРОННОЙ ОПТИКИ ПРИБОРА

Фактор пропускания электронной оптики – зависимость скорости счета детектора прибора от полярного и азимутального углов. Эта характеристика вместе данными об энергетическом разрешении позволяет сделать выводы о чувствительности прибора при регистрации частиц, попавших во входное окно с разных углов. Для штатного образца прибора проверка фактора пропускания проволилась лля различных положений прибора с шагом 10° по азимутальному углу и 1° по полярному. В каждом положении прибора выполнялось накопление частиц в течение 5 с. Измерения проводились для стабилизировавшегося потока ионов с энергией 1 кэВ. Результаты проверки приведены на рис. 5. Из полученной зависимости видно, что прибор имеет наибольшую эффективность регистрации для полярных углов, близких к зениту.

Структура в виде колец, которую видно на рис. 5, вызвана затенением потока частиц кольцами электростатического затвора времяпролетной схемы прибора.

ПРОВЕРКА ПОЛЕЙ ЗРЕНИЯ ПРИБОРА

Для решения поставленных в рамках проекта Луна-25 научных задач модулю электронной оптики (МЭО) прибора необходимо иметь пропускание по полярному углу от 0° до 60°. Это связано с затенением поля зрения прибора элементами конструкции космического аппарата. Проверка полей зрения была выполнена для набора азимутальных углов от 0° до 350° с шагом 10° и для полярных углов от 0° до 90° с шагом 10°. Результаты проверки приведены на рис. 6. Испытываемый образец обеспечивает регистрацию частиц в диапазоне полярных углов от 0° до 80°, что удовлетворяет требованиям к полям зрения и позволяет решать поставленные научные задачи.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗРЕШЕНИЯ ПО ПОЛЯРНОМУ УГЛУ

Согласно техническим требованиям угловое разрешение прибора по полярному углу должно



Рис. 5. Зависимость накопления частиц за время экспозиции 5 с от полярных координат прибора.

быть не хуже 30°. Определение разрешения по полярному углу производилось для четырех азимутов (север, восток, юг, запад) на основе анализа пространственного распределения полного числа событий, зарегистрированных детектором прибора на каждом полярном угле. Пример определения разрешения при сравнении изображений, полученных на полярных углах 10° и 40° , приведен на рис. 7. Наверху рисунка показаны изображения потоков ионов на детекторе прибора, сни-



Рис. 6. Распределения потоков частиц на координатно-чувствительном детекторе ШО прибора АРИЕС-Л при выполнении проверки полей зрения прибора и соответствуют облучению прибора с фиксированного указанного полярного угла, и сумме 36 азимутальных углов с шагом 10°.

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

ВАЙСБЕРГ и др.



Рис. 7. Измерения, использованные для определения разрешения МЭО.



Рис. 8. Измерения, использованные для определения разрешения по азимутальному углу по изображениям на детекторе.

зу — профили этих изображений. Проведенные испытания показали, что разрешение штатного образца прибора по полярному углу для каждого азимута не хуже 30°, что соответствует предъявляемым требованиям.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗРЕШЕНИЯ ПО АЗИМУТАЛЬНОМУ УГЛУ

Согласно техническим требованиям угловое разрешение прибора по азимутальному углу должно быть не хуже 40°. Определение величины азимутального углового разрешения проводилось для набора азимутальных углов: 20°, 340°, 150°, 190°, 70°, 110°, 300°, 260° при значении полярного угла 40°. Примеры изображений приведены на рис. 8. Наверху рисунка показаны изображения потоков ионов на детекторе прибора, снизу – профили этих изображений. Анализ пространственных распределений частиц на детекторе прибора показал, что разрешение по азимутальному углу для испытываемого образца МЭО не хуже 40° , что удовлетворяет предъявляемым требованиям.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗРЕШЕНИЯ ПО ЭНЕРГИИ *ΔЕ/Е*

Для штатного образца прибора определение энергетического разрешения $\Delta E/E$ проводилось для набора полярных и азимутальных углов с шагом 10° для азимутального угла и 2° для полярного. Проверка проводилась при фиксированном потенциале на оптике 1 кэВ. При этом для каждого положения прибора регистрировалась скорость счета детектора прибора в зависимости от энергий ионов, испускаемых ионным источником. Энергия ионов изменялась в диапазоне 1000 ± 100 эВ



Рис. 9. Зависимость энергетического разрешения $\Delta E/E$ от полярного и азимутального углов. Сектор в правой части изображения соответствует области на детекторе, затеняемой конвертером нейтральных частиц и предназначенной для регистрации сигнала с конвертера нейтральных частиц.

с шагом 10 эВ. Расчет величины $\Delta E/E$ проводился по полной ширине на полувысоте зависимости скорости счета детектора от энергии потока ионов. Результат проверки энергетического разрешения прибора приведен на рис. 9.

Полученные зависимости фактора пропускания оптики и $\Delta E/E$ будут использованы для расчета геометрического фактора прибора (Collinson и др., 2012) и восстановления функции распределения частиц, регистрируемых прибором в ходе космического эксперимента.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ФАКТОРА ПРИБОРА

Геометрический фактор — величина, определяющая зависимость между количеством частиц, зарегистрированных прибором, и плотностью частиц в пространстве скоростей в элементе фазового пространства, заметаемом прибором. Единицы измерения геометрического фактора эВ/(эВ ср см² с). В общем виде геометрический фактор как математический объект является тензором, индексы которого пробегают измеряемые прибором углы и энергии. Так как геометрические свойства оптики прибора АРИЕС-Л с достаточной точностью не зависят от энергии, на которую настроен прибор, то его геометрический фактор может быть представлен в виде двухмерной



Рис. 10. Энергетические распределения потоков заряженных частиц, полученные при работе прибора в режиме регистрации энергетического спектра.



Рис. 11. Пример времяпролетного спектра для частиц с энергией 1 кэВ, северный азимут.

матрицы, одно из измерений которой соответствует полярным углам, а другое — азимутальным.

Для расчета геометрического фактора была применена формула из статьи (Collinson и др., 2012), адаптированная для прибора АРИЕС-Л:

$$GF_{ij} = \frac{\Delta \varphi}{E_0^2} \sum_m \sum_n \frac{C_{mnj}}{\Phi} E_m \cos \theta_n \Delta E_m \Delta \theta_n,$$

где *i* – пробегает индексы полярных углов на сетке вычисления геометрического фактора (каждые 10°); *j* – пробегает индексы азимутальных углов на сетке вычисления геометрического фактора (каждые 10°); n — пробегает индексы полярных углов, на которых измерялась чувствительность прибора (каждые 2°); m – пробегает индексы энергий ионного источника, которые заметают энергетическое окно прибора; θn – экваториальный угол при *n*-ом измерении; $\Delta \phi$ — ширина пикселя азимутального угла прибора (10°); $\Delta \theta n - \mu u$ рина экваториального угла, заметаемого при *n*-ом измерении (2°); Ет – энергия ионов из источника; ΔEm — энергетическая ширина ионов из источника ($3\% \times Em$); *Стп*j – скорость счета частиц при азимутальном угле *j* на полярном угле *n* на энергии источника $m; \Phi$ – поток частиц из источника ((1/q) × 1.25 × 10^{-10} A/см² ≈ 7.8 × 108 частиц/(см² с)); E_0 – максимум пропускания прибора (при фиксированном значении потенциалов на оптике) — 1000 эВ.

Экспериментальные и расчетные данные показали, что геометрический фактор прибора зависит от азимутального и полярного углов и изменяется в диапазоне от 1.07E-06 до 5.82E-10 эB/(эB ср см² с).

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПРИБОРА В ЗАДАННОМ ДИАПАЗОНЕ ЭНЕРГИЙ

Выполненные испытания прибора показали возможность регистрации ионов в диапазоне энергий от 10 до 5000 эВ. Выполненные лабораторные проверки показали нормальное функционирование прибора в заданном энергетическом диапазоне. Для проведения данной проверки сначала устанавливалось требуемое значение энергии ионов, затем осуществлялось сканирование этого потока испытываемым прибором. Примеры полученных энергетических распределений зарегистрированных ионов приведены на рис. 10.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССОВОГО РАЗРЕШЕНИЯ

Проверка массового разрешения проводилась для набора полярных углов от 10° до 80° с шагом 10° и азимутальных углов от 0° до 350° также с шагом 10°. Проверка проводилась на потоке ионов с энергией 500 эВ с напуском аргона в ионный источник. По получаемым на каждом угле массовым спектрам проводилось определение массового разрешения для заданного положения прибора. Соотношение $M/\Delta M$ рассчитывалось для массового пика аргона (40 а. е. м.) по полной ши-



Рис. 12. Зависимость $M/\Delta M$ от угла прихода частиц.

рине на полувысоте. Пример времяпролетного спектра для энергии 1 кэВ при напуске азота приведен на рис. 11.

На основании полученных данных была построена зависимость массового разрешения прибора, приведенная на рис. 12.

Проведенные исследования показали неравномерность массового разрешения в зависимости от азимутального и полярного углов. Данная особенность вызвана геометрией электронно-оптической схемы, в частности — конструкцией электростатического затвора, а также — неравномерностями энергетическогоразрешения $\Delta E/E$.

Поскольку в приборе применяется времяпролетная система определения массового состава ионов с запиранием частиц электростатическим затвором, разрешение прибора зависит как от времени открытия затвора, так и от энергии регистрируемых частиц. Время открытия электростатического затвора задается внешней командой и составляет от 10 до 1250 нс. Варьируя скважность работы электростатического затвора можно добиться хорошего массового разрешения прибора с низкой чувствительностью, либо высокой чувствительности с низким массовым разрешением. Для четырех азимутальных углов (Север, Юг, Восток, Запад) была проверена зависимость массового разрешения от энергии частиц. Результат проверки приведен на рис. 13. Приведенная зависимость получена для времени открытия затвора 15 нс.

ПРОВЕРКА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОНВЕРТЕРА НЕЙТРАЛЬНЫХ ЧАСТИЦ

При проверке конвертера нейтральных частиц испытываемый прибор размещался таким образом, чтобы кроме регистрации нейтральных атомов было возможно и детектирование потока первичных ионов из ионного источника и ионов, рассеянных на стенках вакуумной камеры. Схема размещения прибора в вакуумной камере приведена на рис. 14.

В процессе проверки режим работы источника нейтралов фиксировался ионный ток на пластине-нейтрализаторе и скорость счета детектора прибора, что позволило оценить эффективность регистрации нейтральных частиц прибором (отношение скорости счета частиц детектором к потоку нейтральных частиц на входе в прибор). Эффективность регистрации нейтральных частиц прибором для КДО составила ~3 × 10⁻⁷, для ШО ~2 × 10⁻⁶. Примеры распределений потока ионов



Рис. 13. Зависимость массового разрешения прибора от энергии частиц при времени открытия электростатического затвора 15 нс для четырех азимутальных углов. Ошибка в определении значения $M/\Delta M$ не превышает 4% и обусловлена разрешением электростатического анализатора прибора $\Delta E/E$, которое для штатного образца прибора находится в пределах от 3 до 13%.

из конвертера нейтральных частиц, зарегистрированных прибором, приведены на рис. 15.

РАБОТА ПРИБОРА В СОСТАВЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Работа прибора в составе космического аппарата осуществляется по составляемой заранее циклограмме. Прибор имеет два режима работы — дежурный режим и режим измерений.

Дежурный режим — начальный режим работы прибора, в который прибор переходит либо после

коммутации питания, либо после завершения работы в режиме измерений.

Режим измерений включает в себя три подрежима: регистрацию энергетического спектра ионов, регистрацию массового состава ионов и детектирование потока нейтральных атомов.

Работа прибора в режиме измерений осуществляется в соответствии с рабочими таблицами, хранящимися в памяти прибора. Память прибора позволяет хранить до 256 таблиц. Таблицы состоят из 64 ступенек, каждая ступенька задает параметры работы электронной оптики прибора: потенциалы на МЭО, конвертере, электродах электростатического затвора и скважность его работы.

Вызов таблицы осуществляется внешней командой. При этом задаются следующие параметры работы прибора с заданной таблицей: начальный номер ступеньки, конечный номер ступеньки, время нахождения на каждой ступеньке, число проходов выбранной таблицы. Время нахождения прибора на каждой ступеньке задается внешней командой и может варьироваться от 0.05 до 1000 с.

На этапе лабораторных калибровок разработаны и загружены в прибор 255 рабочих таблиц, отвечающих за работу прибора при регистрации энергетического и массового спектров заряженных частиц и детектирования потока нейтральных атомов. Таблицы включают в себя как линейное, так и логарифмическое изменение потенциала на элементах электронной оптики прибора.

Таблицы разделены на два типа — 32- и 64-разрядные. В случае 32-разрядных таблиц исследуемый энергетический диапазон делится на 32 ступени, при этом значение напряжения растет до



Рис. 14. Размещение прибора в АРИЕС-Л РМ для проверки функционирования конвертера нейтральных частиц.



Рис. 15. Распределения потоков частиц на детекторе, полученные при работе с конвертером нейтральных частиц: (а) – одновременная регистрация первичных частиц из источника ионов и нейтралов из конвертера нейтральных частиц, (б) – регистрация потока нейтральных атомов без мониторинга первичного ионного потока.

середины таблицы, затем убывает, возрастание и спад напряжения симметричны. Работа по 32-разрядным таблицам обеспечивает двойной проход одного и того же диапазона энергий.

В случае 64-х разрядных таблиц энергетический диапазон делится на 64 ступеньки и полученные значения потенциалов записываются таким образом, что до 32 ступеньки напряжение растет, а с 33 по 64 — убывает. Использование 64-разрядных таблиц позволяет осуществлять подробное сканирование потока частиц по энергиям.

На рис. 16 приводится покрытие энергетического диапазона прибора 32-разрядными таблицами. Таблицы из групп А и В линейные, минимальный потенциал на оптике 10 В для группы А и 100 В для группы В. Таблицы из групп С, D, Е – логарифмические, минимальный потенциал на оптике для группы C составляет 10 B, D – 30 B, E – 100 В. Таблицы из групп F, J и H обеспечивают работу прибора с конвертером нейтральных атомов. При этом в таблицы из группы F обеспечивают подачу фиксированного потенциала на элементы МЭО и КН, а таблицы из групп J и Н позволяют осуществлять одновременную регистрацию как потока нейтральных атомов, так и энергетического спектра заряженных частиц в диапазоне энергий до 1500 эВ.

Приведенные на рис. 17 таблицы записаны в память прибора тремя группами, отличающимися временем открытия электростатического затвора при работе в режиме регистрации массового спектра. В первой группе время открытия затвора зависит от регистрируемой энергии и варьируется в диапазоне от 30 до 100 нс, что обеспечивает регистрацию массового спектра с разрешением $\Delta M/M \ge 20$. Вторая группа таблиц имеет фиксированное значение времени открытия затвора 15 нс и обеспечивает максимальное разрешение прибора в режиме регистрации массового



Рис. 16. Покрытие энергетического диапазона 32разрядными таблицами.



Рис. 17. Покрытие энергетического диапазона 64разрядными таблицами. Энергетический диапазон одинаков как для линейных, так и логарифмических 64-разрядных таблиц.

спектра $\Delta M/M \ge 30$. Третья группа также имеет фиксированное время открытия затвора 120 нс и обеспечивает регистрацию массового спектра с низким массовым разрешением, однако с более высокой по сравнению с другими таблицами чувствительностью. Работа по таблицам из третьей группы предусматривается в условиях низкой интенсивности потоков заряженных частиц.

Также в памяти прибора содержатся 64-разрядные таблицы, перекрывающие полный энергетический диапазон прибора. График покрытия энергетического диапазона для линейных и логарифмических 64-разрядных таблиц приведен на рис. 17.

Разработанные таблицы перекрывают весь энергетический диапазон прибора. Комбинирование в циклограмме работ прибора по различным таблицам позволяет решать задачи регистрации вторичных частиц с поверхности реголита и обеспечивать мониторинг ионов солнечного ветра.

ПРОВЕРКИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРИБОРА ПО ШТАТНЫМ ЦИКЛОГРАММАМ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ

В процессе проведения лабораторных отработок ШО АРИЕС-Л были разработаны шиклограммы работы прибора, предназначенные для исполнения после посадки космического аппарата, выполнены проверки функционирования прибора с их применением. Каждая циклограмма имеет длительность ~1.5 ч и сочетает в себе комбинацию из различных режимов работы. При этом проверяется работа прибора с различными скоростями сканирования энергетического и массового спектров, тестируется работа времяпролетной схемы прибора с различным массовым разрешением. проверяется работа конвертера нейтральных атомов. Полученные в результате исполнения этих циклограмм данные позволят получить информацию об условиях работы прибора и сформировать программу последующих измерений на поверхности Луны.

В условиях космического эксперимента прибор планируется включать на 1.5 ч в режиме измерений, после чего снимать с него питание на 2 ч. Такая скважность работы выбрана, исходя из двух факторов: среднее потребление прибора за сутки не должно превышать 3 Вт; снятие питания с прибора в промежутках между циклами измерений позволит обеспечить более эффективное охлаждение прибора и не допустить перегрева его отдельных узлов.

В режиме измерений потребление прибора находится в диапазоне от 4.5 до 7 Вт и зависит от скорости сканирования по энергетическому спектру, скважности работы затвора времяпролетной схемы, подачи питания на обкладки конвертера нейтральных частиц. В процессе измерений планируется комбинировать работу прибора в режиме регистрации энергетического и массового спектров.

Каждая циклограмма включает в себя следующие процедуры: плавный вывод детектора на рабочий режим, чередование циклов измерений энергетических и массовых спектров и снятие потенциала с детектора и оптики по завершению измерений. Кроме того, между циклами измерений предусмотрена выдача команды для корректировки потенциала на МКП-детекторе. Это сделано для того, чтобы восстановить работу прибора в случае его отключения при превышении максимально допустимой температуры узлов прибора. Вывод детектора на рабочий режим представляет собой плавное увеличение потенциала на детекторе с шагом 50 В за 2 с. Для ШО АРИЕС-Л рабочий потенциал детектора на момент проведения настроек и калибровок составляет 2500 В.

Циклограммы работ прибора на первые 24 ч измерений составлена таким образом, чтобы с кажлым включением прибора осуществлять регистрацию частиц в более широком диапазоне энергий. После посадки вокруг космического аппарата могут содержаться большое количество пылевых частиц, поднятых с поверхности в результате работы двигателей, а также продукты дегазации самого космического аппарата. Постепенное расширение диапазона регистрируемых энергий позволит обезопасить прибор от короткого замыкания в модуле электронной оптики, дав время на дополнительную дегазацию КА и оседание пыли. Кроме того, в случае возникновения короткого замыкания можно будет точно определить безопасный рабочий энергетический диапазон. При проверке работы по циклограммам также фиксировалось среднее потребление прибора. Эта информация будет использована при формировании плана работ прибора в составе КА (Моисеенко, 2019а).



Рис. 18. Работа прибора по циклограмме первого включения после посадки КА. Циклограмма включает в себя проверку работы прибора по регистрации энергетического спектра в диапазоне 10–1500 эВ и регистрацию энерго-массспектра в диапазоне 10–500 эВ.

ЦИКЛОГРАММА ПЕРВОГО ВКЛЮЧЕНИЯ ПРИБОРА В РЕЖИМЕ ИЗМЕРЕНИЙ

Циклограмма первого включения прибора предназначена для проверки работоспособности его узлов после перелета и посадки и сочетает регистрацию энергетического и массового спектров в диапазоне энергий от 10 до 1500 эВ по линейным и логарифмическим таблицам с длительностью ступеньки 1 с. На рис. 37 показан результат проверки работы прибора по циклограмме первого включения в лабораторных условиях.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ПРИБОРА

Для обеспечения получения достоверной информации об энергетическом составе регистрируемых частиц, прибор не регистрирует частицы, пришедшие на детектор во время переключения потенциала между соседними ступеньками таблицы. Время переключения задано программно и составляет 0.25 с. Экспериментально было установлено, что за этот промежуток времени переходные процессы заканчиваются. Также прибор имеет задержку между проходами по таблицам, равную 1 с. Лабораторные испытания показали возможность получения достоверной информации об энергетическом составе регистрируемых ионов при длительности ступеньки 0.125 с.

Проведенная проверка быстродействия прибора показала, что время регистрации полного энергетического спектра составляет 12.5 с. Данный показатель будет улучшен в следующих исполнениях приборов для новых космических миссий за счет уменьшения длительности ожидания между измерениями на энергетических ступеньках и исключения задержки между измерениями между рабочими таблицами. Кроме того, алгоритм управления прибором позволяет проводить измерения в настраиваемом диапазоне энер-

Аналитические и технические характеристики образцов прибора АРИЕ
--

Аналитические характеристики						
Проверяемый параметр	Требуемое значение	КДО	ШО			
Поле зрения по полярному углу, град	0-60	0-88	0-80			
Разрешение по полярному углу, град	Не хуже 30	30	30			
Разрешение по азимутальному углу, град	Не хуже 60	40	40			
Энергетическое разрешение, $\Delta E/E$	Не хуже 15%	От 2 до 14%	От 3 до 13%			
Разрешение по массе, $M/\Delta M$	Не менее 15 для 40 а. е. м.	>30	>30			
	(на энергии 1 кэВ)					
Энергетический диапазон	150—4500 эВ	30—5000 эВ	10—5000 эВ			
Регистрация нейтральных частиц	Да	Да, эффективность	Да, эффективность			
		$\sim 3 \times 10^{-7}$	$\sim 2 - 10^{-6}$			
Технические характеристики						
Габариты, мм	ібариты, мм 190 × 186 × 165					
Масса, кг	2.5					
Потребление, Вт	2.5–7 Вт, в зависимости от режима работы					

гий, выполняя сканирование не по полной таблице, а только по ее заданному диапазону, что также позволяет увеличить частоту получения спектра в выбранном диапазоне энергий.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Прибор АРИЕС-Л – широкоугольный энергомасс-анализатор, разработанный в рамках космической миссии Луна-25. В ходе выполнения космического эксперимента прибор позволит провести элементный состав реголита в области посадки методами вторичной ионной масс-спектрометрии, исследовать процессы взаимодействия солнечного ветра с реголитом, провести измерения потоков нейтральных атомов.

Сочетая комбинацию электростатического и времяпролетного элементов электронной оптики, прибор позволяет проводить анализ заряженных частиц по соотношению энергии к заряду E/Q и выполнять массовый анализ потока частиц в диапазоне энергий от 10 до 5000 эВ. Отличительной особенностью прибора является возможность одномоментной регистрации частиц выбранной энергии в поле зрения, близком к 2 π . Принцип действия конвертера нейтральных частиц основан на ионизации нейтральных атомов при их взаимодействии с поверхностью электрода-ионизатора.

КДО и ШО прибора АРИЕС-Л прошли полный объем проверок, настроек и калибровок, необходимых для определения аналитических характеристик прибора и обеспечения наиболее достоверной интерпретации получаемой научной информации. Сравнение фактических значений проверяемых параметров с требованиями, предъявляемыми к прибору, а также его технические характеристики приведены в таблице.

Выполненные работы позволили достичь требуемых от прибора аналитических характеристик: обеспечить необходимые поля зрения, угловое, энергетическое и массовое разрешение. Полученные наработки будут использованы при создании приборов аналогичной конструкции в будущих космических миссиях. Подробные данные о характеристиках ШО АРИЕС-Л будут использованы при интерпретации научной информации, поступающей с прибора в процессе выполнения космического эксперимента.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Космический аппарат "Луна-25" — основа новых исследований Луны // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4(34). С. 9–19.
- Моисеенко Д.А. "Энерго-масс анализаторы для исследования солнечной плазмы и межпланетной пыли. Моделирование. Принципы создания." Дис. канд.-физ. мат. наук, М.: 2019. С. 31–65.

- Моисеенко Д.А., Вайсберг О.Л., Шестаков А.Ю., Журавлев Р.Н., Митюрин М.В., Моисеев П.П., Нечушкин И.И., Родькин Е.И., Васильев А.Д., Летуновский В.В. Аппаратно-программный комплекс для настроек и калибровок ионных масс-спектрометров для космических миссий // Приборы и техника эксперимента. 2019. № 3. С. 52–62. https://doi.org/10.1134/S0032816219020265
- Colaprete A., Sarantos M., Wooden D.H., Stubbs T.J., Cook A.M., Shirley M. How surface composition and meteoroid impacts mediate sodium and potassium in the lunar exosphere // Science. 2015. V. 351(6270). P. 249–252. https://doi.org/10.1126/science.aad2380
- Collinson G.A., Dorelli J.C., Avanov L.A., Lewis G.R., Moore T.E., Pollock C., Adrian M.L. The geometric factor of electrostatic plasma analyzers: A case study from the Fast Plasma Investigation for the Magnetospheric Multiscale mission // Rev. Sci. Instruments. 2012. V. 83(3). P. 033303. https://doi.org/10.1063/1.3687021
- *Dukes C.A., Johnson R.E.* Contribution of surface processes to the lunar exosphere // Encyclopedia of Lunar Science. 2017. P. 1–7. https://doi.org/10.1007/978-3-319-05546-6 96-1
- *Futaana Y., Barabash S., Holmström M., Bhardwaj A.* Low energy neutral atoms imaging of the Moon // Planet. and Space Sci. 2006. V. 54(2). P. 132–143. https://doi.org/10.1016/j.pss.2005.10.010
- Johnson R.E., Baragiola R. Lunar surface: Sputtering and secondary ion mass spectrometry // Geophys. Res. Lett. 1991. V. 18(11). P. 2169–2172. https://doi.org/10.1029/91gl02095
- Los J., Geerlings J.J. Charge exchange in atom-surface collisions // Phys. Repts. 1990. V. 190(3). P. 133–190. https://doi.org/10.1016/0370-1573(90)90104-a
- Lue C., Halekas J.S., Poppe A.R., McFadden J.P. ARTEMIS observations of solar wind proton scattering off the lunar surface // J. Geophys. Res.: Space Phys. 2018. V. 123. P. 5289–5299. https://doi.org/10.1029/2018JA025486
- Martin C., Jelinsky P., Lampton M., Malina R.F., Anger H.O. Wedge-and-strip anodes for centroid-finding positionsensitive photon and particle detectors // Rev. Sci. Instruments. 1981. V. 52(7). P. 1067–1074. https://doi.org/10.1063/1.1136710
- Sigmund P. Theory of sputtering. I. Sputtering yield of amorphous and polycrystalline targets // Phys. Rev. 1969. V. 184. P. 383. https://doi.org/10.1103/PhysRev.187.768
- Vaisberg O., Berthellier J.-J., Moore T., Avanov L., Leblanc F., Leblanc F., Moiseev P., Moiseenko D., Becker J., Collier M., Laky G., Keller J., Koynash G., Lichtenneger H., Leibov A. et al. The 2π charged particles analyzer: All-sky camera concept and development for space missions // J. Geophys. Res. Space Phys. 2016. V. 121. P. 11750–11765. https://doi.org/10.1002/2016JA022568
- *Wurz P., Scheer J., Wieser M.* Particle scattering off surfaces: Application in space science // e-J. Surface Sci. and Nanotechnology. 2006. V. 4. P. 394–400. https://doi.org/10.1380/ejssnt.2006.394
- *Yakshinskiy B.V., Madey T.E.* Photon-stimulated desorption as a substantial source of sodium in the lunar atmosphere // Nature. 1999. V. 400(6745). P. 642–644. https://doi.org/10.1038/23204

2021

УДК 520.68

ПРИБОР ПмЛ НА ПОСАДОЧНОМ АППАРАТЕ ЛУНА-25: ПЛАЗМЕННО-ПЫЛЕВЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ В ПРИПОВЕРХНОСТНОЙ ЭКЗОСФЕРЕ

© 2021 г. А. В. Захаров^{*a*, *</sub>, Г. Г. Дольников^{*a*}, И. А. Кузнецов^{*a*}, А. Н. Ляш^{*a*}, А. Е. Дубов^{*a*}, В. В. Афонин^{*a*}, С. А. Бедняков^{*a*}, А. С. Бычкова^{*a*}, В. А. Грушин^{*a*}, И. В. Докучаев^{*a*}, А. А. Карташева^{*a*}, С. И. Попель^{*a*}, И. А. Шашкова^{*a*}, А. В. Шеховцова^{*a*}, А. В. Яковлев^{*a*}, М. М. Васильев^{*b*}, Е. А. Лисин^{*b*}, О. Ф. Петров^{*b*}, Н. Д. Борисов^{*c*}, Л. М. Зеленый^{*a*}}

^аИнститут космических исследований РАН, Москва, Россия ^bОбъединенный институт высоких температур РАН, Москва, Россия ^cИнститут земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн РАН, Москва, Россия

*e-mail: zakharov@iki.rssi.ru

Поступила в редакцию 02.11.2020 г. После доработки 05.03.2021 г. Принята к публикации 16.05.2021 г.

Программа научных исследований лунного посадочного аппарата Луна-25 включает эксперимент "Пылевой мониторинг Луны" (ПмЛ), предусматривающий изучение динамики лунных микрочастиц и параметров приповерхностной пылевой плазмы. С помощью прибора ПмЛ планируется в течение длительного времени проводить регистрацию отдельных микрочастиц над поверхностью Луны, измерение и оценку их физических характеристик (импульс, скорость, заряд, масса, концентрация), а также осуществлять мониторинг динамики параметров приповерхностной плазменно-пылевой среды (плотность, температура, потенциал). Прибор успешно прошел весь комплекс наземных испытаний.

Ключевые слова: Луна, космические исследования, пылевая плазма, лунная экзосфера, безатмосферные тела, реголит, солнечный ветер

DOI: 10.31857/S0320930X21060128

введение

Во время первой активной кампании по исследованию Луны советскими и американскими космическими аппаратами в 60-е годы прошлого века неожиданным стало наблюдение периодически возникающего зарева над безвоздушной лунной поверхностью, зарегистрированного теле- и фотокамерами, установленными на пролетных и автоматических посадочных аппаратах. После захода Солнца за горизонт телевизионные камеры посадочных аппаратов Surveyor-5, -6 и -7 (Rennilson, Criswell, 1974) временами регистрировали активное постзакатное свечение над поверхностью. Этот эффект, названный Lunar Horizon Glow (LHG), авторы интерпретировали как рассеяние света на микрочастицах, левитирующих над поверхностью на высоте <1 м под действием электростатических сил. В той же работе, предполагая, что эти частицы сферические, авторы оценили их радиус (~5-6 мкм) и концентрацию в столбе (~50 см⁻³).

Прямая регистрация линамики пылевых частиц над поверхностью Луны была впервые выполнена с помощью эксперимента Lunar Ejecta and Meteorites (LEAM), развернутого на поверхности Луны астронавтами экспедиции Apollo-17 (Berg и др., 1976). Прибор LEAM был создан для регистрации высокоскоростных (от 1 до 25 км/с) микрометеоритов. Однако один из детекторов имел возможность регистрировать низкоскоростные частицы с размером более 100 мкм. Данные этого детектора дали неожиданные результаты о достаточно высоких потоках низкоскоростных (~100-1000 м/с) частиц, заряд которых обычно составлял более 10^{-12} Кл. За время работы прибора максимальная скорость счета детекторов наблюдалась в районе светотеневого терминатора, причем наиболее значительное увеличение потоков таких низкоскоростных частиц происходило на восходе Солнца. Эти данные, в силу определенных особенностей измерений, безусловно, требовали дальнейшей проверки.

Другим "пылевым" экспериментом, выполненным по программе Apollo, можно считать проведенные оценки скорости осаждения пылевых частиц на элементы солнечных панелей по данным измерений их выходного напряжения Dust Detector Experiment (DDE, O'Brien, 2009). Первые результаты показали, что осаждение пыли было меньше ожидаемого, однако последующий анализ данных показал, что на полученные результаты могли влиять такие дополнительные факторы, приводящие к частичному очищению поверхности солнечных элементов, как, например, взлет десантного модуля с поверхности Луны или воздействие солнечной радиации (O'Brien, 2011).

При полготовке пилотируемой программы исследований Луны Apollo факт наличия пылевых частиц над поверхностью Луны и некоторые особенности их поведения уже были известны и, так или иначе, учитывались (Gaier, 2005). Однако, по мнению американских астронавтов, работавших по этой программе, именно фактор лунной пыли оказался самым неожиланным и неприятным по степени воздействия на посадочный аппарат, его системы, деятельность астронавтов на поверхности Луны и их здоровье (Gaier, 2005). Американские астронавты также видели и фотографировали рассеянное на пылевых частицах свечение во время маневров перелетных модулей с высот в несколько десятков километров над поверхностью Луны (Zook, McCoy, 1991; Zook и др., 1995).

Помимо наблюдательных данных о поведении пылевых частиц у лунной поверхности, при выполнении экспериментов по программе Apollo были получены и другие важные результаты, связанные с особенностями протекания лунных пылевых процессов. Так, например, с помощью эксперимента Suprathermal Ion Detector Experiment (SIDE), проводившегося в местах посадки аппаратов Apollo-12, -14 и -15 (Freeman, Ibrahim, 1975), было обнаружено, что лунная поверхность в разных точках имеет разный электрический потенциал. На дневной поверхности Луны в широтном диапазоне ±45° от подсолнечной точки электрический потенциал поверхности составляет около +10 В. С увеличением зенитного угла Солнца потенциал быстро падает, у терминатора становится отрицательным и может достигать -100 В (Freeman, Ibrahim, 1975).

Результаты, полученные в первых лунных экспедициях, послужили основой для проведения в последующие десятилетия различных теоретических и экспериментальных исследований, направленных на выяснение природы приповерхностных пылевых явлений (Stubbs и др., 2007; Grün и др., 2011; Horányi, Szalay, 2015; Kuznetsov и др., 2017). Луна, как и все тела, лишенные атмосферы и дипольного магнитного поля, постоянно бомбардируется микрометеоритами и подвергается прямому воздействию солнечного ветра, солнечных и галактических космических лучей (Langevin и др., 1977; Taylor, 1982; Langevin, 1982; Taylor и др., 1991). Эти процессы известны под общим названием космического выветривания (space weathering) (Pieters и др., 1993). Под действием указанных внешних факторов могут происходить не только длительные эволюционные процессы формирования реголита, изменения его структуры и минералогического состава (Heiken, 1975; МсКау и др., 1974), но и активные плазменно-пылевые процессы, определяющие текущее состояние лунной экзосферы и динамику микрочастиц реголита в приповерхностной среде. Вследствие этого у поверхности Луны постоянно присутствует мобильная и сферически неоднородная плазменно-пылевая оболочка, которая включает в себя пылевые микрочастицы реголита, фотоэлектроны, эмитированные с реголитных поверхностей, и наконец, заряженные частицы внешнего происхождения, приходящие в составе потоков солнечного ветра и плазмы геомагнитного хвоста (Colwell и др., 2007).

Поток микрометеоритов кометного и астероидного происхождения, падающих на Луну, так же, как и на Землю, является изотропным (Grün и др., 1985; 2011). Его величина оценивается примерно в 1 см⁻² год⁻¹ для частиц размером более 1 мкм (Brownlee и др., 1972). Плотность метеороидных частиц обычно близка к значению 2.5 г/см³. Большинство этих частиц имеют размеры от 10 нм до 1 мм, а скорость соударения находится в интервале от 10 до 72 км/с (Grün и др., 1985; 2011). Значительная доля вещества, выбрасываемого с поверхности Луны в результате высокоскоростных ударов микрометеоритов об эту поверхность, возвращается затем обратно. Поток осаждающихся на лунную поверхность вторичных частиц реголита с размером более 1 мкм оценивается как ~800 см⁻² год⁻¹ (Brownlee и др., 1972). Что же касается концентрации левитирующих у поверхности частиц, эти оценки могут отличаться у разных авторов на несколько порядков. Сведения о параметрах микрометеоритов, вторичных частиц и левитирующей лунной пыли приведены в табл. 1.

Солнечный ветер, истекающий из солнечной короны, представляет собой поток электронов, протонов, а также, в относительно малом количестве, ядер гелия и других элементов (Anders, Grevesse, 1989). Средняя скорость частиц спокойного солнечного ветра на расстоянии 1 а. е. составляет ~400 км/с, но может значительно меняться в зависимости от активности Солнца (Schwenn, Marsch, 2012). Плотность плазмы солнечного ветра вблизи орбиты Земля—Луна составляет ~10 см⁻³ (Artemyev и др., 2018). При попадании на лунную поверхность основная масса

Разновидность частиц	Размеры частиц	Скорость частиц	Концентрация/поток частиц	Заряд
Микрометеориты	10 нм-1 мм	$10-70 \ {\rm km} \ {\rm c}^{-1}$	$\sim 1 \text{ см}^{-2}$ год $^{-1}$ для частиц > 1 мкм	_
Вторичные частицы	10 нм-1 мм	10 м с $^{-1}$ -5 км с $^{-1}$	$\sim 10^3 \text{ см}^{-2}$ год $^{-1}$ для частиц >1 мкм	_
Левитирующие частицы	10 нм—5 мкм	$1{-}10$ м с $^{-1}$	≥10 ² см ⁻¹ (зависит от высоты)	>10 ³

Таблица 1. Оценочные данные о микрочастицах над поверхностью Луны (Brownlee, 1973; Grün и др., 1985; 2011; Popel и др., 2013)

Таблица 2. Ожидаемые параметры плазмы над поверхностью Луны для медленного (S) и быстрого (F) солнечного ветра (CB)

Носитель заряда	Концентрация <i>n</i> , см ⁻³	Температура, эВ	Характеристическая скорость, м/с	Дебаевская длина, м
Электроны СВ	$n_{\rm eS} = 10$ $n_{\rm eF} = 5$	$T_{\rm eS} = 12.1$ $T_{\rm eF} = 12.1$	$(3-4) \times 10^5$ $(8-9) \times 10^5$	15
Ионы СВ	$n_{\rm iS} = 10$ $n_{\rm iF} = 5$	$T_{\rm iS} = 8.6$ $T_{\rm iF} = 12.9$	$(3-4) \times 10^5$ $(8-9) \times 10^5$	15
Фотоэлектроны	139	1.47	6.5×10^{5}	1
Отраженные ионы	~10—20% падающего потока	—	_	_
Геомагнитный хвост	10 ⁻³ —10 ⁻² (доли хвоста) 0.05—0.20 (плазм. слой)	$(1-5) \times 10^3$	—	_

ионов поглощается реголитом. Не адсорбированная верхним поверхностным слоем часть ионов (~10-20%) захватывает электроны и рассеивается в виде нейтральных атомов (McComas и др., 2009; Wieser и др., 2009; Lue и др., 2018). При этом небольшая их часть (~0.1-1.0%), отражаясь от поверхности, сохраняет положительный заряд (Saito и др., 2008). Поток ионов солнечного ветра крайне изменчив во времени, и его плотность, в среднем, может оцениваться величиной $4.5 \times 10^{12} \text{ м}^{-2} \text{ c}^{-1}$ (Wurz и др., 2007). Учитывая, что ~95% ионов составляют протоны, этот поток соответствует 8.5×10^{-15} кг м⁻² с⁻¹. Таким образом, обшее количество солнечного вещества, имплантируемого в лунный реголит, составляет $4.3 \times 10^{25} \text{ c}^{-1}$, или 0.081 кг c⁻¹, что приблизительно в 4 раза больше потока попадающих на Луну микрометеоритов (Wurz и др., 2007).

В процессе своего орбитального движения Луна пересекает хвост магнитосферы Земли и приблизительно в течение 30% лунных суток (~9 земных дней) оказывается под воздействием магнитосферной плазмы. Структура земной магнитосферы достаточно сложна, крайне динамична и во многом зависит от текущей интенсивности солнечного ветра и активности Солнца. В северной и южной долях магнитосферного хвоста плотность плазмы очень мала: $10^{-3}-10^{-2}$ см⁻³ (Peterson, Shelley, 1984). В плазменном слое магнитосферного хвоста, который разделяет северную и южную доли, плотность плазмы составляет $0.05-0.2 \text{ см}^{-3}$, но характеризуется высокой температурой ионов (1-5 кэВ) и сильно изменчивой скоростью (10-1000 км/с) (Frank, 1985).

Ожидаемые параметры плазмы над поверхностью Луны представлены в табл. 2 (Рорре, Horányi, 2010; McComas и др., 2009; Wieser и др., 2009; Peterson, Shelley, 1984; Frank, 1985; Stubbs и др., 2014; Baumjohann, Treumann, 1996).

Перечисленные факторы, в целом, определяют состояние и динамику приповерхностной экзосферы Луны.

За несколько десятилетий, прошедших со времени начала исследований Луны с помощью посадочных аппаратов, представления о характере процессов в лунной экзосфере и об основных факторах, их определяющих, безусловно, заметно усовершенствовались, хотя многое пока остается неясным. Сейчас, когда ведущие космические державы все большее внимание уделяют развитию своих программ исследований и будущего освоения Луны, необходимость в таких знаниях значительно возрастает - особенно, учитывая степень возможного влияния лунной приповерхностной плазменно-пылевой среды на работоспособность инженерных систем посадочных аппаратов и безопасность жизнедеятельности участников пилотируемых экспедиций.

Научная и практическая значимость исследований в данной области, их актуальность в связи с подготовкой и реализацией российской лунной



Рис. 1. Расположение блока УС и блоков ЭД на посадочном аппарате. Слева — фрагмент посадочного аппарата с указанием расположения блоков УС и двух блоков ЭД. Справа — вид кронштейна с блоком УС и ЭД.



Рис. 2. Внешний вид блока УС.

программы явились основной мотивацией к созданию прибора "Пылевой мониторинг Луны" (ПмЛ), включенного в состав комплекса научной аппаратуры посадочного аппарата Луна-25.

Данная статья посвящена описанию прибора Пылевой мониторинг Луны (ПмЛ), разработанного в ИКИ РАН и предназначенного для изучения динамики пылевых частиц и параметров плазмы вблизи лунной поверхности.

НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ ПРИБОРА

Прибор ПмЛ создан для проведения экспериментов по регистрации пылевых частиц и определению параметров плазмы над поверхностью Луны. Он устанавливается на посадочный аппарат Луна-25 (Кузнецов и др., 2016; Киznetsov и др., 2017), позволяя регистрировать пылевые частицы, попадающие в датчики прибора, и одновременно измерять их физические характеристики — импульс, заряд, скорость, с возможностью оценки массы частиц. С помощью прибора также будут проводиться измерения характеристик приповерхностной плазмы и зарядопереноса в плазменно-пылевой среде вблизи посадочного аппарата. Работа прибора в режиме непрерывного мониторинга при нахождении аппарата на дневной стороне Луны и при прохождении терминатора позволит изучать влияние на измеряемые величины положения Солнца относительно космического аппарата (КА) и, возможно, особенностей локального рельефа местности.

Прибор ПмЛ состоит из трех блоков: ударный сенсор (УС) и два выносных блока электростатических датчиков (ЭД). Блок УС является основным, подключается к бортовым фидерам питания и связи через блок управления научной информацией (БУНИ) и содержит всю измерительную и управляющую электронику.

Блок УС установлен на специальный кронштейн термостабилизированной платформы таким образом, чтобы иметь наиболее удаленное от элементов КА расположение, без затенения апертуры прибора элементами КА. Расстояние от поверхности реголита до прибора составляет от 0.5 до 0.7 м (в зависимости от условий посадки). Датчики ЭД расположены на посадочном аппарате на расстоянии ~0.7 м друг от друга по вертикали. Расположение блоков на КА показано на рис. 1.

Блок УС включает два типа датчиков: пьезоэлектрические сенсоры (ПС) для регистрации импульсов пылевых частиц и зарядочувствительную сетку для измерения зарядов частиц, пролетающих сквозь сетку. На верхней панели прибора расположены 24 керамических ПС размером 30 × 23 мм для создания как можно большей апертуры регистрации пылевых частиц в пределах ограничений по габаритам прибора. Размер апертуры блока УС составляет 165.6 см². Каждый датчик для повышения чувствительности подключен к собственному усилителю. Зарядочувствительная сетка расположена над пластинами ПС на расстоянии 8 мм и подключена к зарядочувствительному усилителю. Регистрация пролета заряженной частицы через сетку происходит вследствие наведения (индукции) зеркального заряда в проводнике при пролете заряженной частицы.

Внешний вид блока УС представлен на рис. 2.

Принцип регистрации механического импульса и электрического заряда пылевых частиц датчиками блока УС иллюстрирует рис. 3.

Фиксируя время двух событий — пролета частицы через сетку и соударения частицы с пьезоэлектрическим сенсором — и измеряя амплитуду отклика ПС, можно определить скорость частицы (с точностью до угла подлета), а также оценить ее массу. Измерение же наведенного заряда в металле сетки позволяет определить заряд частицы (положительно или отрицательно заряженной).

В целях устранения систематической погрешности измерений, вносимой разностью потенциалов между сеткой и пьезопластинами, которая могла бы дополнительно ускорять или тормозить частицы, предусмотрено заземление этих частей



Рис. 3. Схема регистрации и характер измеряемых сигналов от пылевых частиц.

прибора: сенсоров — напрямую, а сеток — через плату усилителей. Тем не менее, поскольку релаксация заряда занимает конечное время, разница потенциалов при больших потоках частиц может становиться заметной. Однако ожидаемые потоки пылевых частиц у поверхности Луны, даже по самым оптимистическим оценкам, столь невелики, что увеличение скорости счета ударными детекторами, как ожидается, может наблюдаться только при регистрации вторичных частиц, образованных после ударов микрометеоритов в непосредственной близости от посадочного аппарата.

Блоки ЭД не содержат электронных компонентов и подключены к блоку УС межблочными кабелями. Конструктивно в блоке ЭД объединены два типа датчиков: электрод датчика заряда, выполненный в виде усеченной конусообразной поверхности, и электрически изолированный электрод плоского зонда Ленгмюра, расположенный на торце ЭД. Измерительная часть электроники зондов находится в блоке УС. Внешний вид блока ЭД представлен на рис. 4.

Датчик заряда блока ЭД позволяет измерять заряд пылевых частиц при их непосредственном контакте с поверхностью или при пролете вблизи электрода. Работая таким образом в режиме электрометра, он способен измерять зарядоперенос в случае появления направленного потока заряженных пылевых частиц.

Зонд Ленгмюра блока ЭД предназначен для измерений параметров окружающей плазмы при потенциале смещения относительно корпуса КА в диапазоне ±88 В.

Основные технические характеристики прибора ПмЛ приведены в табл. 3.

ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА И РЕЖИМЫ РАБОТЫ

Функциональная схема работы блока УС в части регистрации пылевых частиц представлена на рис. 5. Сигнал с датчиков усиливается операционными усилителями (ОУ), расположенными на плате усилителей, затем оцифровывается аналогово-цифровым преобразователем (АЦП) и под управлением программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС) записывается в оперативную память (ОЗУ). В момент наступления очередного события ПЛИС перемещает данные в энергонезависимую Flash-память, где они ожидают отправки в блок управления научной информацией (БУНИ), через который также осуществляется энергопотребление с использованием модуля вторичных источников питания (ВИП).

Для выполнения программы экспериментов с помощью прибора ПмЛ планируется использо-



Рис. 4. Внешний вид блоков ЭД.

	Масса прибора (с межблочными кабелями), кг	1.07 ± 0.10
	Потребляемая мощность, Вт, номинальный режим/максимальное потребление	3/5
ПмЛ	Температурный диапазон работы, °С	-40+65
	Режим работы	Непрерывный
	Интерфейс обмена	RS-4 85
	Напряжение питания	27 B
Enov VC	Масса, кг	0.89
DIOK YC	Габариты, Д \times Ш \times В, мм	$173 \times 153 \times 50$
Блок ЭП	Масса, кг	0.05
ылок эд	Габариты, $\emptyset imes \mathbf{B}$, мм	60 × 125

Таблица 3. Основные технические характеристики прибора ПмЛ

вать его в нескольких режимах работы: "*Tecmoвый*", "Измерение", "Измерение при пониженном энергопотреблении", "Измерение плазмы", "Обслуживание". Каждый из них может быть задействован путем подачи специальных управляющих команд. Эти режимы можно гибко настраивать в процессе работы, меняя, к примеру, длительность работы или частоту включения зондов Ленгмюра.

Базовый сценарий работы предполагает непрерывную работу в режиме "Измерение" в течение длительного времени (один цикл измерения составляет 2 ч). В этом режиме в начале каждого цикла измерения проводится автоматическая калибровка пьезодатчиков с сохранением результатов в памяти прибора (длительность калибровки не превышает одной минуты). Затем происходит включение зондов Ленгмюра, и на каждом из них проводится по три измерения, общая продолжительность которых составляет около 60 с. Далее включаются все группы пьезодатчиков и индукционных сенсоров и осуществляется регистрация пылевых частиц до окончания очередного цикла измерения. Все экспериментальные данные сохраняются в памяти прибора и передаются в БУ-НИ в конце каждого цикла. Общее количество циклов измерений не ограничено и определяется только временем включения прибора.

В режиме "*Тестовый*" проводится калибровка датчиков без регистрации пылевых частиц и работы зондов Ленгмюра. Результаты калибровки передаются в БУНИ.

Режим "Измерение при пониженном энергопотреблении" предполагает работу прибора без включения зондов Ленгмюра.

Режим "Измерение плазмы" предусматривает однократное включение зондов Ленгмюра и используется для привязки измерения к определенному времени проведения эксперимента.

Режим "Обслуживание" используется для тонкой настройки прибора. С помощью сервисных команд можно осуществить включение/отключение отдельных датчиков, стирание памяти, изменение порогов срабатывания и т.д.

Предусматривается непрерывная работа прибора в течение каждого из периодов нахождения посадочного аппарата на освещенной стороне Луны. В ночное время возможности для использования научных приборов крайне ограничены, но ожидается, что, во всяком случае, в пределах нескольких часов после захода Солнца и перед



Рис. 5. Функциональная схема блока УС.



Рис. 6. Схема испытаний и калибровки датчиков УС прибора ПмЛ в вакуумной камере (слева). Установка для проведения испытаний и калибровок (справа).

его восходом измерения с помощью прибора ПмЛ будут также осуществимы, хотя и в экономном режиме.

КАЛИБРОВКА

Испытания и калибровки датчиков прибора проводились на оборудовании Института космических исследований РАН и Объединенного института высоких температур РАН. Вакуумная камера ИКИ РАН оснащена инжектором заряженных частиц и измерительной аппаратурой, позволяющей имитировать различные особенности лунных условий, а также формировать потоки заряженных пылевых частиц с контролируемыми значениями скоростей, масс и зарядов. Схема и фотография установки приведены на рис. 6. Инжектор микрочастиц (Акишин, Новиков, 1990) позволяет создавать потоки заряженных частиц размерами от 10 до 300 мкм со скоростями от 2 до 40 м/с. Для контроля заряда и скорости частиц в вакуумной камере размещается индукционный датчик, подключенный к калиброванному зарядочувствительному усилителю.

Инжекция пылевых частиц является случайным процессом. Скорости инжектируемых частиц и их заряд зависят от напряжения на инжекторе, размера пылевых частиц и их физических свойств. Для увеличения точности калибровки накапливается большой массив данных с целью последующего усреднения при различных напря-

2021

жениях на инжекторе и для различных наборов частиц.

На рис. 7 приведен пример записи ударным датчиком УС прибора ПмЛ сигналов при пролете заряженной частицы. Амплитуда сигнала определяет механический импульс регистрируемой частицы ту. По измеренным временным интервалам между сигналами от индукционной сетки и пьезокерамической пластины при известной геометрии эксперимента рассчитывается скорость частицы *v* и оценивается ее масса *m*. Сравнение амплитуд сигналов от индукционного датчика вакуумной камеры и сетки прибора позволяет методом кросс-калибровки определить чувствительность прибора.

Заряд пылевой частицы, вылетающей из инжектора, определялся по величине сигнала индукционного датчика. На рис. 8 приведены результаты кросс-калибровки по измерению величины заряда частиц, вылетающих из инжектора. Сравнивались сигналы двух индукционных датчиков, через которые пролетала частица, - индукционного датчика вакуумной камеры и зарядочувствительной сетки прибора. Кроме того, для подтверждения достоверности измеряемых величин были проведены измерения коэффициентов преобразования тестового заряда в вольты и единицы АЦП. Для этого на входы зарядочувствительных усилителей сетки и датчиков ЭД через эталонный конденсатор подавался импульс напряжения фиксированной амплитуды.



Рис. 7. Временная развертка сигналов при пролете заряженной частицы. (1) сигнал индукционного датчика вакуумной камеры; (2) сигнал от сетки блока УС; (3) сигнал пьезодатчика. Т1 – время пролета частицы через индукционный датчик, Т2 – время пролета частицы от верха индукционного датчика камеры до сетки блока УС; Т3 – время пролета частицы от сетки к пьезодатчику. Величина сигнала с датчиков после усиления представлена в единицах отсчетов АЦП.

Полученная экспериментальная величина порога регистрации составила от 1000 до 3000 зарядов электрона на частицу размером в интервале 10–40 мкм. Порог регистрации определен как превышение в 3 σ над средним значением уровня шума, измеряемого на установке, где σ – стандартное отклонение сигнала за исследуемый про-



Рис. 8. Зависимость амплитуды сигнала в единицах АЦП индукционного датчика вакуумной камеры (А1) и электрода сетки прибора (А3) от напряжения на инжекторе.

межуток времени. Следует отметить, что уровень порога регистрации в условиях космического эксперимента может быть значительно ниже ввиду отсутствия характерных источников шума в виде электрических наводок.

Физическая калибровка отклика пьезодатчиков в зависимости от импульса частиц производилась по данным измерения скорости частиц и результатам расчета их массы. Для оценки массы микрочастиц использовались два подхода. В одном случае, с помощью микроскопа определялись линейные размеры частиц и затем рассчитывались средние значения массы для сфер эквивалентного объема, исходя из известной плотности материала частиц. В другом случае, массы находились из уравнений энергетического баланса по экспериментально измеренным зарядам и скорости при известном ускоряющем напряжении на инжекторе. Оба метода следует считать пока весьма приблизительными, поскольку по результатам проведенных опытов оценка масс частиц посредством измерения размеров оказалась в 2-3 раза выше оценки, полученной по данным измерений на инжекторе. Отчасти такую разницу можно объяснить отличием формы частиц от сферичности, так что точность метода, вероятно, можно будет в дальнейшем повысить за счет использования более однородных по форме и размеру калибровочных образцов. В случае микрочастиц, однако, приготовление таких проб представляет собой весьма непростую задачу.

Полученные верхние граничные оценки масс частиц использовались далее для определения чувствительности прибора по импульсу, которая составила 4.5×10^{-12} H с. Это означает, что прибор способен обнаруживать, например, движущиеся со скоростями 3 м/с частицы с массой менее 1.5×10^{-3} мкг, входящие в число ожидаемых представителей лунной приповерхностной пылевой популяции.

Возможности сушествующей вакуумной установки не позволяют использовать в экспериментах частицы с размером менее 10 мкм. Однако результаты опытов с частицами большего размера и ланные о величине отношения полезного сигнала к шуму прибора дают основания предполагать, что его чувствительность по импульсу может достигать величины 10⁻¹³ Н с.

Испытания зондов Ленгмюра прибора ПмЛ проводились в вакуумной камере, выполнявшей функции вакуумного диода с контролируемыми параметрами. Термоэмиссионная плазма создавалась вольфрамовой нитью лампы накаливания катодом, установленным в центре камеры. Корпус камеры служил анодом. Остаточное давление газа в вакуумной камере составляло 10⁻³ торр. Пример полученных вольт-амперных характеристик плазмы (ВАХ) для различного тока накала катода и анодного потенциала приведен на рис. 9. Кроме того, при освещении объема камеры жестким УФ-излучением эксимерной лампы (длина волны 174 нм) и повышении остаточного давления газа до 0.1 мбар были получены качественные результаты по регистрации ионной ветви BAX. Полученные данные позволили количественно оценить диапазон и точность измерений потенциала плазмы и токов на плоский зонд Ленгмюра.

Tab	блица 4.	Измерительные	возможности приб	іора Г	IMJ	l
-----	----------	---------------	------------------	--------	-----	---



Рис. 9. ВАХ плазмы, измеренные зондом Ленгмюра (потенциал зонда изменяется относительно опорного электрода – корпуса камеры).

В итоговой табл. 4 представлены измеряемые прибором физические величины, диапазоны и пороги их регистрации, полученные в ходе калибровок прибора ПмЛ.

ВЛИЯНИЕ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА

К сожалению, для данного прибора не было возможности установить датчики на штанге в целях уменьшения влияния посадочного аппарата на окружающую плазму и приповерхностное электростатическое поле. Для оценки такого влияния было выполнено численное моделирование методом "частиц в ячейках" (PiC) (Kuznetsov и др., 2018). При моделировании были использованы ожидаемые параметры плазмы в приповерхностной зоне Луны, находящейся в условиях воздействия солнечного ветра (см. табл. 2). При этом

Измеряемый параметр	Диапазон ¹⁾	Порог обнаружения ²⁾	Относительная ошибка, %
Заряд частиц ³⁾ , ±	100-200000	1500	<30
Механический импульс частиц, Н с	10 ⁻¹² —10 ⁻⁹ (свыше 10 ⁻⁹ также в режиме регистрации событий)	4.5×10^{-12}	50
Скорость заряженных частиц, м/с	0.1-1000	—	5
Потенциал плазмы, В	От — 88 до +88	—	<1
Ток плазмы на зонд, А	$3 \times 10^{-12} - 10^{-8}$	8×10^{-11}	<30

Примечания:

1) диапазон измерений определяется ценой деления и разрядностью АЦП прибора;

2) порог обнаружения определяется по критерию 3σ превышения сигнала над уровнем шума;

3) положительных или отрицательных частиц.



Рис. 10. Результаты численного моделирования влияния КА на плазменное окружение. (а) Виден значительный разброс (более 140 В) для случая "вечер" в окружении КА (порядка 0.15 м). (б) Для случая "закат" наблюдается снижение размаха потенциала для области моделирования, но вместе с тем можно наблюдать, что вблизи КА потенциал плазмы положителен, в то время как поверхность Луны уже приобрела отрицательный заряд.

учитывались также близкая к реальной конфигурация посадочного аппарата Луна-Глоб и планируемое место посадки (~68° ю.ш.). Особое внимание было уделено соответствию материалов внешних поверхностей КА реальным, а также учету свойств лунного реголита в предполагаемом месте посадки. Рассматривались три различных варианта расположения Солнца относительно аппарата:

- "полдень" (22° над горизонтом, к северу от КА);

- "вечер" (11° над горизонтом, к северо-западу от КА);

- "закат" (1° над горизонтом, запад).

В результате моделирования стало возможным качественно определить характер взаимовлияния КА и окружающей его плазмы (в том числе в районе расположения солнечных панелей с непроводящим покрытием), а также получить количественные оценки смещения потенциалов плазмы в точках расположения электродов зондов Ленгмюра (рис. 10). Эти результаты, в частности, говорят о необходимости более корректной интерпретации данных, получаемых с этих зондов, одновременно демонстрируя потенциал использования методов численного моделирования для дополнительной верификации получаемых данных.

В результате моделирования удалось также получить численные значения концентрации электростатически левитирующей пыли вблизи поверхности Луны (рис. 11).



Рис. 11. Слева: десятичный логарифм концентрации пылевых частиц для случая "полдень". Синим значком "косой крест" указано место расположения блока УС. Справа: концентрация пылевых частиц на высоте 10 см в случае "полудня" по результатам численного моделирования (синий цвет), среднее значение 7.9 × 10² м⁻³ (черный цвет) и диапазон значений в пределах среднеквадратичного отклонения (пунктирные линии).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В Институте космических исследований Российской академии наук создан прибор ПмЛ для исследования динамики пылевых частиц и параметров плазмы в приповерхностной экзосфере Луны. Прибор включен в состав комплекса научной аппаратуры лунного посадочного аппарата Луна-25. Прибор способен измерять механический импульс (от 4.5 × 10⁻¹² H с) и электрический заряд (от 1500 е) пылевых частиц вблизи поверхности Луны, а также определять основные параметры плазмы по измерениям вольт-амперной зонда с возможностью регистрации токов >8 \times 10⁻¹¹ A. Испытания прибора показали его работоспособность в условиях, ожидаемых в районе посадки, и подтвердили заявленные функциональные возможности для проведения плазменно-пылевых измерений в пределах значений физических параметров. характерных для лунной экзосферы. К сожалению, на посадочном аппарате Луна-25 не было возможности установить датчики для регистрации пылевых частиц и измерений параметров плазмы на штанге с целью вынести их за пределы влияния аппарата. Поэтому с помощью методов численного моделирования были проведены исслелования степени воздействия космического аппарата на плазменно-пылевую среду с целью учета этого влияния на результаты измерений.

Прибор создан в ИКИ РАН. Испытания прибора проведены в ИКИ РАН с участием АО "НПО Лавочкина" и ОИВТ РАН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Акишин А.И., Новиков Л.С. Методика и оборудование имитационных испытаний материалов космических аппаратов. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1990. 90 с.
- Кузнецов И.А., Захаров А.В., Дольников Г.Г., Ляш А.Н., Афонин В.В., Попель С.И., Шашкова И.А., Борисов Н.Д. Лунная пыль: свойства и методы исследований // Вестн. НПО. 2016. № 4. С. 20–32.
- Anders E., Grevesse N. Abundances of the elements: meteoric and solar // Geochim. et Cosmochim. Acta. 1989. V. 53. P. 197–214.
- Artemyev A.V., Angelopoulos V., McTiernan J.M. Near-Earth solar wind: Plasma characteristics from ARTEMIS measurements // J. Geophys. Res.: Space Physics. 2018. V. 123. P. 9955–9962.
- Baumjohann W., Treumann R.A. Basic space plasma physics. London: Imperial College Press, 1996. 340 p.
- Berg O.E., Wolf H., Rhee J. Lunar soil movement registered by the Apollo 17 cosmic dust experiment // Interplanetary Dust and Zodiacal Light. Lecture Notes in Physics. V. 48. P. 233–237. Springer. Berlin, Heidelberg, 1976.
- Brownlee D., Bucher W., Hodge P. Primary and secondary micrometeoroid impact rate on the lunar surface: Direct measurements // Analysis of Surveyor 3 material and photographs returned by Apollo 12. NASA SP. 1972. P. 143–151.

- Brownlee D.E., Hörz F., Vedder J.F., Gault D.E., Hartung J.B. Some physical parameters of micrometeoroids // Lunar and Planet. Sci. Conf. Proc. 1973. V. 4. P. 3197.
- Colwell J., Batiste S., Horányi M., Robertson S., Sture S. Lunar Surface: Dust dynamics and regolith mechanics // Rev. Geophys. 2007. V. 45. № 2. RG2006. P. 1–26.
- *Frank L.* Plasmas in the Earth's magnetotail // Space Sci. Rev. 1985. V. 42. P. 211–240.
- Freeman J.W., Ibrahim M. Lunar electric fields, surface potential and associated plasma sheaths // The Moon. 1975. V. 14. P. 103–114.
- *Gaier J.* Effects of Lunar Dust on EVA Systems During the Apollo Missions.TNASA/TM – 2005-213610, NASA Center for Aerospace Information, Hanover, 2005. P. 1–66.
- Grün E., Zook H.A., Fechtig H., Giese R.H. Collisional balance of the meteoritic complex // Icarus. 1985. V. 62. P. 244–272.
- Grün E., Horányi M., Sternovsky Z. The lunar dust environment. // Planetary and Space Science. 2011. V. 59. № 14. P. 1672–1680.
- *Heiken G.* Petrology of lunar soils // Rev. Geophys. Space Phys. 1975. V. 13. № 4. P. 567–587.
- Horányi M., Szalay J. Dust charge measurements by the Lunar Dust Experiment // IEEE Aerospace Conf. Proc. 2015. P. 1–5.
- Kuznetsov I.A., Zakharov A.V., Dolnikov G.G., Lyash A.N., Afonin V.V., Popel S.I., Shashkova I.A., Borisov N.D. Lunar Dust: Properties and Investigation Techniques // Solar System Research. 2017. V. 51. № 7. P. 611–622.
- Kuznetsov I.A., Hess S.L.G., Zakharov A.V., Cipriani F, Seran E., Popel S.I., Lisin E.A., Petrov O.F., Dolnikov G.G., Lyash A.N., Kopnin S.I. Numerical modelling of the Luna-Glob lander electric charging on the lunar surface with SPIS–DUST // Planet. and Space Sci. 2018. V. 156. P. 62–70.
- *Langevin Y., Arnold J.R.* The evolution of the lunar regolith // Annu. Rev. Earth and Planet. Sci. 1977. V. 5. P. 449– 489.
- Langevin Y. Evolution of an asteroidal regolith: Granulometry, mixing and maturity // Workshop on Lunar Breccias and Soils and Their Meteoritic Analogs. LPI Tech. Rpt. 82–02. Houston: Lunar and Planetary Institute, 1982. P. 87–93.
- Lue C., Halekas J., Poppe A., McFadden J. ARTEMIS observations of solar wind proton scattering off the lunar surface // J. Geophys. Res.: Space Physics. 2018. V. 123. P. 5289–5299.
- McComas D.J., Allegrini F., Bochsler P., Frisch P., Funsten H.O., Gruntman M., Janzen P.H., Kucharek H., Möbius E., Reisenfeld D.B., Schwadron N.A. Lunar backscatter and neutralization of the solar wind: First observations of neutral atoms from the Moon // Geophys. Res. Lett. 2009. V. 36. № 12. L12104. P. 1–4.
- McKay D.S., Fruland R.M., Heiken G.H. Grain size and evolution of lunar soils // Proc. Lunar Sci. Conf. 5th. 1974. P. 887–906.
- O'Brien B.J. Direct active measurements of movements of lunar dust: rocket exhausts and natural effects contaminating and cleaning Apollo hardware on the Moon in 1969 // Geophys. Res. Lett. 2009. V. 36. L09201. P. 1–5.

- *O'Brien B.J.* Review of measurements of dust movements on the Moon during Apollo // Planet. and Space Sci. 2011. V. 59. P. 1708–1726.
- Peterson W.K., Shelley E.G. Origin of the plasma in a crosspolar cap auroral feature (theta aurora) // J. Geophys. Res. 1984. V. 89(A8). P. 6729–6736.
- Pieters C.M., Fischer E.M., Rode O., Basu A. Optical effects of space weathering: The role of the finest fraction // J. Geophys. Res. 1993. V. 98 (E11). P. 20817–20824.
- Popel S.I., Kopnin S.I., Golub' A.P., Dol'nikov G.G., Zakharov A.V., Zelenyi L.M., Izvekova Yu.N. Dusty plasma at the surface of the Moon // Sol. Syst. Res. 2013. V. 47. P. 419–429.
- Poppe A., Horányi M. Simulations of the photoelectron sheath and dust levitation on the lunar surface // J. Geophys. Res. 2010. V. 115. A08106. P. 1–9.
- *Rennilson J.J., Criswell D.R.* Surveyor observations of lunar horizon-glow // The Moon. 1974. V. 10. P. 121–142.
- Saito Y., Yokota S., Tanaka T., Asamura K., Nishino M.N., Fujimoto M., Tsunakawa H., Shibuya H., Matsushima M., Shimizu H., Takahashi F., Mukai T., Terasawa T. Solar wind proton reflection at the lunar surface: Low energy ion measurement by MAP-PACE onboard SELENE (KAGUYA) // Geophys. Res. Lett. 2008. V. 35. № 24. L24205. P. 1–6.
- Schwenn R., Marsch E. Physics of the inner heliosphere 1: Large-scale phenomena // Phys. Chem. Space V. 20. Springer Science & Business Media, 2012. 281 p.

- Stubbs T., Halekas J., Farrell W., Vondrak R. Lunar Surface Charging: A Global Perspective Using Lunar Prospector Data // Dust in Planetary Systems. 2007. ESA SP-643. P. 181–184.
- Stubbs T.J., Farrell W.M., Halekas J.S., Burchill J.K., Collier M.R., Zimmerman M.I., Vondrak R.R., Delory G.T., Pfaff R.F. Dependence of lunar surface charging on solar wind plasma conditions and solar irradiation // Planet. and Space Sci. 2014. V. 90. P. 10–27.
- *Taylor S.R.* Planetary Science: A Lunar Perspective. Houston: Lunar and Planetary Institute, 1982. 481 p.
- Taylor G.J., Warren P., Ryder G., Delan J., Pieters C., Lofgren G. Lunar Rocks // Lunar source book: A user's guide to the Moon. Cambridge Univ. Press, 1991. P. 183–284.
- Wieser M., Barabash S., Futaana Y., Holmström M., Bhardwaj A., Sridharan R., Dhanya M.B., Wurz P., Schaufelberger A., Asamura K. Extremely high reflection of solar wind protons as neutral hydrogen atoms from regolith in space // Planet. and Space Sci. 2009. V. 57. P. 14–15.
- Wurz P., Rohner U., Whitby J.A., Kolb C., Lammer H., Dobnikar P., Martín-Fernández J.A. The lunar exosphere: The sputtering contribution // Icarus. 2007. V. 191. № 2. P. 486–496.
- Zook H.A., McCoy J.E. Large scale lunar horizon glow and a high altitude lunar dust exosphere // Geophys. Res. Lett. V. 18. No 11. 1991. P. 2117–2120.
- Zook H., Potter A., Cooper Bonnie. The Lunar Dust Exosphere and Clementine Lunar Horizon Glow // 26th Lunar and Planet. Sci. Conf. 1995. P. 1577.
УДК 523

СЛУЖЕБНАЯ ТЕЛЕВИЗИОННАЯ СИСТЕМА КА ЛУНА-25

© 2021 г. Г. А. Аванесов^{*a*}, А. В. Бережков^{*a*}, Р. В. Бессонов^{*a*}, С. В. Воронков^{*a*}, Б. С. Жуков^{*a*}, А. Э. Зубарев^{*b*}, М. И. Куделин^{*a*}, А. В. Никитин^{*a*}, И. В. Полянский^{*a*}, *, А. А. Форш^{*a*}, Я. Д. Эльяшев^{*a*}

^аИнститут космических исследований РАН, Москва, Россия ^bМосковский государственные университет геодезии и картографии, Москва, Россия *E-mail: ivpolyan@cosmos.ru Поступила в редакцию 02.11.2020 г.

После доработки 23.11.2020 г. Принята к публикации 15.03.2021 г.

В рамках создания космических аппаратов миссий Луна-25 и Луна-27 разработана телевизионная система СТС-Л, предназначенная для получения одиночных или серийных изображений с высокой детальностью в круговой зоне обзора. СТС-Л включает в себя восемь цифровых камер на фоточувствительных КМОП сенсорах и вычислительный блок, совмещенный с долговременным хранилищем данных. Поскольку работа КА предусматривается в районе Луны, в котором до сих пор не проводились исследования, полученные снимки позволят рассчитывать на новые данные о структуре и составе поверхности, спектральным и морфологическим свойствам реголита. В программе работы системы предусмотрены несколько основных режимов – видеосъемка поверхности Луны на этапе основного торможения КА, съемка полнокруговых панорам в ходе снижения и посадки КА и во время работы на поверхности, стереоскопическая съемка участка забора грунта для построения трехмерной модели участка поверхности, на котором производится забор грунта. С целью решения задачи регистрации высококонтрастных сцен на поверхности Луны в СТС-Л предусмотрен метод многоэкспозиционного формирования изображений с расширенным динамическим диапазоном. В работе приведено описание взаимодействия с манипуляторным комплексом и методика автоматизированного формирования замкнутых панорам.

Ключевые слова: телевизионная съемочная система, космическая цифровая камера, HDR, безопасная посадка на Луну

DOI: 10.31857/S0320930X21060013

ВВЕДЕНИЕ

Решение задачи получения визуальных изображений является практически обязательным для любой космической миссии, связанной с исследованием поверхности планет и других небесных тел с помощью автоматических посадочных станций. Начиная с первых лунных миссий проекта Е-6, посадочные аппараты космических станций оснащались сканирующими панорамными телефотометрами для съемки поверхности и окружающих предметов. Телевизионная камера Луны-9 первого успешного аппарата, совершившего мягкую посадку на поверхность Луны, представляла собой оптико-механическое сканирующее устройство, где формирование изображения производилось за счет качания по вертикали и медленного вращения поля зрения одноэлементного ФЭУ в горизонтальной плоскости (Marov, Huntress, 2013).

Существенным толчком к дальнейшему развитию съемочных средств стала разработка самоходного аппарата Луноход-1, где помимо сканирующих устройств, была впервые установлена малокадровая телевизионная система на основе видикона с регулируемой памятью (ВРП). Полученное при короткой экспозиции изображение запоминалось на мишени видикона и медленно считывалось в темпе доступном для передачи по каналу связи. На приемной стороне изображение воспроизводилось построчно на экране кинескопа, накапливалось с помощью ВРП, а затем многократно считывалось с него с частотой, принятой в вещательном телевидении (Avanesov и др., 1969).

Со временем, по мере появления и развития многоэлементных фотоэлектрических преобразователей, задача получения и передачи на Землю изображений расширилась до целого спектра применений, связанных с регистрацией оптического излучения в видимом диапазоне электромагнитных волн — от многозональной и стереосъемки до видеоспектрометрии. 1. На сегодняшний день телевизионные средства входят в состав бортовой аппаратуры всех существующих и планируемых автоматических стационарных посадочных аппаратов и планетоходов. Наиболее отработанными, безусловно, являются телевизионные системы, устанавливаемые на марсоходах американского космического агентства NASA, поскольку за последние 20 лет эти автономные исследовательские средства отправлялись и успешно работали на поверхности планеты Марс (Matijevic и др., 1997).

На стационарных посадочных платформах планетных миссий Чанъэ-3 и -4 (CNSA) (Yingzhuo Jia, Yongliao Zou, Jinsong Ping, Changbin Xue, Jun Yan, Yuanming Ning, 2018), InSight Lander (NASA) (Maki и др., 2003), ExoMars-2022 (ESA/Роскосмос) (Zelenyi и др., 2015) также предусмотрены средства телевизионного наблюдения.

В ИКИ РАН разработка съемочных систем ведется, начиная с основания института, включая проект Вега 1984—1986 гг. (Аванесов и др., 1989) и проект Фобос (Аванесов и др., 1994). Для проекта Фобос—Грунт была разработана телевизионная система навигации и наблюдения ТСНН (Аванесов и др., 2008), дальнейшим развитием которой является служебная телевизионная система или сокращенно СТС-Л, предназначенная для установки и эксплуатации на посадочных модулях отечественных миссий Луна-25 и Луна-27.

ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ И ОСОБЕННОСТИ ТЕЛЕВИЗИОННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Аппаратура СТС-Л предназначена для формирования цифровых изображений окружающей обстановки и объектов, находящихся в пределах поля зрения камер во время посадки КА на поверхность Луны и для съемок на поверхности – обзорных (панорамных) съемок и стереосъемки зоны работы манипулятора. Регистрация изображений производится в трех зонах видимой области электромагнитного спектра, позволяющих синтезировать цветное изображение наблюдаемого участка поверхности Луны.

Посадка КА Луна-25 и работа научной аппаратуры будет осуществлен в районе Луны, в котором до сих пор не проводились исследования, поэтому телевизионная съемка, прежде всего позволит увидеть окружающий ландшафт, а также получить данные о морфологии и цвете грунта на поверхности, что в сочетании с данными других экспериментов может дать новую информацию для его исследования.

Известно, что в видимом диапазоне спектра на поверхности Луны, в целом, отсутствуют существенные цветовые контрасты, однако возможны локальные цветовые отличия. Так, образцы лунного грунта 15401 и 74220, полученные в рамках миссий Apollo-15 и Apollo-17, имели цветовой оттенок и при детальном исследовании в них были обнаружены стеклянные частицы зеленого и оранжевого цвета (см. рис. 1), которые, как считается, являются привнесенным веществом и имеют вулканическое происхождение (Tompkins, Carlé, 2010). В ходе проведения научных исследований на поверхности Луны, при определении участков для спектрального анализа или забора грунта, наличие цветового оттенка поможет в определении приоритетов научного интереса.

Оценка спектральных отражательных свойств лунной поверхности будет производится по изображениям, полученным в трех спектральных диапазонах с максимумами чувствительности на длинах волн 0.47 (синий), 0.54 (зеленый) и 0.62 (красный) мкм. Спектральная избирательность обеспечивается цветным матричным фильтром Байера, входящим в состав фоточувствительной КМОП матрицы. Спектральные характеристики цветных фильтров и их конфигурация показаны на рис. 6.

Детальность изображений участка поверхности, где будут производиться заборы грунта, определяется угловым полем зрения камер и количеством элементарных детекторов фоточувствительной матрицы. Чтобы обеспечить полное покрытие рабочей зоны манипулятора необходимо использовать две идентичные камеры, поле обзора которых составляет 55° при высоте установки ~2.5 м от поверхности. На рис. 10 и 12 показана установка стереокамер КАМ-С и зона их основного интереса - участок поверхности, откуда будет производиться забор грунта манипулятором. При использовании фоточувствительного сенсора размером 2048 × 2048 элементов обеспечивается угловое разрешение ~0.00045 рад. С расстояния установки при указанном угловом разрешении линейное пространственное разрешение в зоне работы манипулятора будет изменяться от 1 до 3.5 мм (см. рис. 2), что, с учетом специфики пространственной конфигурации Байеровского фильтра, позволит различать локальные контрастные объекты размером два мм и более.

Отдельным классом задач, которые должны решаться системой СТС-Л, является визуальная поддержка работы лунного манипуляторного комплекса (ЛМК). Для обеспечения точности наведения манипулятора необходимо произвести построение трехмерной топографической модели участка поверхности, с которого планируются заборы грунта, а также получить детальные изображения грунта для проведения морфологического анализа его структуры. Анализ изображений поверхности поможет в выборе участков для забора образцов грунта, а трехмерная модель позволит точно рассчитать траекторию движения манипулятора.



Рис. 1. Фотография с места посадки KA Apollo-17 с оранжевым грунтом (слева) и его снимки под микроскопом (справа). (Credit: Apollo 17 Crew, NASA; http://nssdc.gsfc.nasa.gov/imgcat/hires/a17_h_137_20990.gif, https://www.lpi.us-ra.edu/lunar/missions/apollo_17/images/sample1.gif, Graham Ryder, Lunar and Planetary Institute).



Рис. 2. Изменение пространственного разрешения стереокамер в зоне работы манипулятора в зависимости от расстояния: (а) – поперек плоскости наблюдения; (б) – в плоскости наблюдения.

Построение 3D модели поверхности производится на Земле по стереопаре снимков, сделанных камерами, установленными на приборной панели KA, там же производится привязка модели к системам координат камер и манипулятора, что позволяет производить измерения и рассчитывать число шагов исполнительных двигателей приводов ЛМК.

Не менее важной задачей является контроль процесса выгрузки образцов грунтозаборным устройством (ГЗУ). Размер воронки приемного отверстия масс-спектрометра ЛАЗМА-ЛР состав-



Рис. 3. Фрагмент панорамы, полученной с камеры PCAM ровера Yutu-2 миссии Chang'е 4 (Источник: CNSA/CLEP).

ляет всего три см и без визуальной поддержки обеспечить требуемую точность выхода ГЗУ достаточно проблематично.

Объективной технической сложностью получения качественных изображений лунной поверхности является большой динамический диапазон яркостей наблюдаемой сцены, обусловленный одновременным присутствием в поле зрения камеры участков поверхности, находящихся на одной линии с осью наблюдения и Солнцем и имеющих максимальную яркость вследствие характерной индикатрисы рассеяния света на поверхности реголита (Lumme, Bowell, 1980) и затененных участков, освещенность на которых в условиях отсутствия атмосферы практически отсутствует и формируется лишь за счет переотраженного излучения от других объектов на поверхности Луны и света от звезд.

Эту особенность хорошо иллюстрирует приведенный на рис. 3 фрагмент панорамы, сделанный с китайского лунного ровера Yutu-2 миссии Chang'e 4 на поверхности Луны. Около верхней границы тени от снимающей камеры, где фазовые углы малы, поверхность кажется очень яркой, хотя ее структура и альбедо, скорее всего, аналогичны характеристикам участков в соседних частях снимка, которые наблюдаются под большими фазовыми углами и поэтому имеют на изображении хорошо выраженную текстуру и значительно меньшую яркость. Фазовым называется угол между направлением от наблюдаемой точки на источник освещения. Одновременно следует отметить, что в затененных областях снимка информация практически отсутствует.

Методом, выбранным для решения проблемы в системе СТС-Л является программная реализация последовательной регистрации нескольких кадров одной и той же сцены с различными временами накопления оптического излучения и последующего синтеза изображения с искусственно расширенным динамическим диапазоном (в англоязычной литературе high dynamic range — HDR). Экспериментально показано, что при использовании 10 экспозиций, полный динамический диапазон измеряемых яркостей будет составлять до ~10⁴ (Эльяшев и др., 2014). Подробное описание данного метода приводится в соответствующем разделе настоящей статьи.

Достаточно интересным научным экспериментом является наблюдение рассеяние света в приповерхностном слое пыли. Атмосфера на Луне отсутствует, однако по современным представлениям вблизи поверхности находится тонкий слой левитирующей пыли, образующий "пылевую экзосферу Луны". Частицы пыли могут заряжаться фотоэлектронами, выбиваемыми из лунной поверхности под воздействием солнечного ветра, солнечных космических лучей, ультрафиолетового излучения Солнца, и подниматься под воздействием образующегося у поверхности электрического поля до высот от нескольких метров до километров над поверхностью Луны (Stubbs и др., 2006).

Свечение пыли наблюдается как узкая яркая полоса над горизонтом Луны после или перед восходом Солнца (см. рис. 4). Она появляется на фоне менее протяженного по горизонтали зодиакального света, образующегося в результате рассеяния солнечных лучей на межпланетной пыли.

Типичные угловые размеры свечения горизонта – $\sim 5^{\circ}$ по горизонтали и $\sim 0.1^{\circ}$ по вертикали. Максимальная наблюдавшаяся яркость свечения горизонта составляет ~ 3000 кд/м². Она регистрируется сразу после захода Солнца и уменьшается примерно в два раза в течение первого часа, а затем резко – почти на два порядка – спадает в течение следующего часа. Ожидаемые размеры эффекта свечения определяют требования к угловому разрешению панорамных съемок – для однозначного детектирования элемент разрешения обзорных камер должен составлять не более 1/3 от минимального размера, т.е. 2–3 угл. мин.

Новые количественные исследования левитации лунной пыли представляют интерес для изучения механизмов переноса вещества по лунной поверхности, а также имеют важное значение для анализа условий функционирования посадочных модулей и луноходов (Захаров и др., 2012).

Полный перечень задач, которые планируется решать с помощью аппаратуры СТС-Л в рамках миссии Луна-25, можно условно разделить на технические и научные.

А) Технические задачи:

 проведение панорамной видеосъемки и съемки поверхности на участках подлета, снижения и посадки КА;

получение цветных снимков поверхности
Луны в районе посадки;

 координатное и картографическое обеспечение работы манипуляторного комплекса;

 визуальный контроль движения манипулятора, забора и выгрузки грунта;

— визуальный мониторинг обстановки в пределах 360° вокруг КА.

Б) Научные задачи:

 изучение структурных и спектральных свойств поверхностного грунта;

 построение связанной с системой координат КА трехмерной модели рельефа участка поверхности, где производится забот образцов лунного грунта;

- изучение пылевых явлений;

 проведение съемки и построение карты неоднородности подстилающей поверхности Луны на участке основного торможения и места посадки КА для отработки алгоритмов автономного



(Cowell и др., 2009).

сиях.

Цифровые камеры унифицированы между собой и отличаются только установленными объективами — угловое поле зрения обзорных камер составляет 115° × 115°, стерео и посадочных 55° × 55°. Во всех камерах установлены цветные RGB КМОП сенсоры, а спектральное пропускание оптической системы сформировано полосовым пропускающим фильтром в пределах полосы 0.40...0.67 мкм. Измеренная при наземной калибровке относительная спектральная чувствительность камер СТС-Л и конфигурация установленного в матрице цветного фильтра Байера приведены на рис. 6.

Рис. 4. Снимок лунного горизонта после захода

Солнца, полученный с посадочного аппарата Survey-

or-6. Свечение горизонта — узкая яркая полоса вдоль горизонта, наблюдаемая на фоне зодиакального света

выбора места посадки КА в будущих лунных мис-

СОСТАВ И ОСНОВНЫЕ

ХАРАКТЕРИСТИКИ СТС-Л

В состав камеры входят следующие основные элементы (см. рис. 7):

- цельнометаллический магниевый корпус (1);

- светозащитная бленда (2);

– объектив (3);

 плата видеотракта с фоточувствительной КМОП матрицей (5);

- плата контроллера с памятью (6);
- соединители (7).



Рис. 5. Внешний вид прибора СТС-Л – камеры КАМ-О (а), КАМ-С (б) и блок БСД (в).



Рис. 6. Относительная спектральная чувствительность камеры КАМ-С (а); типичная структура цветного фильтра Байера (б).

На рис. 8 представлена функциональная схема камеры, поясняющая работу прибора.

Бленда предназначена для подавления боковой засветки от источников, находящихся вне угла поля зрения объектива.

Объектив формирует изображение наблюдаемого объекта в плоскости размещения фоточувствительных элементов КМОП матрицы. С целью сохранения стабильного положения фоточувствительных элементов относительно оптической оси и плоскости фокусировки объектива, плата с микросхемой КМОП матрицы жестко устанавливается в корпусе, к которому крепится посадочный фланец объектива.

Конструктивный узел, объединяющий бленду, объектив и плату с матрицей обеспечивает не только необходимое качество оптического изображения, но и его сохранение в условиях меняющихся внешних воздействий в течение срока службы камеры.

В качестве фоточувствительного элемента используется КМОП матрица размером 2048 × 2048 элементов размером 5.5 × 5.5 мкм. Сенсор является высоко интегрированным микроэлектронным прибором, предназначенным для регистрации оптического изображения, преобразования его в цифровой вид и передачи его в виде последовательного потока данных в блок сбора данных (БСД).

БСД представляет собой резервированный (основной и резервный полукомплекты) процессорный модуль, который управляет работой восьми камер, получает и сохраняет изображения, а также проводит их последующую обработку. Кро-





Рис. 7. Внешний вид и составные части камер КАМ-О (а) и КАМ-С (б).

ме операций с целевой информацией БСД осуществляет сбор и передачу телеметрической и диагностической информации, контроль и управление хранением данных, а также информационный обмен с бортовым комплексом управления (БКУ) по магистральному последовательному интерфейсу. Изображения сохраняются в энергонезависимой памяти БСД суммарным объемом 24 Гбита с целью последующей передачи в бортовую радиопередающую систему РУПНИ. Для связи с внешними системами КА в СТС-Л предусмотрены несколько интерфейсов (см. рис. 9):

 магистральный последовательный интерфейс командного обмена, выполненный по ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-1553B);

 высокоскоростной последовательный интерфейс передачи данных в аппаратуру РУПНИ, выполненный по электрическому стандарту LVDS;

интерфейс аналоговой телеметрии;

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

- интерфейс питания от бортовой сети 27B.

Телевизионные камеры на космическом аппарате установлены так, чтобы обеспечить решение целевых задач панорамной и стереосъемки с учетом ограничений по компоновке КА и особенностей его конструкции (см. рис. 10). Камеры КАМ-О установлены на четырех сторонах верхнего пояса приборного модуля КА, сориентированные по азимутам 0°, 90°, 180° и 270°, чтобы суммарное поле зрения образовывало неразрывную панораму по линии горизонта. Камеры, направленные на азимуты 0° и 180°, установлены под радиатором системы обеспечения теплового режима (СОТР), а две другие – на кронштейнах по углам солнечных панелей, что привело к разности высот относительно базовой поверхности и создало дополнительные сложности при формировании замкнутой панорамы.

Две камеры КАМ-С, образующие стереопару, установлены на тепловой сотовой панели (ТСП) на едином кронштейне, обеспечивая наблюдение



Рис. 8. Функциональная схема камеры из состава СТС-Л.

рабочей зоны манипулятора. Две посадочные камеры — на силовой раме КА, сориентированные вниз по вертикальной оси аппарата для съемки поверхности в ходе снижения КА. Блок БСД установлен на ТСП рядом с другими приборами комплекса научной аппаратуры.

В таблице сведены основные технические и эксплуатационные характеристики СТС-Л, подтвержденные в ходе наземной отработки приборов.

РАБОТА СТС-Л НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ МИССИИ ЛУНА-25

Телевизионная система СТС-Л работает на трех этапах миссии Луна-25, начиная с этапа орбитального движения вокруг Луны и заканчивая этапом работы на поверхности. Первый этап (см. рис. 11) основное торможение (ОТ), когда КА, находясь в перигее эллиптической окололунной орбиты, снижает скорость с орбитальной 1.7 км/с до полной остановки и вертикализации на высоте около 1300 м над поверхностью. Аппарат при этом сориентирован горизонтально, так, что на поверхность направлена одна из обзорных камер, которая производит съемку подстилающей поверхности с частотой 0.6 кадр/с. Эти изображения впоследствии будет использованы для отработки алгоритмов оптической навигации по естественным ориентирам. Длительность этого этапа составляет порядка пяти мин.

На втором этапе, после основного торможения и вертикализации, аппарат постепенно снижается и садится на поверхность. Высота, скорость снижения и ориентация КА контролируется по данным гироскопов, радиодальномера и допплеровского датчика скорости и угла сноса. Во время этого этапа планируется работа четырех обзорных камер и двух посадочных камер. При помощи обзорных камер будет получен ряд панорамных изображений с частотой порядка 1.4 кадр/с, который после перелачи на Землю булет преобразован в видеоряд. Изображения с посадочных камер будут использоваться для построения карты неоднородностей лунной поверхности, которая станет основой для отработки алгоритмов выбора безопасного места посадки в следующих проектах исследования Луны автоматическими станциями.



Рис. 9. Блок-схема системы СТС-Л.

СЛУЖЕБНАЯ ТЕЛЕВИЗИОННАЯ СИСТЕМА

6	0	9
---	---	---

Сводка основных технических и эксплуатационных характеристик СТС-Л для КА Луна-25

Параметр	Значение	
Камера	KAM-O	KAM-C
Количество камер, шт.	4	4
Угловое поле зрения, °	115 × 115	55 × 55
Размер матрицы, мм	11.264 >	< 11.264
Число рабочих пикселей	2048×2048	
Расчетное фокусное расстояние объектива, мм	4.8	12.3
Относительное отверстие объектива	1:8	1:8
Цветность, спектральные каналы, мкм	RGB	
	0.47, 0.54, 0.62	
Угловой размер пикселя, угл. мин	3.5	1.5
Линейный размер проекции пикселя на поверхность в центре поля зрения на расстоянии установки 2.5 м, мм	2.9	1.14
Глубина резко изображаемого пространства, м	$0.5 - \infty$	0.5 - 5
Максимальный темп съемки одной камерой, к/с		
при размере кадра		
512 × 512 пикселей	10	
1024 × 1024 пикселей	2.5	
2048 × 2048 пикселей	0	.5
Разрядность кодирования яркостей, бит	12	
Динамический диапазон одиночного кадра, дБ	60	
Габариты, мм	$76.5 \times 109 \times 107$	$105.5\times109\times107$
Масса, г	350	380
Энергопотребление, Вт	1.8	1.8
Блок сбора и обработки данных	x (БСД)	<u>1</u>
Информационный интерфейс связи с БКУ	МПИ по ГОСТ Р 52070-2003	
Интерфейс связи с РУПНИ	LVDS	
Число высокоскоростных интерфейсов (каналов)	8	
Скорость приема данных на канал, Мбит/с	54	
Объем внутренней энергонезависимой памяти, Гбит	24	
Габариты, мм	227 × 154 × 81	
Масса, г	1800	
Собственное энергопотребление, Вт	10	
Эксплуатационные характеристи	ки СТС-Л	
Номинальное напряжение питания, В	2	7
Температура посадочных мест приборов, °С	минус 20 плюс 50	
Направление перегрузок	Любое	
Диапазон рабочих давлений окружающей среды, мм рт. ст.	от 800 до 10 ⁻¹⁰	
Ресурс работы, ч	15	00
Срок службы, лет		3

Длительность второго этапа составляет порядка 1 мин.

После касания аппаратом лунной поверхности начинается третий этап съемки, в течение которого используются четыре обзорные камеры и две стереокамеры, установленные на ТСП. С каждой

камеры будут поступать цветные изображения в формате 2048 × 2048 пикселов с частотой 0.2 Гц. Съемка ведется до тех пор, пока объем свободной памяти ведущего полукомплекта БСД не составит два Гбит, что соответствует приблизительно 22 панорамам, либо до получения команды "Пре-



Рис. 10. Внешний вид КА с установленными блоками системы СТС-Л. Еще две камеры КАМ-О, обращенные от наблюдателя на рисунке не видны.

рвать режим", поступающей от бортового комплекса управления. При заполнении памяти ведущий полукомплект БСД автоматически завершает съемку.

Далее, в соответствии с циклограммой работы КНА, в течение первого лунного дня каждые не-

сколько часов будут получаться круговые панорамные изображения поверхности Луны. Во время заката планируется съемка нескольких панорам для фиксации свечения горизонта. Эти данные затем будут использоваться в эксперименте по наблюдению пылевых эффектов над поверхностью Луны.

На этапе работы КА на поверхности с целью обеспечения работы манипуляторного комплекса и приборов ЛАЗМА-ЛР и ЛИС будут включаться две камеры КАМ-С, расположенные на ТСП. По полученным с них изображениям на Земле будет создан трехмерный цветной фотоплан участка поверхности Луны в зоне работы манипулятора и обеспечиваться контроль процесса доставки и выгрузки грунта.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ СТС-Л И МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА

В состав научного комплекса КА Луна-25 входит лунный манипуляторный комплекс ЛМК, предназначенный для взятия образцов лунного грунта и доставки его в прибор ЛАЗМА-ЛР для проведения спектрометрических исследований.

Непосредственно перед ЛМК стоят технические задачи точного наведения грунтозаборного устройства на заданный участок, взятие образцов грунта, доставки и выгрузки его в приемное окно прибора ЛАЗМА-ЛР. Выбор участка для забора грунта производится руководством научных экс-



Рис. 11. Этапы миссии Луна-25 (Луна-Глоб). Иллюстрация АО НПО Лавочкина.



Рис. 12. Стенд для отработки взаимодействия ЛМК и СТС-Л (ИКИ РАН). Слева – общий вид макета, справа – изображения со стереокамер КАМ-С.

периментов в том числе по результатам анализа изображений, полученных со стереокамер СТС-Л.

Для забора пробы грунта манипуляторному комплексу требуется достаточно точное определение местоположения точек "где копать" в системе координат (СК), связанной с конструкцией и законами движения ЛМК. Координаты вычисляются по трехмерной топографической модели участка поверхности, привязанной к приборной СК камер КАМ-С и пересчитываются по измеренным в ходе взаимной калибровки матрицам перехода в СК манипулятора.

На рис. 12 представлены фото технологического стенда, созданного в ИКИ РАН для отработки взаимодействия СТС-Л и ЛМК (Бережков и др., 2018) и определения матриц перехода между их системами координат. На стенде установлены лабораторные образцы приборов в соответствии с компоновочной схемой КА. На левом фото штриховкой показана область, в пределах которой может производиться забор грунта, справа представлена стереопара снимков, полученная камерами КАМ-С.

Построение трехмерной модели снимаемой поверхности в системе координат камер осу-

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

ществляется на Земле путем обработки полученных со стереокамер изображений по методике, изложенной в (Никитин, 2014). Предварительно, в ходе наземной геометрической калибровки камер, для каждого пиксела фоточувствительных матриц определяются направляющие косинусы радиус-векторов, связывающих линейные координаты точки на кадре и соответствующей точки на наблюдаемом объекте. Тогда, зная линейные координаты изображений одного и того же объекта P на матрицах SI и S2 (см. рис. 13) и параметры радиус-векторов гl и г2 можно рассчитать пространственные координаты объекта в приборной системе координат камер, которая однозначно связана с системой координат ЛМК.

С помощью машинной обработки пространственные координаты рассчитываются для сетки точек, формируя трехмерную поверхность, на которую накладывается реальное фото и синтезируется трехмерный фотоплан местности, по которому и определяются координаты участков для нацеливания манипулятора. Пример трехмерного фотоплана поверхности песочницы, построенного по снимкам камер СТС-Л, полученных в ходе лабораторных тестов, представлен на рис. 14.



Наблюдаемый объект

Рис. 13. Схема определения пространственных координат точек, изобразившихся на матрицах двух камер.



Рис. 14. Пример трехмерного отображения песочницы. Желтые крестики – точки, куда должен навестись манипулятор.

По трехмерным координатам для каждой выбранной цели вычисляются: угол поворота манипулятора, радиальное и вертикальное смещение, которые считаются параметрами движения. После передачи трех параметров движения в систему управления манипулятора осуществляется его перемещение в требуемую область и взятие грунта.

Кроме построения топомодели, по изображениям, полученным от камер КАМ-С, осуществляется контроль положения грунтозаборного устройства (ГЗУ) ЛМК относительно приемного окна прибора ЛАЗМА-ЛР.

Первичное наведение ГЗУ для выгрузки грунта по двум координатам — высоте и широте, осуществляется по рассчитанным целеуказаниям и под контролем телевизионной камеры из состава прибора ЛИС-ТВ-РПМ, установленной на ЛМК. После этого манипулятор останавливается в непосредственной близости от ЛАЗМА-ЛР на расстоянии 5...7 см, чтобы в результате ошибок перемещения не повредить другую аппаратуру КА. Правая камера КАМ-С делает снимок, на котором одновременно отображаются манипулятор, находящийся в промежуточной точке, и приемное окно ЛАЗМА-ЛР (см. рис. 15а). Затем по изображению измеряется фактическое расстояние и вычисляются параметры для точного наведения: азимутальный угол и радиальное смещение, при этом перемещение по высоте не предусматривается. Вычисленные на Земле параметры в виде телекоманд передаются в систему управления манипулятором для завершающего перемещения ГЗУ и выгрузки грунта (см. рис. 156).

Систематизируя вышеперечисленные процедуры, объем и порядок взаимодействия СТС-Л и ЛМК можно свести к выполнению следующих логических этапов:

 – определение параметров взаимного и внешнего ориентирования камер КАМ-С (измеряются до запуска на Земле, уточняются после посадки);

 определение взаимного положения систем координат камер и манипулятора (измеряются до запуска на Земле, уточняются после посадки);

 определение пространственных координат требуемого объекта в рабочей зоне манипулятора с использованием трехмерной модели, построенной по кадрам КАМ-С и расчет управляющих воздействий (производится на Земле);

 определение горизонтальных координат грунтоприемника ЛАЗМА-ЛР и расчет управляющих воздействий для точного наведения ГЗУ (производится на Земле).

ПОЛУЧЕНИЕ КРУГОВОЙ ПАНОРАМЫ

Круговая панорама окружающей обстановки КА Луна-35 формируется из четырех изображений, синхронно получаемых обзорными камерами КАМ-О, установленными на верхнем поясе приборного отсека КА (см. рис. 10). Процесс синтеза панорамы осложняется тем, что все камеры расположены не в единой точке, а разнесены на достаточно большие расстояния как по горизонтали, так и по высоте.

Для формирования круговой панорамы из серии четырех кадров необходимо сначала построить геометрические модели каждой камеры и измерить их взаимное положение друг относительно друга в единой системе координат. Эти процедуры проводятся в ходе наземной отработки с использованием специально созданного стендового оборудования.

Изначально проводится измерение геометрических параметров внутреннего ориентирования всех камер посредством съемки тест-объекта – регулярной опорной сетки из крестов (см. рис. 16). Разработанная методика калибровки камер с малым фокусным расстоянием и с широким полем



Рис. 15. Подход и выгрузка грунта в макет грунтоприемника прибора ЛАЗМА-ЛР. (а) Изображение с правой КАМ-С – остановка ЛМК в промежуточной точке; (б) процесс выгрузки грунта.

зрения на конечном расстоянии позволяет определить такие геометрические параметры как дисторсия, фокусное расстояние и положение главной точки со среднеквадратической ошибкой 0.5–0.8 пикселя по всему полю кадра.

Измерение параметров взаимного ориентирования камер производится путем фотограмметрической обработки изображений с четырех камер КАМ-О, установленных на стенде, имитирующем взаимное расположения камер на КА (см. рис. 17). Результатом такой калибровки являются согласованные координаты точек фотографирования, ориентация каждой камеры и пространственные координаты связующих точек. Эти параметры служат отправными значениями для дальнейшей отработки методики формирования круговой панорамы.

Процедура объединения четырех кадров в единую панораму состоит из нескольких этапов.

Определяется базовая поверхность, в качестве которой выбирается горизонтальная плоскость до расстояния порядка 25 м (ближний план), расположенная ниже точки центра панорамы на 1.8 м (средняя высота установки камер), в качестве дальнего плана выбирается поверхность бесконечно удаленного цилиндра окружающего всю панораму (см. рис. 18).

Виртуальный центр фотографирования панорамы определяется как как среднее значение пространственного положения центров фотографирования 4-х камер. Каждый луч панорамного снимка пересекается в пространстве с поверхностями ближнего или дальнего плана и определяется массив 3-х мерных точек.

Далее каждая 3-х мерная точка из полученного массива проецируется последовательно на изображения 4-х камер. Для каждой из 4-х камер формируется новое изображение, соответствующее тому, как будто бы съемка велась из виртуального центра панорамы.

При сборке панорамы в области перекрывающихся снимков выбирается тот, у которого расстояние от конкретного пикселя изображения до визирной оси данной камеры меньше. Далее по области перекрытия вычисляются поправочные коэффициенты выравнивания яркости, выполняется сшивка изображений и сохраняется сама панорама.

Проверка методик и программного обеспечения для сшивки панорамы отрабатывались на реальных съемках. Съемки производились как в стационарном положении, так и в движении, имитируя спуск КА на заключительной фазе посадки.



Рис. 16. Изображение опорной сетка калибровки и измерения параметров внутреннего ориентирования камер КАМ-О.

Результатом отработки методики являются собранные в единое изображение бесшовные круговые панорамы. Оно может быть представлено в стереографической или цилиндрической проекциях, широко применяемых при формировании сцен в системах виртуальной реальности. На рис. 19 приведен пример полнокруговой панорамы в цилиндрической проекции, полученной на стенде-макете СТС-Л, установленном во дворе ИКИ РАН.

СЪЕМКА С РАСШИРЕННЫМ ДИНАМИЧЕСКИМ ДИАПАЗОНОМ

Место для посадки КА Луна-Глоб предварительно выбрано в приполярной области Луны, где высота Солнца над горизонтом не будет превышать 20°. Это приведет к присутствию в кадре длинных теней от объектов на поверхности (см. рис. 3), освещенность которых стремиться к нулю. Одновременно, вследствие анизотропности индикатриссы отражательных свойств лунного реголита, в поле кадра будут присутствовать участки поверхности, освещенных Солнцем под малыми фазовыми углами, интегральный коэффициент отражения которых стремится к 1 (см. рис. 20). Кроме того, в пределах кадра будут находится освешенные элементы конструкции космического аппарата, яркость которых значительно превышает яркость окружающего ландшафта.

Собственный динамический диапазон фоточувствительной КМОП матрицы определяется отношением размера зарядовой емкости потенциальной ямы к собственному шуму и, по результатам лабораторных измерений, составляет ~1000 раз или 60 дБ, чего недостаточно для обеспечения яркостного разрешения как в тенях, так и на освещенных участках изображений.

Для расширения динамического диапазона камер, было предложено применение метода, основанного на регистрации нескольких последовательных кадров с различными экспозициями без увеличения объема передаваемых с борта космического аппарата данных. Формирование изображения, содержащего данные о яркостях наблюдаемой сцены с расширенным динамическим диапазоном производится непосредственно на борту посредством разработанного алгоритма (Эльяшев и др., 2014).



Рис. 17. Автономный стенд-макет СТС-Л на тельфере во время имитации съемок при посадке и на поверхности.



Рис. 18. Построение проективных лучей при формировании панорамы.



Рис. 19. Пример 360° цилиндрической панорамы, полученной камерами СТС-Л.

Алгоритм формирования одного изображения из серии кадров с различными экспозициями состоит в следующем (см. рис. 21):

 Принимается кадр с минимальной заданной экспозицией, который сохраняется и обозначается как базовый. Одновременно с регистрацией кадра оптического изображения создается "кадр экспозиций" – двумерная матрица такого же размера, в каждую ячейку которого записывается значение экспозиции базового кадра.

2. Затем принимается кадр с экспозицией увеличенной в два раза. Проверяется яркость каждого пикселя: если этот пиксель достаточно яркий, но не пересвеченный (яркость лежит в диапазоне от I_{\min} до I_{\max}), то соответствующий пиксель базового кадра заменяется на него, а в соответствующий пиксель кадра экспозиций записывается время экспозиции этого пикселя при второй съемке.

3. Далее вновь принимается кадр с удвоенной экспозицией, и операция повторяется. Так происходит несколько раз пока яркость большинства пикселей не окажется выше $I_{\rm max}$, после чего кадр экспозиций кодируется и записывается в старшие 4 бита итогового кадра изображений, который имеет разрядность 12 бит. В результате получается один 16-битный кадр, в младших 12 битах которого записана яркость каждого пикселя, а в старших 4 битах закодирова-



Рис. 20. Распределение коэффициента яркости лунной поверхности как функция фазового угла g и угла α наклона нормали к поверхности по модели Хапке (Hapke, 1993). Распределение дано в плоскости освещения, угол α отсчитывается от направления наблюдения.



Рис. 21. Кадры из серии снимков для получения изображений с большим динамическим диапазоном. Каждая следующая экспозиция больше предыдущей в два раза.



Рис. 22. (а) Кадр изображения, на котором скомбинированы пиксели с нескольких кадров с различными экспозициям; (б) визуальное представление закодированных значений экспозиций.

но время экспонирования, при котором этот пиксель был снят (см. рис. 22). После передачи этого кадра на Землю производится синтезирование изображения с большим динамическим диапазоном путем деления яркости каждого пикселя на его экспозицию, а яркость каждого пиксела записывается числом с плавающей точкой.

В центре обработки данных на Земле производится восстановление (синтез) изображения с большим динамическим диапазоном путем яркостной коррекции каждого пиксела на величину экспозиции и гамма-коррекции итогового изображения, пригодного для отображения на компьютерном мониторе (см. рис. 23).

Многообразие функций и возможных режимов съемки, заложенные в телевизионной аппаратуре СТС-Л, позволят гибко планировать эффективную работу аппаратуры в рамках миссии Луна-25 с учетом как естественных ограничений освещенности места посадки, так и искусственных — лимиты линии передачи данных, тепловой режим КА, увязка с работой бортовой и научной аппаратуры. Предварительная программа-минимум работы аппаратуры в первый лунный день



Рис. 23. Результирующее изображение с расширенным динамическим диапазоном после операции яркостной коррекции.

предусматривает передачу на Землю изображений места посадки, полученных на этапе основного торможения, полной панорамы места посадки, контрольных снимков расчековки манипулятора и стереосъемки рабочей зоны для подготовки работы ЛМК. Полная программа включает передачу видеосъемки процессов торможения, снижения и посадки КА, панорам с расширенным динамическим диапазоном, контрольных съемок забора грунта и его выгрузки и съемок на закате в интересах пылевых экспериментов. Степень выполнения программ и объем передаваемых данных в первую очередь зависит от реально обеспечиваемого времени работы радиопередающего комплекса РУПНИ и качества линии связи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Зиман Я.Л. и др. Задачи, решаемые телевизионной системой навигации и наблюдения в проекте "Фобос-грунт" // Сб. тр. Всеросс. научно-технической конф. "Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов". Таруса: ИКИ РАН, 2008.
- Аванесов Г.А., Жуков Б.С., Зиман Я.Л. и др. Телевизионные исследования Фобоса. М.: Наука, 1994. С. 168.
- Аванесов Г.А., Зиман Я.Л., Тарнопольский В.И. и др. Телевизионная съемка ядра кометы Галлея. М.: Наука, 1989. С. 295.
- Аванесов Г.А., Степанов Р.М., Любин В.М. Запоминающее устройство на видиконе с регулируемой памятью // Техника кино и телевидения. М.: Госкино, 1969. № 2.

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021

- Бережков А.В., Бессонов Р.В., Воронков С.В., Киселев А.Б., Козлова Т.О., Никитин А.В., Полянский И.В., Эльяшев Я.Д. Наземная отработка взаимодействия лунного манипуляторного комплекса и служебной телевизионной системы // Шестая Всеросс. научнотехническая конф. "Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов". Сб. трудов. М.: ИКИ РАН, 2018. С. 382–392.
- Захаров А.В., Дольников Г.Г., Попель С.И., Хандорин С.П., Жуков Б.С., Полянский И.В., Бондаренко А.В. Регистрация пыли в приповерхностной области Луны с помощью бортовых ТВ камер. Предложение по эксперименту на посадочных аппаратах Луна-Глоб и Луна-Ресурс. Методическая записка. М.: ИКИ РАН, 2012.
- Маров М.Я., Хантресс У.Т. Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия. М.: Физматлит, 2013.
- Никитин А.В. Использование Служебной телевизионной системы для контроля и наведения лунного манипуляторного комплекса космического аппарата "Луна-Глоб" // Четвертая Всеросс. научнотехническая конф. "Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов". Сб. трудов. М.: ИКИ РАН, 2014. С. 206-220.
- Эльяшев Я. Д., Бессонов Р.В., Полянский И.В., Прохорова С.А., Жуков Б.С. Алгоритмы работы съемочных камер служебной телевизионной системы космического аппарата "Луна-Глоб" // Четвертая Всеросс. научно-техническая конф. "Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов". Сб. трудов. М.: ИКИ РАН, 2014. С. 181–205.
- Cowell J.E., Robertson S.R., Horányi M., Wang X., Poppe A., Wheeler P. Lunar dust levitation // J. Aerospace Eng. 2009. P. 1–9.
- Hapke B. Theory of Reflectance and Emittance Spectroscopy. New York: Cambridge Univ. Press, 1993.
- Lumme K., Bowell E. Radiative transfer in the surfaces of atmosphereless bodies // Astron. J. 1980. V. 86. № 11. P. 1694, 1705.
- Maki J.N., Golombek M., Deen R. et al. The Color Cameras on the InSight Lander // Space Sci. Rev. 2018. V. 214. 105.
- Maki J.N., Bell J.F.III, Herkenhoff K.E. et al. Mars Exploration Rover Engineering Cameras // J. Geophys. Res. 2003. V. 108. P. 24.
- Matijevic J.R., Avril L.W., Banes R.S. et al. The Pathfinder Microrover // J. Geophys. Res. 1997. V. 102. P. 3989–4001.
- Stubbs T.J., Vondrak R.R., Farrell W.M. A dynamic fountain model for lunar dust // J. Adv. Space Res. 2006. V. 37. P. 59–66.
- *Tompkins S., Carlé P.* Spectral characteristics of lunar impact melts and inferred mineralogy //Meteoritics and Planet. Sci. 2010.
- Yingzhuo Jia, Yongliao Zou, Jinsong Ping, Changbin Xue, Jun Yan, Yuanming Ning. The scientific objectives and payloads of Chang'E-4 mission // Planet. and Space Sci. 2018.
- Zelenyi L.M., Korablev O.I., Rodionov D.S. et al. Scientific objectives of the scientific equipment of the landing platform of the ExoMars-2018 mission // Sol. Syst. Res. 2015. V. 49. P. 509–517.

УДК 520.6

НАЗЕМНЫЕ ОТРАБОТКИ ЛУННОГО МАНИПУЛЯТОРНОГО КОМПЛЕКСА ПРОЕКТА ЛУНА-25

© 2021 г. М. Л. Литвак^{а,} * , Т. О. Козлова^a, А. Г. Ильин^a, А. Б. Киселев^a, А. С. Козырев^a, И. Г. Митрофанов^a, А. В. Носов^a, В. Ф. Папко^a, В. И. Третьяков^a, В. А. Яковлев^a, Е. Н. Слюта^b, Е. А. Гришакина^b, В. Ю. Маковчук^b

^аИнститут космических исследований РАН, Москва, Россия ^bИнститут геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского, Москва, Россия *e-mail: litvak@mx.iki.rssi.ru Поступила в редакцию 10.05.2021 г. После доработки 10.06.2021 г. Принята к публикации 21.06.2021 г.

В статье представлено описание наземных испытаний, которые были проведены с лунным манипуляторным комплексом (ЛМК), специально разработанным для российской лунной посадочной миссии, Луна-25. ЛМК предназначен для изучения механических свойств и структуры лунного реголита, забора проб лунного вещества с разной глубины и их последующей доставки для анализа элементного и изотопного состава в лазерный ионизационный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР. Кроме этого, на ЛМК установлен инфракрасный спектрометр и стереокамеры рабочего поля ЛМК (оптическая часть прибора ЛИС-ТВ-РПМ), которые ЛМК должен наводить на различные участки лунной поверхности. В статье представлены результаты различных функциональных тестов, подтверждающих успешную реализацию требований, предъявляемых к ЛМК, включая работу с лунным грунтом в условиях космического вакуума и криогенных температур.

Ключевые слова: Луна, приполярные области, лунный манипулятор, лунный грунт, забор лунного грунта

DOI: 10.31857/S0320930X21060062

введение

В настоящее время космические агентства различных стран (США, Китая, России и других) разрабатывают комплексные программы освоения Луны. На начальном этапе. с помошью автоматических станций, они включают поиск наиболее благоприятных мест посадки, в том числе и с точки зрения природных ресурсов, для будущей высадки космонавтов. В последнее время значительных успехов добилось Китайское национальное космическое управление, которое в конце 2020 г. успешно осуществило (миссия Chang'e-5) возврат лунного грунта из молодых лавовых областей в Океане Бурь. Всего на Землю было доставлено около 1.7 кг лунного грунта (см. Lin и др., 2021). Для этого использовалось буровое устройство (глубина бурения до 2 м) и манипулятор, обеспечивший поверхностный сбор грунта и обломков лунной породы. Это первое использование манипулятора на Луне для активного взаимодействия и работы с лунным реголитом в ходе операций на поверхности. Хотя манипулятор на посадочном аппарате Chang'e-5 проработал лишь в течение небольшого времени (в течение нескольких дней до старта возвратного модуля), использование подобных устройств на будущих лунных миссиях может существенно расширить список научных и практических задач, независимо от того, будут манипуляторы использоваться на стационарных платформах или на луноходах. Многолетний опыт, полученный в марсианских исследованиях, только подтверждает это. Два тяжелых марсохода NASA Curiosity и Perseverance оборудованы руками-манипуляторами, позволяющими бурить, шлифовать марсианский грунт, брать его образцы, проводить его предобработку и доставлять в аналитические приборы для анализа, направлять другие приборы для детального изучения различных объектов на поверхности и даже проводить диагностику марсохода (см., например, Grotzinger и др., 2012; Farley и др., 2020; Moeller и др., 2021). Марсианская посадочная платформа NASA Insight также оборудована рукой-манипулятором, которая позволила расставить научные приборы на поверхности Марса, проводить простые монтажные работы, копать грунт (оборудована ковшом) и проводить видеосъемку (см. Trebi-Ollennu и др., 2018). С учетом задач геологоразведки, которые сейчас ставятся перед будущими лунными миссиями и требуют комплексного исследования различных свойств лунного грунта, использование различных типов манипуляторных устройств будет только расширяться.

Наибольшее внимание сейчас обращено на высокоширотные, и прежде всего полярные, районы Луны. где могли сохраниться различные летучие вещества, включая водяной лед (см., например, Pieters и др., 2009; Colaprete и др., 2010; Mitrofanov и др., 2010; Sanin и др., 2017). В эти области на поверхности Луны ни автоматические аппараты, ни пилотируемые миссии по программе Apollo еще не садились. Обнаружение же локальных районов, обогащенных водяным льдом, представляет как научный, так и практический интерес. С научной точки зрения изотопный состав водяного льда может помочь ответить на вопрос о его происхождении (эндогенная или экзогенная вода), и соответственно предоставить новую информацию об эволюции Солнечной системы и образовании системы Земля-Луна. С другой стороны, обнаружение большого количества водяного льда представляет и сугубо практический интерес, так как вода необходима для различных нужд космонавтов, производства кислорода для дыхания, водорода для ракетного топлива и пр. Таким образом, может быть выбран потенциальный район, где будет развернута лунная база.

Водяной лед может находиться прямо на поверхности, на дне вечнозатененных полярных кратеров. Сюда не попадает прямой солнечный свет, а температура может опускаться до нескольких десятков кельвинов (см., например, Watson и др., 1961; Vasavada и др., 1999) и поэтому эти области малопригодны для посадок космических аппаратов. К счастью, в ряде случаев водородный сигнал обнаруживается и в освещенных районах (Mitrofanov и др., 2012; Sanin и др., 2017). Здесь водяной лед мог сохраниться на некоторой глубине благодаря изолирующему верхнему сухому слою лунного реголита. Это означает, что для исследований необходимо использовать аппаратуру, позволяющую извлечь образцы лунного грунта с определенной глубины и доставить их для анализа в аналитические приборы, что только подтверждает необходимость использования на борту посадочных миссий буровых устройств и манипуляторов.

Российская лунная программа на первом этапе предусматривает исследование Луны с помощью автоматических станций.

В октябре 2021 г. спустя 45 лет после завершения последней советской посадочной миссии Луна-24 (Барсуков, 1980), планируется запуск первой российской лунной посадочной миссии Луна-25. В ее научные задачи входит изучение минералогического, химического, изотопного состава лунного реголита, а также поиск летучих соединений (в том числе водяного льда и органических соединений) в приповерхностном слое реголита высокоширотных областей Луны (Казмерчук и др., 2016; Митрофанов и др., 2021). В качестве места посадки космического аппарата Луна-25, впервые в истории исследования Луны был выбран высокоширотный район с координатами 43.544° восточной долготы и 69.545° южной широты, расположенный к северу от кратера Богуславский (Дьячкова и др., 2017).

Для непосредственного исследования свойств лунного реголита в миссии Луна-25 было предложено использовать легкий и компактный, но при этом многофункциональный, лунный манипуляторный комплекс (ЛМК).

В этой статье мы представили краткий обзор наземных функциональных испытаний, которые были проведены с ЛМК, чтобы проверить выполнение всех необходимых требований, включая наведение на заданный участок лунной поверхности, взятие проб лунного грунта с разной глубины, доставку собранных образцов для элементного и изотопного анализа в лазерный ионизационный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР, проверку взаимодействия ЛМК с аналогом лунного грунта, обогащенного водяным льдом, в условиях низкого давления и криогенных температур.

ОПИСАНИЕ ЛМК

Из-за существенных ограничений по массе научной аппаратуры КА Луна-25 ЛМК был разработан как легкий и компактный манипулятор, в тоже время способный обеспечить копание лунного реголита, забор, доставку и выгрузку собранных образцов в лазерный ионизационный масс-спектрометр ЛАЗМА-ЛР, установленный в верхней части космического аппарата (Козлова и др., 2021). В указанном приборе образец лунного реголита помещается на приемный вращающийся диск на расстоянии, соответствующем фокусному расстоянию лазера, излучение которого испаряет и ионизирует образец грунта, а образовавшиеся ионы попадают во времяпролетный масс-спектрометр. По времени пролета ионов и интенсивности сигнала можно определить массу ионов и их концентрацию (Чумиков и др., 2020).

Полная масса ЛМК не превышает 5.5 кг, а его максимальная длина в разложенном состоянии составляет около 1.6 м, что в текущей конфигурации размещения на борту КА Луна-25 позволяет осуществлять копание лунного грунта на глубину до 25 см.

На ЛМК установлен прибор ЛИС-ТВ-РПМ, объединяющий в себе инфракрасный спектрометр и стереокамеру. Стереокамеру планируется использовать для детальной съемки рабочей зоны ЛМК и более точного наведения инфракрасного



Рис. 1. Визуализация космического аппарата Луна-25 с установленными приборами. *1* – ЛМК, *2* – ЛИС-ТВ-РПМ, *3* – ЛАЗМА-ЛР, *4* – стереокамеры СТС-Л.

спектрометра на различные участки лунной поверхности (вблизи и вдали от КА), чтобы изучить ее минеральный состав и исследовать грунт, выкопанный ЛМК (Манцевич и др., 2021). Излучение в ИК-диапазоне имеет несколько спектральных особенностей, обусловленных наличием водяного льда, поэтому их детектирование также предоставит дополнительную информацию о нахождении водяного льда в районе посадки Луна-25 (Манцевич и др., 2021).

Кроме того, для независимого определения координатной сетки рабочего поля ЛМК и коррекции траекторий его движения используется блок стереокамер служебной телевизионной системы СТС-Л, установленный на термостабилизированной плите в верхней части КА Луна-25 (там же расположен прибор ЛАЗМА-ЛР). Расположение приборов на КА Луна-25 представлено на рис. 1.

ЛМК состоит из четырех приводов (азимутального, плеча, локтя и запястья), двух штанг, кронштейна для установки ЛИС-ТВ-РПМ, и блока электроники (см. рис. 1). Блок электроники находится в основании ЛМК и крепится на блок топливных баков двигательной установки в нижней части посадочного аппарата. На конце первой штанги закреплен прибор ЛИС-ТВ-РПМ, на конце второй штанги установлен ковш и грунтозаборник (см. рис. 2 и рис. 3).

ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ИСПЫТАНИЯ И КАЛИБРОВКИ ЛМК В НОРМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ

Наземные функциональные испытания и калибровки ЛМК были разделены на две категории. Первая часть работ была проведена в нормальных (комнатных) условиях и в основном касалась отработки кинематической схемы ЛМК. Вторая часть функциональных испытаний была посвящена изучению взаимодействия ЛМК и аналога мерзлого лунного реголита и соответственно проводилась в специальной термовакуумной камере в условиях, приближенных по давлению и температуре к тем, что ожидаются на лунной поверхности.

В этом разделе мы кратко суммировали результаты, полученные в ходе функциональных испытаний и калибровок в нормальных (комнатных) условиях.

Основные цели этих испытаний и калибровок можно сформулировать следующим образом:

1) создание методики копания и забора грунта;

2) совместные калибровки ЛМК и стереокамеры СТС-Л для выбора места забора грунта по данным фотосъемки лунной поверхности;



Рис. 2. Трехмерная модель прибора ЛМК. 1 – азимутальный привод; 2 – привод плеча; 3 – привод локтя; 4 – привод запястья.

3) совместные калибровки ЛМК и стереокамеры СТС-Л для коррекции траектории движения ЛМК при доставке образцов грунта в прибор ЛАЗМА-ЛР:

4) отработка возможных нештатных ситуаций при копании и доставке грунта.

Все функциональные испытания ЛМК были проведены в ИКИ РАН. Для этого использовался имитатор КА Луна-25 с установленными на нем технологическим (TO-1) или конструкторско-доводочным (КДО) образцами ЛМК, а также лабораторным образцом стереокамер СТС-Л и габаритными макетами остальных научных приборов.

Выбор места копания

Рабочая зона копания ограничена из-за того, что на посадочном аппарате Луна-25 ЛМК установлен на проставке между блоками баков на достаточно большой высоте, а также из-за наличия дополнительного шар-баллона, находящегося непосредственно в зоне работы ЛМК под его установочной плоскостью.

Границы рабочей зоны ЛМК на поверхности Луны задаются в полярной системе координат и представляют собой пересечение двух окружностей с радиусами 383 и 835 мм по горизонтали от привода поворота, с ограничением от минус 65° до плюс 65° по азимуту от исходного положения



элементами конструкции посадочного аппарата, необходимость доставки сыпучего грунта, по возможности без мелких камней, обработка которых прибором ЛАЗМА-ЛР не предусмотрена. Кроме этого, необходимо исключить участки, где могут находиться крупные камни или обломки породы, мешающие штатной работе ЛМК. Для этого после посадки на поверхность Луны предусмотрена фотосъемка рабочей зоны копания ЛМК и самого ЛМК с помощью стереокамеры СТС-Л.



Рис. 3. Конструкторско-доводочный образец ЛМК, установленный на имитаторе КА в ИКИ РАН для проведения функциональных испытаний. Вверху виден прибор ЛИС-ТВ-РПМ, внизу – ковш, грунтозаборник, закрытый защитным кожухом, и блок управления (слева направо).

(см. рис. 4). По высоте допустимая рабочая зона ЛМК простирается от 0 до 780 мм, отсчитываемых от его исходного положения.

должен доставить из разных мест своей рабочей

В ходе работы на лунной поверхности ЛМК



Рис. 4. Рабочая зона ЛМК при копании лунного грунта.



Рис. 5. а. Калибровка ТО ЛМК по данным стереокамер СТС-Л для выхода в произвольно заданную точку внутри рабочей зоны копания ЛМК (в качестве объекта использовалась монета). На фото показано, как ЛМК попадает в область с характерными размерами ~15 мм. б. Проверка алгоритма выхода КДО ЛМК в заданную точку копания на аналоге лунного грунта. В качестве объекта наведения снова использовалась монета с линейным размером ~15 мм.

Стереокамеры СТС-Л позволяют построить цифровую модель рельефа подстилающей рабочей зоны копания ЛМК. В системе координат ЛМК указанная зона была разбита на трехмерную сетку с размером ячеек от $6 \times 10 \times 60$ до $13 \times 10 \times 60$ мм (130 сегментов по азимуту, 44 сегмента по горизонтали и 13 сегментов по высоте, см. рис. 5а). Для каждого узла сетки была построена, протестирована и сохранена в памяти блока управления ЛМК траектория движения ЛМК из его исходного положения. В ходе взаимных калибровок ЛМК и СТС-Л была создана математическая модель, позволяющая перейти от прямоугольной системы координат СТС-Л к полярной системе координат ЛМК. Таким образом, выбор точки копания с помощью цифровой модели рельефа ЛМК трансформируется в выбор конкретного узла сетки рабочего поля ЛМК и использование траектории ЛМК, сохраненной в памяти БУ ЛМК для этого узла сетки.

В ходе наземных калибровок было показано, что ЛМК попадает в объект с линейным размером 15 мм (монета), произвольно установленном в любом месте рабочей зоны копания ЛМК, см. рис. 5.

Необходимо учитывать, что СТС-Л и ЛМК закреплены на разных силовых элементах посадочного аппарата, поэтому их взаимное положение после посадки может измениться за счет небольших механических деформаций и тепловых расширений. После посадки с помощью СТС-Л будут сделаны снимки ЛМК в различных положениях с целью проверки, и, при необходимости, корректировки перехода от системы координат СТС-Л к системе координат ЛМК.



Рис. 6. Грунтозаборник с выдвинутым конусом в нижней части приемной трубки над макетом приемного окна ЛАЗМА-ЛР. *1* – поршень/конус для измерения плотности грунта, *2* – датчик контакта с грунтом.

Создание методики копания и забора грунта

Так как в основные задачи ЛМК входит забор образцов лунного грунта, то одной из первых функциональных наземных калибровок было создание методики копания. Операционно процесс копания и взятия образца реголита можно разделить на четыре составляющие: выбор точки копания, оценка расстояния до поверхности грунта, проверка жесткости грунта, снятие верхнего слоя грунта до нужной глубины и собственно забор грунта.

Уровень грунта не является детерминированным и его нельзя точно зафиксировать во время наземных калибровок. После посадки высота от уровня поверхности Луны в точке копания до места закрепления ЛМК будет зависеть от локального рельефа подстилающей поверхности, наклона посадочного аппарата, небольшого обжатия посадочных опор КА. Предварительно расстояние до поверхности может оцениваться с помощью стереокамер СТС-Л. Более точную оценку сделает сам ЛМК с помощью системы своих датчиков.

При работе с грунтом используются опрос следующих датчиков: два дублированных датчика касания с грунтом;

датчик для измерения плотности грунта (поршень-конус);

- датчики защиты по скорости;

– датчики перегрузки по току.

Для определения уровня грунта используются датчики касания с грунтом (рис. 6). Порядок определения уровня грунта следующий: ЛМК выводится к точке начала траншеи, грунтозаборник разворачивается перпендикулярно поверхности грунта и опускается в грунт вертикально вниз до срабатывания датчика контакта с грунтом. Точность вертикального перемещения составляет 3.75 мм. Датчик контакта с грунтом сработает в том случае, если трубка грунтозаборника на всю длину погрузится в грунт до момента поджатия пружины датчика. Срабатывание датчика контакта с грунтом свидетельствует о том, что грунт рыхлый и пригоден для использования стандартных циклограмм копания.

Важную роль при копании играет плотность грунта. При измерении уровня грунта из трубки грунтозаборника выдвигается внутренний подпружиненный поршень-конус. В случае, если грунт плотный, при погружении трубки грунтозаборника в грунт давление на конус сжимает пружину, степень сжатия которой контролируется с помощью трех электромеханических датчиков (герконов), откалиброванных на различные усилия (см. рис. 7). При срабатывании всех трех датчиков до момента срабатывания датчиков контакта с грунтом, грунт классифицируется как твердый. Фактически срабатывание датчиков плотности грунта и не срабатывание датчика контакта с грунтом означает, что усилие на внедрение трубки в грунт превысило 17 Н.

При копании используются привод запястья, в конце выкапывания траншеи используется привод локтя. Для отдельного цикла копания задаются следующие параметры:

 профиль копания (в зависимости от данных датчиков контакта с грунтом и датчиков плотности грунта);

 – глубина копания (определяемая количеством копков и их глубиной в зависимости от профиля копания);

– точка начала траншеи;

 высота безопасного горизонтального движения (на эту высоту будет подниматься ковш с грунтом для дальнейшего выноса его за пределы рабочей зоны);

 – параметры датчиков ограничения по скорости и току.

Кинематику одного цикла копания можно описать следующей последовательностью:

1) после определения уровня грунта грунтозаборник и ковш поднимаются к точке начала траншеи, ковш поворачивается на 69° относительно



Рис. 7. Принцип действия датчика плотности грунта. Слева направо — срабатывание последовательно трех датчиков при увеличении усилия нажима на конус грунтозаборника ЛМК.

вертикали таким образом, чтобы нож ковша был ортогонален к поверхности грунта и опускается до уровня грунта;

 производится первые погружение в грунт: ковш поворачивается приводом запястья до угла 174°, при достижении им угла в 154°, дополнительно включается привод локтя (оба привода работают одновременно), который двигает ковш горизонтально, обеспечивая уплотнение грунта в траншее;

3) реверсное движение приводом локтя обеспечивает перенос ковша с грунтом от отвала грунта в конце траншеи для облегчения вертикального подъема вверх до безопасной высоты, ковш по горизонтальной траектории переносит грунт и высыпает его за пределами рабочей зоны и возвращается к началу траншеи;

 процедура повторяется итерационно до тех пор, пока не будет достигнута нужная глубина траншеи, либо пока не придет команда остановить копание.

Принятое размещение ЛМК на посадочном аппарате Луна-25 позволяет заглубляться в лунный грунт на глубину 200–250 мм. В связи с тем, что ковш имеет размеры меньше, чем размеры привода запястья, с увеличением глубины траншеи привод может начать задевать поверхность грунта. Для этого случая предусмотрено формирование дополнительных траншей, смежных с основной (см. рис. 8). Так, при заглублении до 90 мм формируется только одна основная траншея, при заглублении до 180 мм последовательно формируются две траншеи, и наконец, при копании на максимальную глубину область копания расширяется за счет формирования трех траншей.



Рис. 8. Формирование двух траншей при заглублении ЛМК в грунт.

Твердость грунта влияет на выбор оптимального профиля копания с разным характерным шагом по глубине за одно погружение ковша. Для мягкого грунта предусмотрено, что глубина одного погружения ковша в грунт может составлять 20-30 мм. В случае твердого грунта, чтобы избежать больших нагрузок на приводы ЛМК, автоматически уменьшается скорость копания и соответственно увеличивается время, затраченное на весь цикл копания. Глубина одного погружения ковша при этом может составлять 10-20 мм. Во время функциональных испытаний было показано, что характерное время копания одной траншеи глубиной до 90 мм составляет до 15 мин. Копание на полную глубину (250 мм) может занять около часа.

После завершения копания подается команда на забор грунта с помощью грунтозаборника и перенос забранного грунта в ЛАЗМА-ЛР. Поршень-конус втягивается внутрь, освобождая полость трубки грунтозаборника. Длина приемной трубки грунтозаборника позволяет взять непотревоженный грунт на 50 мм ниже дна выкопанной траншеи. При полном погружении общий объем пробы достигает несколько кубических сантиметров, что с большим запасом (с учетом возможной частичной потери собранного грунта во время доставки) покрывает потребности прибора ЛАЗМА-ЛР, которые составляют доли кубического сантиметра.

Отработка этой методики копания происходила на имитаторе космического аппарата Луна-25, поэтому после установки штатного образца ЛМК на посадочный аппарат предусмотрены укороченные функциональные испытания для проверки привязки систем координат КА, СТС-Л и ЛМК и проверки траекторий движения ЛМК с



Рис. 9. Выход грунтозаборника КДО ЛМК в заданное положение для выгрузки собранного грунта в приемное окно макета прибора ЛАЗМА-ЛР.

учетом финальной компоновки летного КА и размещения ЛАЗМА-ЛР.

Также учитывается, что СТС-Л и ЛМК закреплены на разных силовых элементах посадочного аппарата, поэтому их взаимное положение после посадки может немного измениться за счет небольших механических деформаций и тепловых расширений. После посадки с помощью СТС-Л будут сделаны снимки ЛМК в различных положениях с целью проверки, и при необходимости, корректировки перехода от системы координат СТС-Л к системе координат ЛМК.

Доставка образцов грунта в ЛАЗМА-ЛР

ЛМК должен загрузить собранные образцы лунного реголита в приемное окно аналитического прибора ЛАЗМА-ЛР. Во время наземных калибровок была отработана наиболее оптимальная, исключающая столкновение с элементами конструкции КА и непосредственно с прибором ЛАЗМА-ЛР, траектория движения ЛМК, позволяющая реализовать эту функцию. Все траектории ЛМК, независимо от места копания и забора грунта, построены таким образом, что они проходят через исходное положение ЛМК, от которого движение в ЛАЗМА-ЛР является уже детерминированным. Функциональные испытания показали, что время, которое требуется, чтобы забрать грунт и доставить его в приемное окно ЛАЗМА-ЛР, составляет около 3 мин. Основные отработки были сделаны в ИКИ РАН на имитаторе КА (см. рис. 9), а дополнительные калибровки будут сделаны после установки штатного образца ЛМК на борт КА Луна-25, чтобы скорректировать по месту (если потребуется) траекторию движения от исходного положения к приемному окну ЛАЗМА-ЛР.

ЛАЗМА-ЛР установлен на термостабилизированной плите в верхней части КА, а ЛМК – в нижней части КА на блоке баков. Поэтому после посадки взаимное расположение ЛМК и ЛАЗ-МА-ЛР может измениться за счет механических и тепловых деформаций и траектория выхода в ЛАЗМА-ЛР потребует корректировки. Этот эффект учитывался в ходе наземных функциональных испытаний. Для этого были использованы фотоснимки, полученные со стереокамер СТС-Л, показывающие взаимное расположение приемного окна ЛАЗМА-ЛР и грунтозаборника ЛМК при подходе к ЛАЗМА-ЛР (см. рис. 9). В случае отклонения от номинального положения должна вводиться необходимая коррекция в траекторию ЛМК. В наземных калибровках это имитировалось разными положениями приемного окна ЛАЗМА-ЛР. Было показано, что разрешения фотоснимков и точности привязки системы координат СТС-Л и ЛМК достаточно, чтобы учесть возможные изменения во взаимном расположении ЛМК и ЛАЗМА-ЛР (относительное смещение приемного окна >5 мм).

Имитация нештатных ситуаций

Вся научная аппаратура (кроме системы технического зрения СТС-Л) на борту КА Луна-25 управляется с помощью прибора БУНИ (блок управления научной аппаратурой и сбора научной информации), разработанным в ИКИ РАН



Рис. 10. Имитация столкновения ковша ЛМК с тяжелым камнем при копании.

(Ануфрейчик и др., 2021). ЛМК и БУНИ создавались для КА Луна-25 с учетом серьезных ограничений по массе, поэтому функционал обоих приборов для самодиагностики и анализа нештатных ситуаций ограничен. БУНИ не анализирует никаких специальных "флагов"/сообщений от ЛМК, и остановка выполнения циклограммы происходит только по истечении заданного времени. Для реакции на нештатные ситуации в ЛМК на каждый привод установлены датчики защиты по скорости и датчики перегрузки по току. Их срабатывания могут прервать движения ЛМК до поступления следующей команды или запустить определенную последовательность действий. Например, при копании может произойти осыпание траншеи, что может привести к застреванию ковша в грунте и к срабатыванию датчика скорости (зафиксировавшего ее нештатное падение) на одном или нескольких приводах, задействованных при копании. В этом случае автоматически запустится алгоритм выхода ковша ЛМК из траншеи в исходную точку копания и дальнейшего продолжения копания для расчистки образовавшегося завала. Этот процесс будет итерационно продолжаться до тех пор, пока либо завал не будет расчищен, либо выйдет время, отведенное на копание.

Срабатывание датчика скорости при заборе грунта может произойти, если грунт очень твердый или грунтозаборник натолкнулся на камень. В этом случае процесс заглубления грунтозаборника автоматически прекращается и запускается алгоритм доставки образца грунта в прибор ЛАЗМА-ЛР.

Срабатывание датчиков перегрузки по току также прекращает движение ЛМК и переводит его в ждущий режим. Уровни срабатывания датчиков скорости и тока могут быть изменены командным образом, если, например, потребуется копать более твердый, чем ранее ожидалось, грунт.

Во время функциональных испытаний отрабатывались некоторые нештатные ситуации, включая сбой движения ЛМК и его столкновение с элементами конструкции КА, застревание ковша при копании траншеи (попадание на большой камень), остановка ГЗУ при погружении в твердый грунт и т.п. На рис. 10 продемонстрировано, как при копании ЛМК может натолкнуться на большой и тяжелый камень. Здесь в качестве препятствия использовался стальной цилиндр весом 5 кг. В процессе выкапывания камня сработали датчики скорости и запустился итерационный процесс выхода в исходную точку и повторения копания, в ходе которого ЛМК за отведенное время (заложенное на выполнение циклограммы) смог сдвинуть "камень" и произвести забор грунта.

НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЛМК С АНАЛОГОМ МЕРЗЛОГО ЛУННОГО ГРУНТА

В ходе наземных испытаний вся научная аппаратура, предназначенная для проведения космического эксперимента, проходит обязательные испытания в термовакуумной камере для проверки работоспособности в широком диапазоне температур в условиях глубокого вакуума. Для ЛМК этих испытаний оказалось недостаточно, так как кроме работы в космических условиях он должен взаимодействовать с лунным реголитом, замороженным до криогенных температур. Поэтому дополнительно к функциональным калибровкам ЛМК, рассмотренным в предыдущем разделе, была выполнена программа испытаний для проверки возможностей ЛМК в части копания и забора проб мерзлого лунного реголита.

Криовакуумный стенд

Для решения этой задачи был разработан и создан специальный криовакуумный стенд (КВС), позволяющий размещать внутри себя ТО-1 ЛМК, а также охлаждаемый контейнер с аналогом лунного грунта.

В состав КВС входит криовакуумная камера с герметично подсоединенным к ней криоконтейнером, вакуумная откачная система и криогенная система (рис. 11). Внутренний объем камеры и криоконтейнера образуют единое пространство с объемом около 1 м³, в котором осуществляется испытание TO-1ЛМК.

Внутри криоконтейнера расположен криососуд с внутренним диаметром 500 мм и высотой 520 мм, образованный двумя коаксиально расположенными цилиндрами, в который помещается исследуемый образец грунта (см. рис. 12). В процессе испытаний было использовано около 80 кг аналога лунного грунта. В пространство, образованное коаксиальными цилиндрами криососуда подается хладагент (жидкий азот или его подогретые пары), что обеспечивает захолаживание образца грунта до температуры ниже минус 100°C. поддержание в процессе испытаний температуры на заданном уровне, а также последующий отогрев образца перед вскрытием камеры. На корпусе криоконтейнера располагается герметичный токоввод, обеспечивающий связь термодатчиков, установленных в различных зонах образца грунта с измерительной аппаратурой.

Вакуумная камера и криоконтейнер имеют двустенную вакууммируемую оболочку, защищающую внутреннее пространство от теплопритоков со стороны атмосферы во время захолаживания образца грунта при атмосферном давлении в среде "сухого" газа (сухая азотная атмосфера).

В камере расположен экран, образованный двумя аксиально расположенными цилиндрами, пространство между которыми заполняется жидким азотом (см. рис. 11). Рабочее пространство внутри экрана имеет диаметр 715 мм и высоту 1080 мм. Экраны выполняют двойную роль, осуществляя криконденсационную откачку паров воды и конденсируемых при температуре жидкого азота газов органического происхождения, а также обеспечивая радиационный отвод тепла с исследуемого ЛМК и поверхности образца грунта, имитируя теплоотвод в космическое пространство.

В верхней части камеры, на торцевом фланце, установлен кронштейн, на конце которого крепится ТО-1 ЛМК. Связь ЛМК с приборами питания, контроля и управления осуществляется через герметичные токовводы, размещенные на фланце камеры.

Вакуумная откачная система стенда состоит из форвакуумного насоса, высоковакуумного турбомолекулярного насоса и вспомогательного криосорбционного насоса, а также вакуумметров, что обеспечивает форвакуумную и высоковакуумную откачку внутреннего объема и теплозащитных полостей криовакуумной камеры, поддержание и контроль заданного давления внутри KBC.

Криогенная система КВС предназначена для подачи в элементы криовакуумной системы жидкого и газообразного азота. Жидкий или парообразный азот подается в необходимом количестве в криососуд криоконтейнера для охлаждения образца реголита и поддержания его температуры.

Для непосредственного наблюдения за ходом испытаний внутри вакуумной камеры размещается система светодиодной подсветки и две видеокамеры, снимающие перемещение ЛМК с разных ракурсов. Также использовалась сеть термодатчиков, чтобы контролировать температуру различных узлов ЛМК, азотных экранов и грунта.

КВС способен поддерживать минимальное давление на уровне 10^{-5} Па, обеспечить температуру окружающего пространства (азотные экраны) около – 190°С и захолодить весь объем аналога лунного реголита до криогенных температур ниже –100°С. Испытания с ЛМК проводились, когда температура грунта в области копания находилась в диапазоне от –140° до –100°.

Аналог лунного грунта

Использованный аналог лунного грунта (ЛГА-1) был специально разработан в ГЕОХИ РАН для испытаний ЛМК. Создать полный аналог лунного грунта невозможно, тем более создать аналог грунта из высокоширотных областей Луны. откуда еще никто не доставлял образцов грунта на Землю (см., например, Слюта и др., 2014). Поэтому при создании аналогов лунных грунтов обычно стараются смоделировать те свойства, которые наиболее важны для планируемого космического эксперимента (например, физико-механические, оптико-физические, тепловые и др.). В случае с испытаниями ЛМК основные требования предъявлялись к имитации основных физико-механических свойств оригинального лунного грунта (Slyuta и др., 2021), которые существенно влияют на процесс копания и забора образцов.

К физико-механических свойствам лунного грунта относятся гранулометрический состав, плотность и пористость, удельное сцепление грунта (когезия), адгезия (сцепление разнородных фракций грунта), угол внутреннего трения (линейную зависимость сопротивляемости грунта от нагрузки, приходящейся вертикально, прочность грунта на сдвиг, деформационные характеристики, сжимаемость и др.).

Одной из определяющих характеристик является плотность реголита и ее изменение с глубиной. Лунный грунт в предельно рыхлом состоянии



Рис. 11. Фото КВС и его внутренняя структура.

имеет очень низкие прочностные характеристики и обладает высокой сжимаемостью. При уплотнении грунта происходит увеличение сцепления и угла внутреннего трения, резко уменьшается коэффициент сжимаемости и увеличивается прочность грунта. Известно, что плотность поверхностных слоев лунного грунта составляет около 1.3 г/см³, возрастая до 1.8 г/см³ на глубинах более 50 см (Carrier и др., 1991). В связи с тем, что трудно в точности воспроизвести степенной закон, по которому меняется плотность с глубиной, то, как правило, создают инженерные модели лунного грунта, в которых модельные параметры измеряются в рыхлом (не уплотненнный грунт) и в



Рис. 12. Схема размещения термодатчиков в криоконтейнере в зоне копания.

уплотненном состоянии. Исходно для испытаний ЛМК был подготовлен аналог лунного грунта в рыхлом состоянии с плотностью 1.5 г/см³. С учетом требований, предъявляемых, к работе ЛМК Луны-25 на поверхности (копание лунного грунта до глубины ~25 см) было решено следовать наиболее консервативному подходу, создавая наибольшие усилия при копании, и поэтому использовать максимально уплотненный аналог лунного грунта с плотностью ~1.9 г/см³ (таблица). Прочность и сцепление (когезия) такого грунта превышают верхние оценки прочности лунного грунта, позволяя моделировать в КВС наиболее неблагоприятный сценарий работы ЛМК.

Кроме плотности, сцепления и прочности лунного грунта также моделировался гранулометрический состав лунного грунта (распределение частиц различного размера). В качестве компонентов для создания грунта-аналога, для имитации тонкозернистой пылеватой фракции были выбраны золы, для имитации полидисперсного компонента с высоким содержанием стекла были взяты доменные шлаки, а для имитации мелкообломочной песчаной фракции с характерными размерами 0.5–1.0 мм был использован дробленый кварцевый песок (Slyuta и др., 2021). Эти компоненты смешивались в разных пропорциях, чтобы добиться соответствия с гранулометрическим составом лунного реголита. Были измерены физико-механические свойства получившегося аналога лунного грунта (ЛГА-1), наиболее важные из которых представлены в таблице.

В грунте-аналоге ЛГА-1 был не только подобран гранулометрический состав, но также учтена морфология (форма) лунных частиц. В уплотненном состоянии он характеризуется высоким сцеплением (когезией), и соответственно, как и лунный грунт хорошо держит стенки вырытой траншеи, а также обладает способностью слипаться при механическом воздействии и разрушении.

Как уже упоминалось выше при подготовке к испытаниям сухой грунт максимально уплотнялся с добавлением различного содержания воды. В итоге были созданы несколько типов грунтов, для которых содержание воды менялось от 0.1 до 1.5% по массовой доле, а плотность — от 1.87 до 1.65 г/см².

Свойство	Лунный грунт*	ЛГА-1 рыхлый	ЛГА-1 плотный
Плотность, г/см ³	1.3–1.9	1.50	1.93
Удельная плотность, г/см ³	2.3-3.2	2.56	2.56
Пористость, %	58-32	41.30	24.72
Прочность грунта на сдвиг, кПа	0.1 - 8.0	0.39	12.00
Сцепление (когезия), кПа	0.1-3.5	0	11.00

Основные физико-механические свойства лунного грунта и грунта-аналога ЛГА-1

* (Слюта и др., 2014).



Рис. 13. Установка ТО-1 ЛМК внутри КВС. Вид сверху. Показан ЛМК в раскрытой конфигурации, предназначенной для копания аналога лунного реголита. Также видна поверхность грунта и емкость для выгрузки забранных образцов грунта.

Работа с аналогом лунного грунта

В ходе работ с ЛМК в КВС было проведено несколько испытаний, для которых подготавливался аналог лунного грунта с разным содержанием воды. Для первого испытания был выбран сухой грунт с содержанием воды не более 0.1% по массовой доле. В последующих испытаниях были использованы грунты с более высоким содержанием воды в диапазоне 0.5-1.5%. Аналог лунного грунта замораживался в КВС до температур ниже, чем -100° в окрестности зоны копания. Во время испытаний давление внутри КВС поддерживалось на уровне ниже 10^{-2} мм рт. ст.

Лействия ЛМК во время испытаний моделировали его работу на поверхности Луны. На первом этапе осуществлялся вывод ЛМК в зону копания и производилась проверка твердости грунта. На следующем этапе выполнялось копание грунта на глубину ~7 см, и производился забор грунта. Для этого использовалась циклограмма работы с твердым грунтом с минимальным шагом по глубине, составляющим 1.125 см. В силу ограниченного объема внутри криоконтейнера испытание включало копание одной траншеи за шесть погружений ковша. После каждого погружения выкопанный грунт выгружался рядом с траншеей. После 4-го и 6-го погружений производился тестовый забор грунта, который высыпался в разные приемные емкости. Таким образом, максимальная глубина, с которой забирался грунт, составила 12 см (глубина траншеи + длина приемной трубки грунтозаборника).

По мере повышения содержания воды льдом заполнялись поры в грунте. В результате существенно возрастала его твердость и соответствен-

но увеличивалось усилие на приводы ЛМК при копании. На видеозаписи испытаний было хорошо видно, как грунт, насыщенный водяным льдом, терял свою рассыпчатость и образовывал агломерации (см. рис. 13).

В процессе испытаний регистрировался ток потребления ЛМК, который, в свою очередь, пересчитывался в усилие на двигателе задействованного привода, а затем – в усилие, с которым ковш ЛМК воздействовал на грунт. Основная нагрузка пришлась на привод запястья. Пересчет показал, что усилие возросло от 80 Н для сухого грунта до 330 Н для грунта с содержанием воды 1.25-1.5%. Усилие также возрастало и при заглублении ковша. Так, наименьшая нагрузка регистрировалась во время первого погружения ковша, а наибольшая (рост до двух раз) на глубине 4-6 см. Это связано с тем, что самый верхний слой грунта был более сухой, чем нижние слои (потери воды при захолаживании криоконтейнера). На рис. 14 показано, как менялась скорость привода запястья во время последовательных погружений ковша в аналог лунного грунта, в который был добавлен 1% воды по массовой доле.

На этом рисунке хорошо видно падение скорости вращения привода на 10–30% при заглублении ковша. Для грунта с содержанием воды до 1% это не оказывало существенного влияния на движение приводов ЛМК, но с увеличением содержания воды до 1.5% падение скорости вращения приводов во время копания превышало 50%, что стало приводить к срабатыванию датчиков защиты по скорости (падение реальной скорости более чем в два раза ниже заданной в течение продолжительного времени фиксируется как не-



Рис. 14. Скорость привода запястья ЛМК во время копания в КВС. Показаны первые 4 погружения ковша в аналог лунного грунта с содержанием воды 1%. Для каждого погружения показано максимальное усилие на приводе.

штатная работа привода). При срабатывании датчика ЛМК отводился на исходную позицию и процесс копания повторялся еще раз. Для имитации нештатной ситуации на поверхности Луны выполнялось до пяти повторений (см. предыдущий раздел). В нескольких случаях это помогало успешно завершить копание. При содержании воды в 1.5% было установлено, что для успешного завершения процесса копания необходимо выйти за пределы штатного режима работы ЛМК. Потребовалось отключить датчики превышения скорости (разрешить скорости привода падать до нуля на продолжительное время) и максимально повысить порог срабатывания датчиков, измеряющих допустимую перегрузку по току.

Таким образом, можно заключить, что номинальные возможности ЛМК ограничивают процесс копания, если в лунном грунте будет более 1.5% воды по массовой доле. Это очень высокая граница возможности работы ЛМК по содержанию воды, так как на месте посадки Луны-25 содержание воды по орбитальным данным оценивается как менее чем 0.2% (Дьячкова и др., 2017). После окончания испытаний производилось открытие вакуумной камеры, измерение глубины вырытой траншеи и определение массы и объема забранного грунта. Масса собранных образцов варьировалось от испытания к испытанию в диапазоне от 2 до 5 грамм (1–3 см³). Объем собранных в ходе испытаний образцов реголита, с большим запасом превышает объем, необходимый для заполнения приемного окна лазерного ионизационного масс-спектрометра ЛАЗМА-ЛР.

выводы

Подводя итоги проделанных наземных испытаний с различными образцами ЛМК можно заключить следующее:

1) Функциональные испытания подтвердили, что разработана легкая и надежная конструкция ЛМК с достаточными функциональными возможностями для задач исследований проекта Луна-25.

2) В ходе функциональных испытаний было показано, что благодаря использованию стерео-камер СТС-Л можно построить трехмерную мо-

дель рабочей зоны ЛМК; точно связать системы координат СТС-Л и ЛМК и по стереофотографиям поверхности Луны прицельно выбирать различные места копания и забора грунта в пределах рабочей зоны ЛМК; создать циклограмму движения ЛМК по выходу в заданную точку на поверхности.

3) Во время функциональных испытаний была откалибрована кинематическая схема ЛМК, позволяющая забирать образцы лунного грунта из рабочей зоны ЛМК с различной глубины (до 25 см) в окрестности посадочного аппарата и доставлять их в приемное окно лазерного ионизационного масс-спектрометра ЛАЗМА-ЛР для последующего элементного и изотопного анализа.

4) В процессе наземных функциональных испытаний была разработана методика работы технологического образца ЛМК с аналогом лунного реголита, замороженного до криогенных температур при низком давлении. Было показано, что мощности приводов ЛМК хватает, чтобы многократно копать и забирать пробы мерзлого лунного грунта (в достаточном объеме), замороженного до -100° с содержанием водяного льда не менее 1.5% по массовой доле.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Ануфрейчик К.В., Титов К.И., Глазкин Д.Н., Дятлов Н.С., Семенов А.В., Тимонин Д.Г., Чулков И.В. БУНИ – блок управления КНА и сбора научной информации // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. (в печати).
- Барсуков В.Л. Лунный грунт из Моря Кризисов. М.: Наука, 1980.
- Slyuta E.N. Physical and mechanical properties of the lunar soil (A review) // Sol. Syst. Res. 2014. V. 48. № 5. P. 330–353.
- Дьячкова М.В., Литвак М.Л., Митрофанов И.Г., Санин А.Б. Выбор мест посадки космического аппарата Луна-25 в окрестности южного полюса луны // Астрон. вестн. 2017. Т. 51. № 3.С. 204–215.
- Зеленый Л.М., Митрофанов И.Г., Третьяков В.И., Литвак М.Л., Калашников Д.В., Малахов А.В., Прохоров В.Г. Научная программа исследований космического проекта "Луна-25" // Астрон. вестн. 2021. (в печати).
- Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В. и др. Космический аппарат "Луна-25" — основа новых исследований Луны // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. Т. 4(34). С. 9–19.
- Козлова Т.О., Литвак М.Л., Зверев Р.С., Носов А.В., Перхов А.С., Третьяков В.И., Яковлев В.А. Лунный манипуляторный комплекс, конструкция и результаты наземной отработки // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. (в печати)
- Литвак М.Л., Санин А.Б. Вода в Солнечной системе // УФН. 2018. Т. 188. № 8. С. 865–880. https://doi.org/10.3367/UFNr.2017.04.038277
- Carrier W.D., Olhoeft G.R., Mendell W. Physical properties of the lunar surface // Lunarsourcebook / Eds Heiken G.,

Vaniman D., French B.M. Cambridge Univ. Press, 1991. P. 475–594.

- *Chumikov A.E., Cheptsov V.S., Managadze N.G.* Accuracy of analysis of the elemental and isotopic composition of regolith by laser time-of-flight mass spectrometry in the future Luna-Glob and Luna-Resurs-1 missions // Sol. Syst. Res. 2020. V. 54. P. 288.
- Colaprete A. et al. Detection of water in the LCROSS ejectaplume // Science. 2010. V. 330(6003). P. 463–468.
- Farley K.A., Williford K.H., Stack K.M., Bhartia R. et al. Mars 2020 Mission overview // Space Sci. Rev. V. 216. article id. 142.
- Grotzinger J.P., Crisp J., Vasavada A.R., Anderson R. et al. Mars sScience laboratory mission and science investigation // Space Sci. Rev. 2012. V. 170. P. 5–56.
- Lin Y., Li X., Zhou Y. The Scientific Achievements by Chang'E-4 and the New Lunar Samples Returned by Chang'E-5 // 52nd Lunar and Planet. Sci. Conf., held virtually, 15–19 March 2021. LPI Contribution No. 2548, id. 2779.
- Mitrofanov I.G., Sanin A.B., Boynton W.V., Chin G. et al. Hydrogen mapping of the Lunar South Pole using the LRO Neutron Detector Experiment LEND // Science. 2010. V. 330. P. 483–486.
- Mitrofanov I., Litvak M., Sanin A., Malakhov A., Golovin D., Boynton W., Droege G., Chin G., Evans L., Harshman K., Fedosov F., Garvin J., Kozyrev A., McClanahan T., Milikh G., Mokrousov M., Starr R., Sagdeev R., Shevchenko V., Shvetsov V., Tret'yakov V., Trombka J., Varenikov A., Vostrukhin A. Testing polar spots of water-rich permafrost on the Moon: LEND observations onboard LRO // J. Geophys. Res. 2012. V. 117. CiteID E00H27.
- Moeller R.C., Jandura L., Rosette K., Robinson M. et al. The Sampling and Caching Subsystem (SCS) for the scientific exploration of Jezero Crater by the Mars 2020 Perseverance Rover // Space Sci. Rev. 2021. V. 217. article id. 5.
- Pieters C.M., Goswami J.N., Clark R.N. et al. Character and spatial distribution of OH/H2O on the surface of the Moon seen by M3 on Chandrayaan-1 // Science. 2009. P. 568–572. https://doi.org/10.1126/science.1178658

https://doi.org/10.1126/science.1178658

- 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., Grishakina E.A., Makovchuk V.Yu., Agapkin I.A. Lunar soil-analogue for large-scale experiments // Acta Astronautica. 2021. (in press).
- Trebi-Ollennu A., Kim W., Ali K., Khan O., Sorice C., Bailey P., Umland J., Bonitz R., Ciarleglio C., Knight J., Haddad N., Klein K., Nowak S., Klein D., Onufer N., Glazebrook K., Kobeissi B., Baez E., Sarkissian F., Badalian M., Abarca H., Deen R.G., Yen J., Myint S., Maki J., Pourangi A., Grinblat J., Bone B., Warner N., Singer J., Ervin J., Lin J. In-Sight Mars Lander Robotics Instrument Deployment System // Space Sci. Rev. 2018. V. 214. P. 93.
- *Vasavada A.R. et al.* Near-surface temperatures on Mercury and the Moon and the stability of polar ice deposits // Icarus. 1999. V. 141. P. 179–193.
- Watson K., Brown H., Murray B. On possible presence of ice on Moon // J. Geophys. Res. 1961. V. 66. P. 1598–1600.

632

АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК том 55 № 6 2021