

## Концепция защитных трансформируемых конструкций для луноходов

© Е.Ю. Котляров<sup>1</sup>, Е.В. Малая<sup>2</sup>, В.К. Сысоев<sup>1</sup>,  
Д.С. Хмель<sup>1</sup>, А.Д. Юдин<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина,  
Московская область, Химки, 141402, Российская Федерация

<sup>2</sup>Московский архитектурный институт (МАРХИ),  
Москва, 107031, Российская Федерация

*Представлены предложения по созданию защитных трансформируемых конструкций для защиты луноходов от неблагоприятных внешних условий лунной ночи. Рассмотрены варианты защиты луноходов разных типов, показаны возможные проектные решения таких конструкций. Оценены параметры применения портативных защитных трансформируемых конструкций с целью сохранения и обеспечения жизнедеятельности лунной мобильной техники. Предложены меры для обеспечения стойкости служебных и целевых систем лунохода из материалов, используемых для экранно-вакуумной теплоизоляции космических аппаратов, с приемлемыми массогабаритными характеристиками. Рассмотрены концепции продления времени активного существования строительных луноходов с использованием посадочных лунных аппаратов, модульных надувных отверждаемых конструкций и долговременных защитных лунных сооружений. Проведен анализ создания таких защитных сооружений и методов их строительства.*

**Ключевые слова:** Луна, луноход, лунная база, экранно-вакуумная теплоизоляция, трансформируемые защитные конструкции, лунные сооружения

**Введение.** Одними из главных сложностей при проектировании станции, посадочных аппаратов и луноходов являются внешние условия на Луне — значительный перепад температур и большая продолжительность ночи. Смена дня и ночи на Луне происходит иначе, чем на Земле — день длится почти 15 сут и столько же продолжается ночь. Температура на Луне выходит за пределы диапазона  $-170...+120$  °С. Рекордное значение зафиксировала автоматическая станция «Чанъэ-4» с луноходом «Юйту-2» — в течение лунной ночи температура на поверхности Луны опустилась до  $-190$  °С, а в некоторых затененных областях она может быть еще ниже.

Лунная пыль — еще одно ограничение планируемой работы на Луне. Частицы размером менее 1 мм составляют более 95 % массы реголита. В ходе лунных экспедиций обнаружено, что пыль быстро покрывает все поверхности, из-за чего могут возникнуть заклинивание движущихся узлов и проблемы с системами терморегулирования [1].

Цель данной работы — исследование возможности термоизоляции луноходов с помощью защитных трансформируемых конструкций для

продления времени активного существования лунных мобильных аппаратов и защиты от крайне низких температур в течение лунной ночи.

**Существующие методы уменьшения влияния внешних условий Луны.** Для уменьшения влияния пыли на инженерные системы посадочных аппаратов используют разные способы модификации поверхности. Кроме того, с помощью специальных систем вблизи защищаемых поверхностей создают электростатические поля, способные отклонять подлетающие к ним заряженные пылевые частицы либо сбрасывать уже осевшие на поверхность частицы. Такие системы постоянно потребляют энергию [2].

Поддержание температуры бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) и систем энергоснабжения (СЭС) осуществляется с помощью систем терморегулирования (СОТР), основанных на защите поверхности оборудования экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ), применения радиаторов для сброса тепла в виде инфракрасного излучения, а также устройств подвода тепла. В течение лунного дня СОТР лунохода не дает перегреться и переохладиться БРЭО и СЭС, включая аккумуляторные батареи, работоспособность которых обеспечивается в интервале  $\pm 20 \dots \pm 50$  °С для самых лучших образцов. В течение ночи отсутствие нагрева приводит к падению температуры ниже  $-170$  °С, и для поддержания рабочей температуры систем на протяжении 15 сут лунной ночи в посадочном модуле или луноходе может использоваться входящий в СОТР радиоизотопный источник тепла, либо радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ), либо радиоизотопный теплогенератор (РИТ). Тепловая мощность РИТЭГ, установленного на посадочной станции «Луна-25», составляла 125...145 Вт [3–9], а тепловая мощность РИТ — 8,5 Вт.

Однако указанной тепловой мощности не хватит для поддержания температуры функционирования БРЭО и СЭС исследовательских луноходов и тем более тяжелых луноходов-строителей, поскольку ЭВТИ не может изолировать солнечные батареи, антенны, радиаторы и поверхности ходовой части (колеса), а через них происходит охлаждение систем луноходов при отсутствии нагрева солнечным излучением. Поскольку РИТЭГ обладает рядом недостатков — низкий КПД (не более ~6 %), высокая стоимость, значительные массогабаритные характеристики, — увеличение его тепловой мощности может оказаться неэффективным и недостаточным для нагрева оборудования луноходов.

**Перспективы исследований Луны будущими миссиями.** Совершенствование космической техники привело к тому, что стали рассматривать возможность освоения ресурсов космических тел [10]. Наиболее близким небесным телом к Земле является Луна, поэтому на ее освоение нацелены крупные мировые державы (Россия, Китай,

Индия, Япония). Поиск лунных полезных ископаемых, главным образом редкоземельных металлов, и подтверждение находки водяного льда — главная цель ближайших миссий лунных посадочных станций и луноходов [11].

Возможность создания базы на Луне достаточно давно рассматривалась многими государствами, включая Россию [12]. В 2022 г. Роскосмос и Китайская национальная космическая администрация представили проект Международной научной лунной станции [13], в рамках которого предусматривается на первом этапе осуществить проектирование станции, разработку методов лунного строительства, отработку межпланетными автоматическими аппаратами технологии мягкой посадки, а также исследование поверхности Луны для определения наиболее удобного места размещения базы (рис. 1).



**Рис. 1.** Проект Международной научной лунной станции [13]

На втором этапе планируется создать единый центр управления станцией и разместить на Луне первые инфраструктурные объекты — модули энергоснабжения и связи. Кроме того, на поверхность Луны следует доставить исследовательские аппараты различного назначения и луноходы [3, 14, 15]. На третьем этапе предполагается строительство лунной базы и выполнение научной программы [16].

Наиболее важной частью данного проекта является применение подвижных роботов, т. е. луноходов, которые обеспечат как комплексные исследования Луны на многих ее участках, включая южный полюс,

так и функционирование самой базы. Для доставки подвижных роботизированных лунных комплексов предусматривается использовать несколько модификаций унифицированной орбитально-посадочной платформы:

– исследовательские луноходы массой до 500 кг на базе унифицированной технологической платформы с модулем целевого оборудования;

– тяжелые луноходы-строители массой 1,0...1,5 т на базе тяжелой унифицированной многоцелевой платформы.

**Предложения по созданию защитных трансформируемых конструкций для исследовательского лунохода.** В области создания трансформируемых космических конструкций к настоящему времени достигнуты значительные успехи, связанные со следующими двумя проектными параметрами:

1) увеличением коэффициента разворачивания (отношение диаметров в рабочем и транспортном положениях);

2) уменьшение отношения массы конструкции в рабочем состоянии к его площади.

Главное требование, предъявляемое к данным защитным конструкциям — существенное увеличение геометрических размеров и обеспечение требуемой жесткости при весьма ограниченной массе материала несущего силового каркаса [16]. Поэтому для создания пыле- и теплозащитной конструкции луноходов были рассмотрены несколько вариантов — от разворачиваемого надувного шатра до капитальных строений для будущей Российско-Китайской научной лунной базы.

Первый вариант защитной конструкции для исследовательских луноходов — накидка (рис. 2, а). Свернутая многослойная ЭВТИ с каркасом, установленная на верхней части лунохода, при раскрытии пневмокаркаса покрывает луноход для снижения потерь тепла во время стоянки ночью. Удельная масса накидки 0,15...0,2 кг/м<sup>2</sup>.

Второй вариант — палатка (рис. 2, б). Многослойная ЭВТИ с каркасом отделяется от лунохода и образует палатку, в которую заезжает луноход через закрываемый проем и размещается на теплоизолирующем покрытии пола. Удельная масса палатки 0,3...0,4 кг/м<sup>2</sup>.

Пневмокаркас защитной конструкции разворачивается из компактного положения в рулоне после разчековки бандажей при наполнении газом. К защитной конструкции не предъявляют требования прочности, поэтому для поддержания формы пневмокаркас наполняют газом до давления 100 Па из баллона объемом 5 л с начальным давлением 1 бар. При наступлении дня давление газа в пневмокаркасе снижают до 5 Па за счет закачивания газа обратно. Остатки газа выпускают из пневмокаркаса, открывая клапаны. Невысокие значения объема и давления пневмокаркаса позволяют использовать для хранения запаса газа относительно небольшой баллон низкого давления.

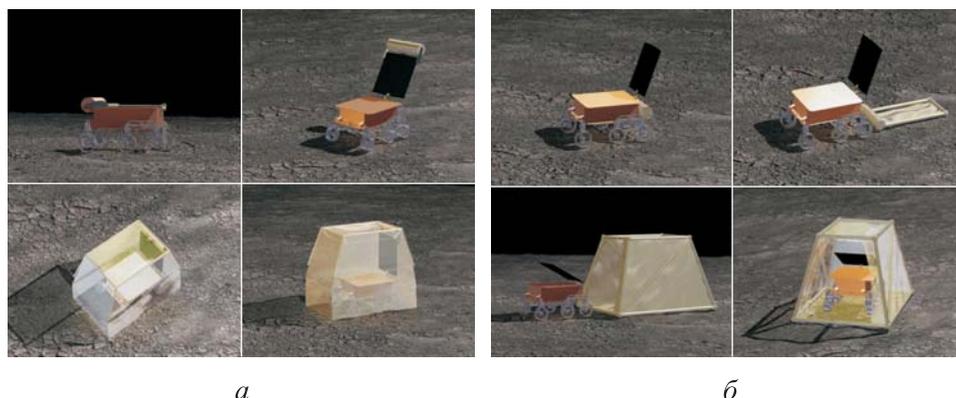


Рис. 2. Варианты защитных конструкций для исследовательских луноходов:  
*a* — накидка; *б* — палатка

При работе лунохода днем для оптимального размещения пневмокаркаса после освобождения от газа он сворачивается в рулон. Основное преимущество надувных пневмокаркасов заключается в компактной укладке мягких оболочек. Современные гибкие материалы можно многократно сгибать при укладке каркаса без повреждения структуры материала, при этом обеспечивается гарантированное раскрытие конструкции для многоразового использования на Луне [17, 18]. После наполнения газом пневмокаркас разворачивается и поддерживает необходимые прочность и форму конструкции благодаря давлению газа. Высокая герметичность пневмокаркаса обеспечивает длительное сохранение формы при наполнении его не диффундирующим через его стенки высокомолекулярным газом, например азотом.

Стойкость мягких тканепленочных и пленочных материалов на основе тефлона и других высокостойких полимеров при воздействии нагрева, охлаждения, жесткой радиации обеспечивает длительную эксплуатацию защитного сооружения. Для повышения срока службы при воздействии ультрафиолета и ионов кислорода пневмокаркас покрывают тонким слоем радиационно-стойкой стеклоткани оптического назначения с поверхностной плотностью около  $0,1 \text{ кг/м}^2$  (ТУ 5952-001-17547599–94).

При длительной эксплуатации пневмокаркаса в космосе, согласно ГОСТ 25645.128–85 «Вещество метеорное», имеется вероятность попадания в него микрометеоритов. Герметичность пневмокаркаса после пробития микрометеоритами обеспечивается использованием самовосстанавливающегося материала для самоликвидации отверстий размером  $0,1 \dots 1,0 \text{ мм}$  при попадании мелких частиц и пыли. Самозалечивающиеся слоистые системы содержат полимерные наполнители в вязкотекучем состоянии, которые благодаря наличию специфических обратимых химических связей способны восстанавливать связи на границах материалов при их сведении [19, 20].

Для создания пневмокаркаса на основе разработанных образцов материалов, обладающих возможностью многократного самовосстановления в одном и том же месте, необходимо разработать конструкцию, которая обеспечит сохранение герметичности, с учетом того, что вероятность попадания в палатку крупных микрометеоритов пренебрежимо мала. Кроме того, для сохранения герметичности должно быть предусмотрено дублирование пневмобалок, а также секционирование объема пневмокаркаса путем перекрытия электроклапанов, соединяющих пневмобалки (после наполнения).

В дальнейшем при проработке облика защитной конструкции в качестве альтернативы надувному пневмокаркасу могут быть рассмотрены различные упругие конструкции каркаса, позволяющие при необходимости свернуть его в компактный рулон, а также материалы с эффектом памяти [3, 21]. Воздействие микрометеоритов на такие защитные конструкции не приведет к потере их формы.

**Оценка параметров теплозащитной конструкции для лунохода.** Использование накидок, палаток и шатров для ночного хранения луноходов представляет практический интерес прежде всего потому, что находящийся внутри шатра тепловыделяющий объект (например, луноход с установленными РИТ) формирует некоторый заданный температурный фон, обеспечивающий сохранность данного объекта. Теплые участки конструкции лунохода не «греют улицу», а экономично нагревают внутреннюю поверхность оболочки палатки и, следовательно, равномерно обогревают весь луноход. Благодаря такому техническому решению отдельные части лунохода, которые могли бы недопустимо переохладиться лунной ночью (даже при наличии установленных на луноходе РИТ), обретают общий равномерный комфортный температурный фон, который формируется в результате многократного переотражения теплового излучения во внутреннем пространстве палатки. Учитывая тот факт, что некая единица лунной мобильной техники может иметь не просто свой «персональный гараж», а именно «портативный гараж», можно говорить о расширении диапазона применимости данной техники благодаря предлагаемому способу ночного хранения.

Исследуем взаимозависимость трех параметров, определяющих тепловые характеристики ночной накидки/палатки:

- температуры фона, создаваемого внутри защищаемого пространства (палатки);
- величины тепловой мощности РИТ, т. е. неотключаемых источников тепловой энергии, имеющихся в составе лунохода (обязательно!);
- термического сопротивления ЭВТИ, из которой изготовлена обечайка палатки.

Учтем, что в худшем случае облицовочные слои пакета ЭВТИ будут иметь достаточно высокую излучательную способность,

например, из-за прилипшей пыли. Промежуточные экраны «в директивной постановке» должны иметь малые значения излучательной способности  $\epsilon$ , иначе требуемое количество экранов ЭВТИ может недопустимо возрасти.

Поскольку ожидаемые (внутренние) температурные градиенты в ЭВТИ влияют на ее термосопротивление, будем оперировать числом экранов ( $s$  с заданным  $\epsilon$ ).

Расчетное распределение температуры на экранах для уходящего через ЭВТИ потока, приблизительно равного  $5,8 \text{ Вт/м}^2$  ( $R_{\text{ЭВТИ}} = 21 \text{ К}\cdot\text{м}^2/\text{Вт}$ ), показано на рис. 3.

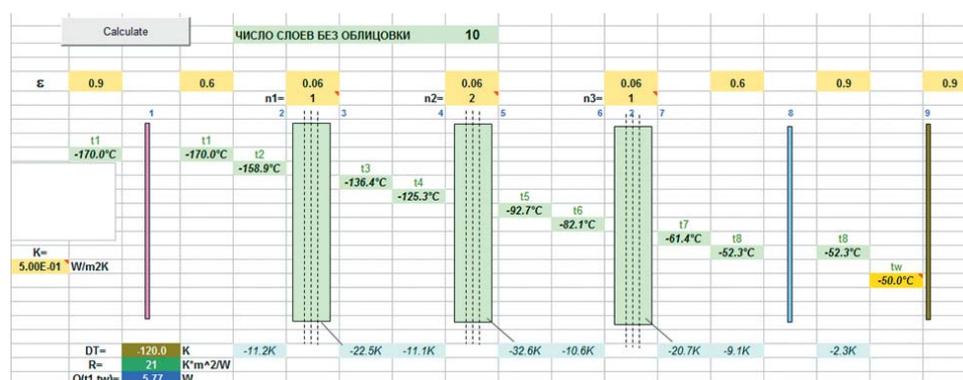
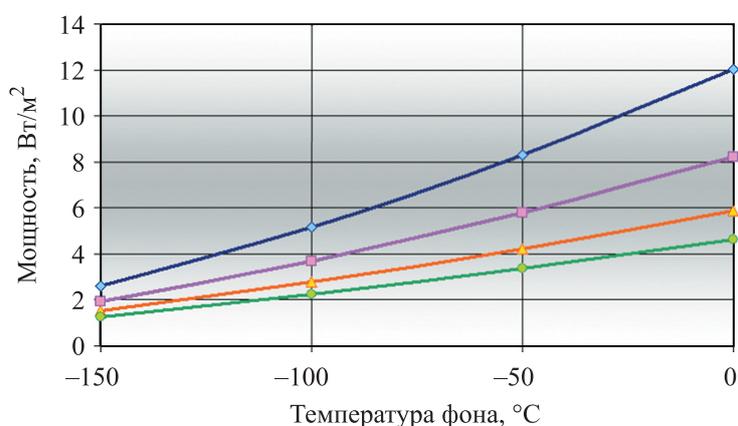


Рис. 3. Распределение температуры в слоях теплоизоляционной обечайки палатки

Фактически на рис. 3 представлена расчетная схема стационарной одномерной тепловой математической модели (теплоизоляции палатки/шатра), с помощью которой в результате расчета элементарного теплоэнергетического баланса каждого экрана определяются значения температуры внутренних и наружных экранов и передаваемого через пакет ЭВТИ теплового потока. Кроме того, рис. 3 играет роль мнемосхемы, которая позволяет вводить и отображать исходные данные, характеризующие пакет теплоизоляции, а также обеспечивать визуализацию полученных результатов расчета. Вариант, представленный на рис. 3, демонстрирует, что в рассмотренном пакете ЭВТИ есть два наружных (облицовочных) и десять внутренних экранов. Излучательная способность  $\epsilon$  внутренних экранов составляет 0,06, а наружных — 0,9. В результате при фиксированной температуре внутреннего фона  $-50 \text{ }^\circ\text{C}$  наружная облицовка ЭВТИ охлаждается до температуры  $-170 \text{ }^\circ\text{C}$ , а расчетный проникающий поток составляет  $5,77 \text{ Вт/м}^2$ .

Множественно используя представленную модель, для определенных значений количества экранов  $R_{\text{ЭВТИ}}$  (5, 10, 15 и 20 внутренних

экранов) и температуры фона внутри палатки (0, -50, -100 и -150 °С) построим номограмму (рис. 4). С помощью коэффициента условного теплового контакта между экранами  $K = 0,5 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$  учтем изломы и смятия ЭВТИ консервативно. Исходя из представленной на рис. 4 номограммы, можно заключить, что ЭВТИ палатки, имеющая 10 внутренних экранов и суммарную площадь поверхности  $45 \text{ м}^2$  (например  $5 \times 3 \times 3 \times 3 \text{ м}$ ), для создания внутреннего температурного фона -50 °С должна обогреваться изнутри палатки источником тепла с суммарной мощностью не менее 260 Вт.



**Рис. 4.** Зависимость теплопотерь через ЭВТИ палатки от уровня внутренней температуры фона при числе экранов: 5 (—♦—), 10 (—■—), 15 (—▲—), 20 (—◆—)

Для того чтобы оценить теплопотери через «пол» в месте касания палатки и реголита на поверхности Луны, можно оперировать удельной (линейной) проводимостью, имеющей размерность  $[\text{К} \cdot \text{м}/\text{Вт}]$ . На рис. 5 показан вариант расчетного распределения температур в структуре реголита в месте стыка теплой и холодной зон. Место касания палатки с внешней поверхностью грунта обозначено буквой *A*. Расчетное значение линейного («погонного») термического сопротивления  $R_p$  реголита в месте его касания со стенкой палатки составило  $95 \text{ К} \cdot \text{м}/\text{Вт}$  (определено по уходящему тепловому потоку) для теплопроводности грунта, принятой  $\sim 10 \text{ мВт}/(\text{м} \cdot \text{К})$ .

Если пространство, укрываемое накидкой/палаткой от окружающей среды, рассмотреть в виде параллелепипеда площадью  $S = 2A h + 2B h + A B$ , у которого нижней стороной  $A B$  является поверхность реголита (на которой стоит луноход), а остальные стороны представляют собой экраны, выполненные из ЭВТИ, то можно оценить общую тепловую характеристику палатки (для обечайки совместно с реголитом).

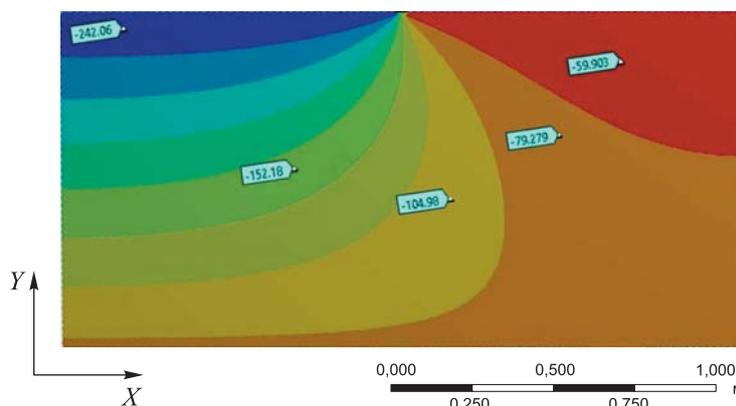


Рис. 5. Пример распределения температуры реголита в месте контакта с материалом палатки

Пусть  $A = B = h = 3$  м, тогда для площади обечайки  $S = 45 \text{ м}^2$  (в уже рассмотренном выше примере) дополнительно к 260 Вт потребуются еще около 25 Вт (до 10 %) тепловой энергии в обеспечение компенсации теплотерь по периметру в местах касания материала палатки и реголита:

$$\frac{(T_{\phi 1} - T_{\phi 2}) \cdot 2 \cdot (A + B)}{R_p} = \frac{200 \cdot 2 \cdot (3 + 3)}{95} \approx 25,3 \text{ Вт.}$$

Рассмотренный пример подтверждает, что применение палаток/накидок для ночного хранения лунной мобильной техники способно обеспечить необходимую температуру, а ожидаемые требования к характеристикам ЭВТИ для подобных изделий дадут возможность изготавливать портативные накидки и палатки с приемлемыми массогабаритными характеристиками.

Отметим, что теплопроводность реголита может изменяться в широких пределах, а любое повторное разворачивание экранов ЭВТИ (накидок) будет отличаться от предыдущих по количеству смятий и изломов, поэтому значения эффективного (суммарного) термического сопротивления палатки будут варьироваться. Однако выбор места и условия ночной парковки не должны служить ограничением для практического применения готовых палаток, накидок или шатров. Следовательно, при инженерных оценках применимости конкретной палатки придется ориентироваться на некоторые наихудшие условия, которые не позволят опускаться температуре внутреннего фона палатки ниже заданного минимально допустимого значения (например,  $-50 \text{ }^\circ\text{C}$  или  $-100 \text{ }^\circ\text{C}$ ). Неизменным определяющим параметром здесь будет выступать мощность РИТ, устанавливаемых на мобильной технике.

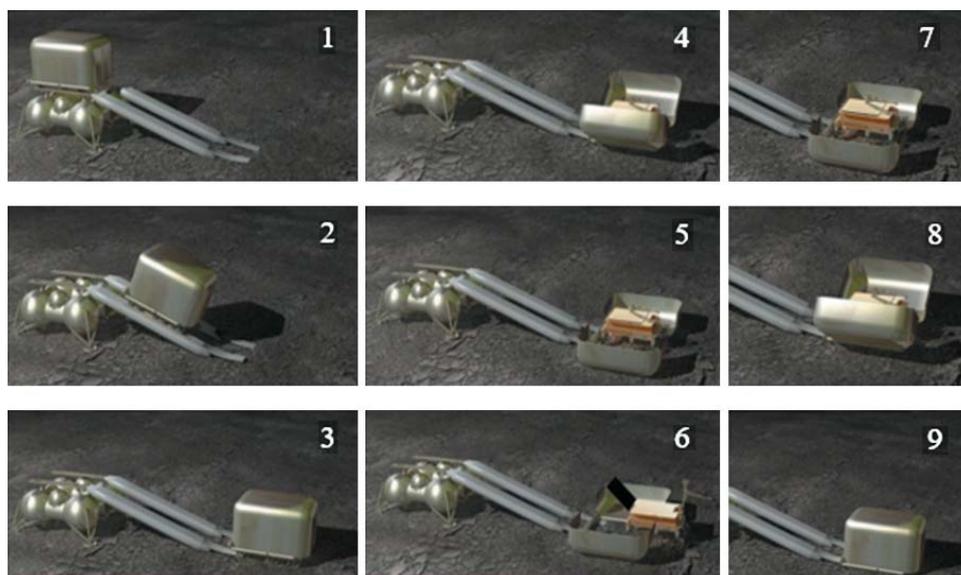
На практике минимальная температура фона внутри палатки будет достигаться к концу лунной ночи. В остальное время температура фона для лунохода будет выше, поскольку палатка, если ее рассматривать как основу ночной СОТР, является нерегулируемой. Иными словами, значения минимальной температуры у разных луноходов под одной и той же накидкой или у одного и того же лунохода в разных местах хранения будут различаться. Кроме того, в этих случаях температура фона в процессе хранения будет изменяться во времени. Следует обратить внимание и на то, что после наступления лунного дня, при достижении в палатке некоторой максимальной температуры, необходимо обеспечить возможность своевременного демонтажа или складывания палатки/накидки во избежание ненужного или недопустимого нагрева оборудования лунохода.

Надо особо отметить, что вопросы, связанные с дневным хранением мобильной лунной техники (например, в лунный полдень) с применением палаток и накидок, представляют не меньший интерес, чем ночное хранение, поскольку защита от воздействия прямого солнечного излучения может внезапно стать более востребованной, чем постоянное экспонирование солнечных батарей лунохода на солнце. Однако для использования в подобных сложных случаях отдельные фрагменты палатки должны «уметь» открываться, закрываться или изменять свое пространственное положение заданным образом, что обеспечивается применением нетривиальной кинематики и автоматики (т. е. соответствующими устройствами надо будет оснащать транспортные средства либо палатки).

**Предложения по трансформируемой защитной конструкции на основе посадочного модуля.** При планировании спуска лунохода с посадочного аппарата на этапе разработки посадочного модуля должна быть предусмотрена возможность защиты лунохода в условиях лунной ночи. В качестве одного из вариантов такой защиты может быть рассмотрен контейнер, с применением которого осуществляется доставка лунохода к Луне.

Посадочный модуль содержит контейнер с луноходом (рис. 6). После посадки контейнер будет съезжать на грунт Луны (см. рис. 6, 1–3) и после его раскрытия луноход будет выезжать для выполнения своих функций (см. рис. 6, 4–6). При наступлении ночи луноход будет заезжать в контейнер, закрывающийся на ночь (см. рис. 6, 7–9). Контейнер будет содержать все необходимое оборудование для навигации, связи и электропитания.

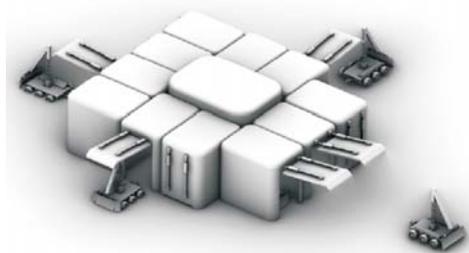
Облик трапа посадочной станции для «контейнирования» лунохода должен иметь такой угол наклона, чтобы мощности электромоторов колес было достаточно для въезда в контейнер.



**Рис. 6.** Посадочный контейнер для лунохода:

1–3 — спуск на поверхность; 4–6 — выход лунохода из контейнера; 7–9 — возвращение лунохода в контейнер

**Предложения по трансформируемой защитной конструкции для тяжелого лунохода.** На этапе строительства лунной базы требуется обеспечить надежную защиту от внешних факторов Луны для тяжелых луноходов-строителей. Чтобы пережить лунную ночь, необходимы стационарные защищенные ангары, например представленные на рис. 7 модули надувной отверждаемой конструкции (НОК) [16–18].



**Рис. 7.** Надувные модули для защиты луноходов

Каркас трансформируемого модуля представляет собой разворачиваемую при наполнении газом пневматическую конструкцию из отверждаемых гермооболочек, которые после отверждения сохраняют форму при выпуске газа и при воздействии микрометеоритов любого размера. К пневмокаркасу НОК крепятся негерметичные стены трансформируемых модулей из мягких многослойных тканепленочных радиационно-стойких материалов. Снаружи НОК модуля покрыта

термоизолирующим слоем ЭВТИ с защитным радиационно-стойким слоем с суммарной удельной плотностью 0,2...0,3 кг/м<sup>2</sup>. Каждый модуль снабжен люком, который закрывается после приезда в него тяжелого лунохода, обеспечивая его термоизоляцию и защиту. После возведения НОК луноходы должны разместить вокруг нее слой реголита для защиты от попадания микрометеоритов и снижения воздействия радиации. В транспортном положении НОК отсеков хранения луноходов компактно уложена вокруг жесткого центрального отсека в компактные, закрепленные рулоны оболочек из тканей и пленок, для обеспечения ее целостности при выведении под действием вибрационных и динамических нагрузок. В результате наполнения газом пневмокаркас разворачивается и натягивает пленочные стенки из металлизированной пленки ЭВТИ, образуя защитную конструкцию.

Для того чтобы каркас стал твердым, предлагается использовать оригинальную технологию отверждения армирующих тканей надувных оболочек пневмокаркаса инфузией в них жидкого эпоксидного связующего, которое впоследствии застывает. Пропитка армирующих тканей происходит под действием перепада давления, создаваемого вакуумированием армирующих тканей через канал в виде несжимаемых трубок, покрытых мембраной, пропускающей только газ для дренирования тканей. В работе [22] показаны результаты эксперимента по отработке инфузии в надувной оболочке и подтверждена возможность разворачивания прочной НОК пневмокаркаса, на которой может быть предусмотрено размещение слоя реголита сверху и вокруг модулей для защиты луноходов от радиации и метеоритных частиц. Такие сооружения для защиты лунной инфраструктуры могут в несколько раз увеличить длительность эксплуатации луноходов.

**Предложения по созданию долговременных защитных лунных сооружений.** Многие космические агентства США, Европейского Союза, Японии, Китая, Индии планируют создание исследовательских долговременных станций в кратерах Луны и строительство технических сооружений с использованием лунного грунта — реголита [23–27]. Полученные данные лунных миссий свидетельствуют о том, что температура реголита на глубине 1 м постоянна и составляет приблизительно –35 °С. Создание таких укрытий (рис. 8) для луноходов существенно минимизирует энергопотребление на обогрев луноходов и гарантирует устойчивую защиту от всех внешних факторов Луны.

Для строительства долговременных лунных сооружений наиболее перспективным представляется использование аддитивных технологий для спекания лунного грунта с помощью концентрированного солнечного излучения после отработки данной технической идеи на поверхности Луны. Разработка такой технологии позволит минимизировать энергетические затраты при лунном строительстве [28].

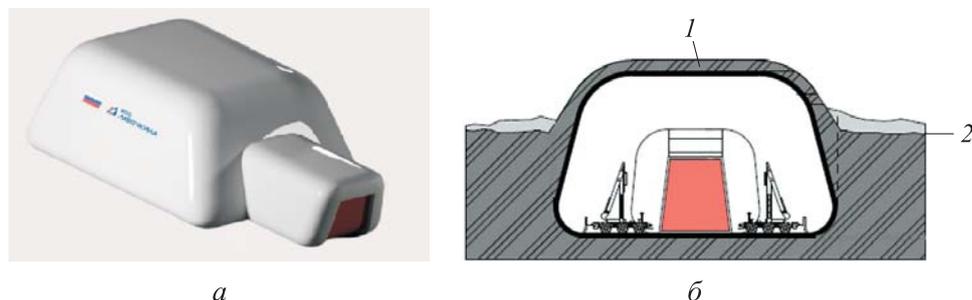


Рис. 8. Внешний облик (а) и схема (б) подземного лунного укрытия для луноходов:  
1 — дополнительная защита из реголита; 2 — условная отметка поверхности Луны

**Заключение.** Очевидной проблемой реализации всех посадочных лунных миссий являются экстремальные внешние условия на Луне, особенно в период ночи, из-за чего срок жизни луноходов может значительно сократиться. Предварительные инженерные оценки позволили подтвердить, что предложенные варианты защитных сооружений из ЭВТИ, выполняющие роль подсистемы пассивного автономного терморегулирования всей конструкции лунохода, включая солнечные батареи и антенны, в совокупности с использованием маломощного РИТЭГ или тепловых блоков, помогут обеспечить работоспособную температуру систем лунохода в процессе ночного хранения. При такой теплоизоляции кроме РИТЭГ (и РИТ) для подогрева может использоваться дистанционная передача энергии [29]. Проведенный анализ опубликованных работ позволяет судить о новизне проектных решений предложенных защитных конструкций, хотя идея быстровозводимых сооружений для защиты объекта от внешних воздействий достаточно очевидна. Дальнейшие исследования будут посвящены детализации трансформируемых конструкций, разработке различных методик оценки проектных параметров и созданию математической модели теплового режима указанных конструкций. Кроме того, при детализации планов строительства лунной базы предлагается возведение специальных защищенных ангаров для тяжелых луноходов-строителей с использованием посадочных лунных аппаратов, модульных надувных отверждаемых конструкций и долговременных защитных лунных сооружений в зависимости от стадии развития лунной базы.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Зеленый Л.М., Захаров А.В., Кузнецов И.А., Шеховцова А.В. Лунная пыль как фактор риска при исследовании луны. *Вестник РАН*, 2021, т. 91, № 11, с. 1063–1073.
- [2] Farr B., Wang X., Goree J., Hahn I., Israelsson U., Horányi M. Dust mitigation technology for lunar exploration utilizing an electron beam. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 177, pp. 405–409. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.08.003>

- [3] Хамяц И.И., Филиппов И.М., Бурьлов Л.С., Медведев Н.Г., Чернецова А.А., Зарубин В.С. [и др.] Трансформируемые крупногабаритные конструкции для перспективных пилотируемых комплексов. *Космическая техника и технологии*, 2016, № 2 (13), с. 23–33.
- [4] Jianyin Miao, Qi Zhong, Qiwei Zhao, Xin Zhao. *Spacecraft Thermal Control Technologies*. Springer Nature Singapore Pte Ltd., 2021, p. 360. <https://doi.org/10.1007/978-981-15-4984-7>
- [5] Завалишин Ю.К., Пустовалов А.А., Дербунович Б.В., Акимов И.М., Дьяченко В.И. Технологические возможности производства источников тепла на основе плутония-238. *Международ. науч. журнал «Альтернативная Энергетика и Экология»*, 2004, № 11 (19), с. 27–31.
- [6] Золотарев В.Ю., Котляров Е.Ю., Финченко В.С., Тулин Д.В. Гибридная система терморегулирования посадочного лунного модуля на базе жидкостного контура с механическим насосом. *Вестник Томского гос. ун-та. Математика и механика*, 2014, № 5 (31), с. 83–93.
- [7] *Термоэлектрический радионуклидный генератор «Ангел»* (РИТЭГ-238-0,1/15). URL: [https://vniief.ru/unvisible\\_aria/products/energy/razl/1014b9004a2f5c8cada4ef6afc5c9f87](https://vniief.ru/unvisible_aria/products/energy/razl/1014b9004a2f5c8cada4ef6afc5c9f87) (дата обращения: 30.07.2024).
- [8] Пустовалов А.А., Панкин М.И., Прилепо Ю.П., Рыбкин Н.Н., Синявский В.В. Космические радиоизотопные термоэлектрические генераторы на америдии-241. *Космическая техника и технологии*, 2016, № 1 (12), с. 57–63.
- [9] *Радионуклидные термоэлектрические генераторы (РИТЭГ)*. URL: <https://niitfa.ru/client/radionuklidnaya-energetika/radionuklidnye-termoelektricheskie-generatory-riteg/> (дата обращения: 30.07.2024).
- [10] Легостаев В.П., Лопота В.А., науч. ред. *Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы*. Москва, РКК «Энергия», 2011, 584 с.
- [11] Шевченко В.В. *Лунная база*. Москва, Знание, 1991, 64 с.
- [12] Зайончковский Б., Лавренов Л., Тарасевич Б. Некоторые вопросы объемно-пространственного решения сооружений на Луне. *Моспроект-2. Опыт проектирования*. Москва, Искусство, 1967, с. 43–51.
- [13] International Lunar Research Station Guide for Partnership ILRS. June 2021. *Роскосмос*. <https://www.roscosmos.ru/media/files/mnls.pdf> (дата обращения: 25.07.2024).
- [14] Зимин В.Н., Крылов А.В., Филиппов В.С., Шахвердов А.О. Привод из материала с эффектом памяти формы для трансформируемых космических конструкций. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2022, т. 23, № 1, с. 73–80. DOI: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-73-80
- [15] «Луна семь». *Лин Индастриал*. URL: <https://spacelin.ru/luna-sem/ prezentatsiya/> (дата обращения: 25.07.2024).
- [16] Малая Е.В., Галеев С.А., Нечаев А.Л., Леонов В.А. Многофункциональные поселения на Луне в экспериментальных проектах МАРХИ. *Техническая эстетика и дизайн-исследования*, 2020, № 4, т. 2, с. 23–32.
- [17] Пичхадзе К.М., Резниченко В.И., Сысоев В.К., Хмель Д.С. Создание надувных отверждаемых конструкций из полимерных композиционных материалов для космических аппаратов. В сб.: *XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, с. 441–442.
- [18] Хмель Д.С., Резниченко В.И., Кононенко П.И., Сысоев В.К., Пичхадзе К.М. Надувные конструкции с инфузией отверждаемого связующего в космосе. В сб.: *XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых —*

- пионеров освоения космического пространства. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, с. 64–68.
- [19] Блошенко А.В., Дубинин В.И., Залетова И.А., Кошлаков В.В., Попова Е.В., Ризаханов Р.Н. [и др.] Самозалечивающиеся материалы для решения функциональных задач в космической технике. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2023, № 1 (59), с. 30–44.
- [20] Ситников Н.Н., Хабибуллина И.А., Машенко В.И., Шеляков А.В., Мостовая К.С., Высотина Е.А. Слоистые самозалечивающиеся композиты с внутренним функциональным слоем на основе боросилоксана. *Перспективные материалы*, 2020, № 4, с. 11–23. DOI: 10.30791/1028-978X-2020-4-11-23
- [21] Папченко Б.П., Хегай Д.К., Сысоев В.К., Юдин А.Д., Прядко А.И., Пульнев С.А. Трансформируемая мачта солнечного паруса на основе приводов из материалов с эффектом памяти формы. *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*, 2021, т. 64, № 1, с. 71–76.
- [22] Демин Д.С., Кононенко П.И., Лебеденко В.И., Прилуцкий А.А., Резниченко В.И., Сидорчук Е.А., Сысоев В.К., Хмель Д.С. Концепция бортового радиолокатора на основе АФАР с использованием рефлектора с отверждаемым пневмокаркасом. *Труды МАИ*, 2021, № 119, с. 1–31. DOI: 10.34759/trd-2021-119-12
- [23] Багров А.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Сысоев А.К., Юдин А.Д. Анализ методов строительства конструкций лунных станций. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2014, № 4 (25), с. 75–80.
- [24] Королев В.А. Моделирование гранулированного состава лунных грунтов. *Инженерная геология*, 2016, № 5, с. 40–50.
- [25] Базилевский А.Т. Лунная база, полярная вода и опасность лунотрясений. *Природа*, 2017, № 11, с. 67–72.
- [26] Игнатова А.М., Игнатов М.Н. Использование ресурсов реголита для освоения лунной поверхности. *Геолого-минералогические науки*, 2013, № 11, с. 101–110.
- [27] Цзоу Юньтянь. Архитектура и космос. Обитаемая база на Луне. *Экономика строительства*, 2023, № 9, с. 164–166.
- [28] Багров А.В., Сысоев А.К., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Моделирование спекания имитаторов лунного грунта солнечным излучением. *Письма о материалах*, 2017, № 7 (2), с. 130–132.
- [29] Дмитриев А.О., Седых О.Ю., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Концепция энергоинформационного обеспечения лунохода в полярных областях. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2023, № 4 (62), с. 62–66.

Статья поступила в редакцию 28.08.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Котляров Е.Ю., Малая Е.В., Сысоев В.К., Хмель Д.С., Юдин А.Д. Концепция защитных трансформируемых конструкций для луноходов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 12. EDN CIMSUY

**Котляров Евгений Юрьевич** — канд. техн. наук, ведущий математик, АО «НПО Лавочкина». e-mail: KotliarovEIU@laspace.ru

**Малая Елена Владимировна** — канд. архитектуры, доцент, Московский архитектурный институт (государственная академия) МАРХИ. e-mail: arxe\_elena@mail.ru

**Сысоев Валентин Константинович** — д-р техн. наук, начальник отдела, АО «НПО Лавочкина». e-mail: SysoevVK@laspace.ru

**Хмель Дмитрий Сергеевич** — главный специалист, АО «НПО Лавочкина». e-mail: KHmelDS@laspace.ru

**Юдин Андрей Дмитриевич** — канд. техн. наук, инженер-конструктор, АО «НПО Лавочкина». e-mail: IUdinAD@laspace.ru

## **The concept of protective transformable structures for a lunar rover**

© E.Yu. Kotlyarov<sup>1</sup>, E.V. Malaya<sup>2</sup>, V.K. Sysoev<sup>1</sup>, D.S. Khmel<sup>1</sup>, A.D. Yudin<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Lavochkin Association, Moscow Region, Khimki, 141402, Russian Federation

<sup>2</sup>Moscow Architectural Institute (State Academy),  
Moscow, 107031, Russian Federation

*The paper presents proposals for creating transformable structures to protect lunar rovers from the adverse external conditions of a lunar night. It considers options for protecting different types of the lunar rovers and shows possible design solutions for such structures. Parameters are estimated for using the portable protective transformable structures to preserve and ensure the lunar mobile equipment viability. Measures are proposed to ensure durability of the service and target systems of a lunar rover made of materials used in the spacecraft screen-vacuum thermal insulation with the acceptable weight and size characteristics. The paper considers concepts for extending active life of the construction lunar rovers using the landing lunar vehicles, modular inflatable hardening and long-term protective lunar structures. It analyses creation of such protective structures and methods of their construction.*

**Keywords:** Moon, lunar rover, lunar base, screen-vacuum thermal insulation, transformable protective structures, lunar structures

### REFERENCES

- [1] Zelenyi L.M., Zakharov A.V., Kuznetsov I.A., Shekhovtsova A.V. Lunnaya pyl kak faktor riska pri issledovanii luny [Moondust as a risk factor in lunar exploration]. *Vestnik RAN — Herald of the Russian Academy of Sciences*, 2021, vol. 91, no. 11, pp. 1063–1073.
- [2] Farr B., Wang X., Goree J., Hahn I., Israelsson U., Horányi M.B. Dust mitigation technology for lunar exploration utilizing an electron beam. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 177, pp. 405–409.  
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.08.003>
- [3] Khamits I.I., Filippov I.M., Burylov L.S., Medvedev N.G., Chernetsova A.A., Zarubin V.S. et al. Transformiruemye krupnogabaritnye konstruktsii dlya perspektivnykh pilotiruemykh kompleksov [Large transformable structures for advanced manned complexes]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2016, no. 2 (13), pp. 23–33.
- [4] Jianyin Miao, Qi Zhong, Qiwei Zhao, Xin Zhao Spacecraft. *Thermal Control Technologies*. Springer Nature Singapore Pte Ltd., 2021, 360 p.  
<https://doi.org/10.1007/978-981-15-4984-7>
- [5] Zavalishin Yu.K., Pustovalov A.A., Derbunovich B.V., Akimov I.M, Dyachenko V.I. Tekhnologicheskie vozmozhnosti proizvodstva istochnikov tepla na osnove plutoniya-238 [Technological capabilities to manufacture heat sources based on Plutonium-238]. *Mezhdunarodnyi Nauchnyi Zhurnal “Alternativnaya Energetika i Ekologiya” — Alternative Energy and Ecology (ISJAE)*, 2004, no. 11 (19), pp. 27–31.
- [6] Zolotarev V.Yu., Kotlyarov E.Yu., Finchenko V.S., Tulin D.V. Gibridnaya sistema termoregulirovaniya posadochnogo lunnogo modulya na baze zhidkostnogo kontura s mekhanicheskim nasosom [Multipurpose hybrid thermal control system of lunar lander based on a pumped fluid loop]. *Vestnik Tomskogo gos.*

- un-ta. *Matematika i mekhanika — Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*, 2014, no. 5 (31), pp. 83–93.
- [7] *Termoelektricheskiy radionuklidnyi generator „Angel“ (RITEG-238-0,1/15)* [Thermoelectric radionuclide generator Angel (RITEG-238-0.1/15)]. Available at: [https://vniief.ru/unvisible\\_aria/products/energy/razr/1014b9004a2f5c8cada4ef6afc5c9f87](https://vniief.ru/unvisible_aria/products/energy/razr/1014b9004a2f5c8cada4ef6afc5c9f87) (accessed July 30, 2024).
- [8] Pustovalov A.A., Pankin M.I., Prilepo Yu.P., Rybkin N.N., Sinyavskiy V.V. Kosmicheskiye radioizotopnye termoelektricheskie generatory na ameritsii-241 [Americium-241-powered space radioisotope thermoelectric generator]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2016, no. 1 (12), pp. 57–63.
- [9] *Radionuklidnye termoelektricheskie generatory (RITEG)* [Radionuclide thermoelectric generators (RITEG)]. Available at: <https://niitfa.ru/client/radionuklidnaya-energetika/radionuklidnye-termoelektricheskie-generatory-riteg/> (accessed July 30, 2024).
- [10] Legostaev V.P., Lopota V.A., Sc. ed. *Luna — shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoy sistemy* [Moon — a step towards technologies for exploration of the Solar System]. Moscow, RKK “Energiya” Publ., 2011, 584 p.
- [11] Shevchenko V.V. *Lunnaya baza* [Lunar base]. Moscow, Znanie Publ., 1991, 64 p.
- [12] Zayonchkovskiy B., Lavrenov L., Tarasevich B. Nekotorye voprosy obyemno-prostranstvennogo resheniya sooruzheniy na Lune [Certain issues of volumetric-spatial solution for structures on the Moon]. In: *Mosproekt-2. Opyt proektirovaniya* [Mosproekt-2. Design experience]. Moscow, Iskusstvo Publ., 1967, pp. 43–51.
- [13] International Lunar Research Station Guide for Partnership ILRS. June 2021. *Roscosmos*. Available at: <https://www.roscosmos.ru/media/files/mnls.pdf> (accessed July 25, 2024).
- [14] Zimin V.N., Krylov A.V., Filippov V.S., Shakhverdov A.O. Privod iz materiala s efektom pamyati formy dlya transformiruyemykh kosmicheskikh konstruksiy [Actuator made of a material with a shape memory effect for transformable space structures]. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal — Siberian Aerospace Journal*, 2022, vol. 23, no. 1, pp. 73–80. <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2022-23-1-73-80>
- [15] “Luna sem” [Luna seven]. *Lin Industrial*. Available at: <https://spacelin.ru/luna-sem/prezentatsiya/> (accessed July 25, 2024).
- [16] Malaya E.V., Galejev S.A., Nechayev A.L., Leonov V.A. Mnogofunktsionalnye poseleniya na Lune v eksperimentalnykh proyektakh MARKhI [Multifunctional settlements on the Moon in the experimental projects of MARKhI]. *Tekhnicheskaya estetika i dizayn-issledovaniya — Technical Aesthetics and Design Research*, 2020, no. 4, vol. 2, pp. 23–32.
- [17] Pichkhadze K.M., Reznichenko V.I., Sysoev V.K., Khmel D.S. Sozdanie naduvnykh otverzhaemykh konstruksiy iz polimernykh kompozitsionnykh materialov dlya kosmicheskikh apparatov [Creation of inflatable curable structures from polymer composite materials for the spacecraft]. In: *XLV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyashchennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh — pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva. Sbornik tezisov* [XLV Academic readings on cosmonautics dedicated to the memory of Academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists — pioneers of space exploration. Abstracts]. Moscow, BMSTU Publ., 2021, pp. 441–442.
- [18] Khmel D.S., Reznichenko V.I., Kononenko P.I., Sysoev V.K., Pichkhadze K.M. Naduvnyye konstruksii s infuziyey otverzhdayemogo svyazuyushchego v kos-

- mose [Inflatable structures with infusion of curable binder in space]. In: *XLVI Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyashchennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh — pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva* [XLVI Academic readings on cosmonautics dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists — pioneers of space exploration]. Moscow, BMSTU Publ., 2022, pp. 64–68.
- [19] Bloshenko A.V., Dubinin V.I., Zaletova I.A., Koshlakov V.V., Popova E.V., Rizakhanov R.N. et al. Samozalechivayushchiesya materialy dlya resheniya funktsionalnykh zadach v kosmicheskoy tekhnike [Self-healing materials for solving functional problems in space technology]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2023, no. 1 (59), pp. 30–44.
- [20] Sitnikov N.N., Khabibullina I.A., Mashchenko V.I., Shelyakov A.V., Mostovaya K.S., Vysotina E.A. Sloistye samozalechivayushchiesya kompozity s vnutrennim funktsionalnym sloem na osnove borosiloksana [Layered self-healing composite material with an internal functional layer based on borosiloxane]. *Perspektivnye materialy — Inorganic Materials: Applied Research (Perspektivnye Materialy)*, 2020, no. 4, pp. 11–23.  
<https://doi.org/10.30791/1028-978X-2020-4-11-23>
- [21] Papchenko B.P., Khegay D.K., Sysoev V.K., Yudin A.D., Pryadko A.I., Pulnev S.A. Transformiruemya machta solnechnogo parusa na osnove privodov iz materialov s efektom pamyati formy [Transformable solar sail mast based on drives made of materials with shape memory effect]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroenie — Journal of Instrument Engineering*, 2021, no. 64, pp. 71–76.
- [22] Demin D.S., Kononenko P.I., Lebedenko V.I., Prilutskiy A.A., Reznichenko V.I., Sidorchuk E.A., Sysoev V.K., Khmel D.S. Kontseptsiya bortovogo radiolokatora na osnove AFAR s ispolzovaniem reflektora c otverzhdaemym pnevmokarkasom [The concept of an onboard radar based on active phased array antenna employing reflector with solid-setting pneumatic frame]. *Trudy MAI*, 2021, no. 119, pp. 1–31.  
<https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-12>
- [23] Bagrov A.V., Nesterin I.M., Pichkhadze K.M., Sysoev V.K., Sysoev A.K., Yudin A.D. Analiz metodov stroitelstva konstruktsiy lunnykh stantsiy [Analysis of construction methods for lunar stations]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2014, no. 4 (25), pp. 75–80.
- [24] Korolev V.A. Modelirovanie granulirovannogo sostava lunnykh gruntov [Simulating granular composition of the lunar soils]. *Inzhenernaya geologiya — Engineering Geology World*, 2016, no. 5, pp.40–50.
- [25] Bazilevskiy A.T. Lunnaya baza, polyarnaya voda i opastnost lunotryaseniy [Lunar base, polar water and the danger of moonquakes]. *Priroda — Nature*, 2017, no. 11, pp. 67–72.
- [26] Ignatova A.M., Ignatov M.N. Ispolzovanie resursov regolita dlya osvoeniya lunnoy poverkhnosti [Using regolith resources for lunar surface exploration]. *Geologo-mineralogicheskkiye nauki — Geological and Mineralogical Sciences*, 2013, no. 11, pp. 101–110.
- [27] Zou Yuntian. Arkhitektura i kosmos. Obitaemaya baza na Lune [Architecture and space. Habitated base on the Moon]. *Ekonomika stroitelstva — Economics of construction*, 2023, no. 9, pp. 164–166.
- [28] Bagrov A.V., Sysoev A.K., Sysoev V.K., Yudin A.D. Modelirovaniye spekaniya imitatorov lunnogo grunta solnechnym izlucheniem [Modeling the lunar soil simulants sintering by solar radiation]. *Pisma o materialakh — Letters on Materials*, 2017, no. 7 (2), pp. 130–132.

- [29] Dmitriev A.O., Sedykh O.Yu., Sysoev V.K., Yudin A.D. Kontseptsiya energoinformatsionnogo obespecheniya lunokhoda v polyarnykh oblastiakh [The concept of a lunar rover energy information support in the Moon polar regions]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2023, no. 4 (62), pp. 62–66.

**Kotlyarov E.Yu.**, Cand. Sc. (Eng.), Leading Mathematician, Lavochkin Association.  
e-mail: KotliarovEIU@laspace.ru

**Malaya E.V.**, Cand. Sc. (Architecture), Associate Professor, Moscow Architectural Institute (State Academy). e-mail: arxe\_elena@mail.ru

**Sysoev V.K.**, Dr. Sc. (Eng.), Head of Department, Lavochkin Association.  
e-mail: SysoevVK@laspace.ru

**Khmel D.S.**, Chief Specialist, Lavochkin Association. e-mail: KHmelDS@laspace.ru

**Yudin A.D.**, Cand. Sc. (Eng.), Design Engineer, Lavochkin Association.  
e-mail: IUdinAD@laspace.ru