



Обзорная статья

УДК 629.787

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187464>

EDN: <https://www.elibrary.ru/HAFAQS>

АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМ 3D ПЕЧАТИ ЛУННОГО РЕГОЛИТА

А.О. Дмитриев^{1✉}, В.К. Сысоев¹, Д.С. Хмель², А.Д. Юдин¹

¹Акционерное общество "Научно-Производственное Объединение Им. С.А. Лавочкина",
Московская обл., г. Химки, Россия

²Общество с ограниченной ответственностью «АЭРОНОВА», г. Москва, Россия

✉ dmitrievao@laspace.ru

Цитирование: Дмитриев А.О., Сысоев В.К., Хмель Д.С., Юдин А.Д. Анализ вариантов реализации систем 3D печати лунного реголита // Труды МАИ. 2026. № 146.
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187464>

Аннотация. В статье представлен анализ и сравнение вариантов 3D-печати из лунного реголита с использованием солнечного и лазерного излучения. Эта технология может оказаться востребованной при строительстве объектов лунной базы. Актуальной задачей является анализ возможных методов возведения конструкций различного типа на Луне и, прежде всего, решение вопроса получения строительных материалов из лунного грунта. Наиболее оптимальной технологией строительства из местных материалов считается метод 3D-спекания.

Анализ вариантов построения систем сплавления реголита показывает, что комбинированный метод с косвенным солнечным спеканием сохраняет преимущества как метода прямого использования солнечной энергии (высокая эффективность), так и преимущества использования лазерного источника (мобильность комплекса). При этом он снижает недостатки базовых методов: габариты основного концентратора и низкую манёвренность системы прямого спекания (и как следствие — ограничения по строительным задачам), а также серьёзные потери в эффективности лазерного спекания. Применение ряда модификаций, таких как концентраторы типа «Sun Simba», полые световоды для

подачи энергии на выход и стержень, а также конструкция выходного стержня из сапфирового стекла, позволит дополнительно повысить эффективность метода косвенного солнечного спекания.

Ключевые слова: Луна, строительство, реголит, спекание, лазерное излучение, солнечный концентратор

ANALYSIS OF REALIZATION OPTIONS FOR LUNAR REGOLITH 3D PRINTING SYSTEMS

A.O. Dmitriev¹✉, V.K. Sysoev¹, D.S. Khmel², A.D. Yudin¹

¹Joint Stock Company “NPO Lavochkin”, Khimki, Moscow Region, Russia

²Limited Liability Company «AERONOVA», Russia

✉ dmitrievao@laspace.ru

Citation: Dmitriev A.O., Sysoev V.K., Khmel D.S., Yudin A.D. Analysis of realization options for lunar regolith 3D printing systems // Trudy MAI. 2026. No. 146. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187464>

Abstract. The article provides an analysis and comparison of 3D printing options for lunar regolith using solar and laser radiation. This technology may be in demand during the construction of lunar base facilities. An urgent task is to analyze possible methods of constructing structures of various structures on the Moon and, first of all, to solve the issue of obtaining building materials from the lunar soil. The most optimal construction technology from local materials is considered to be the 3D sintering method.

An analysis of the options for constructing regolith fusion systems shows that the combined method with indirect solar sintering retains the advantages of both the method of direct use of solar energy (high efficiency) and the advantages of using a laser source (mobility of the complex). At the same time, it reduces the disadvantages of these basic methods: the size of the main concentrator and the low maneuverability of the direct sintering system, and as a result, the limitation on construction tasks, as well as serious losses in the efficiency of laser sintering. The use of a number of modifications, such as «Sun Simba» concentrators, hollow light guides for delivering energy to the output and rod, and the sapphire glass output rod design will further increase the efficiency of the indirect solar sintering method.

Keywords: Moon, construction, regolith, sintering, laser radiation, solar concentrator

Введение

Проектирование лунных конструкций должно вестись с учетом внешних условий на поверхности Луны – вакуум, суточный перепад температур в более чем 200°C, наличие радиационного воздействия, воздействие микрометеоритов и, конечно, малоисследованное движение мелкодисперсной пыли в приповерхностном слое [1].

Сооружение сложных конструкций на Луне ограничено материально-техническими и энергетическими ресурсами, которые можно доставлять космическими экспедициями с Земли. Использование природных материалов Луны в строительстве конструкций лунных сооружений является обязательным условием всех проектов капитального строительства на Луне. Поэтому актуальным является анализ возможных методов строительства конструкций различных сооружений на Луне и, в первую очередь, решение вопроса получения стройматериалов из лунного грунта [2]. Наиболее оптимальной технологией строительства из местных материалов считается метод 3D спекания, активно применяющийся на Земле [3-4]. При использовании для лунного строительства данная технология предполагает два возможных подхода:

- изготовление отдельных строительных элементов («кирпичей»), которые в последующем с помощью луноходов роботов с манипуляторами могут быть использованы для строительства сооружений [5-6];

- непосредственное выращивание сооружений путем послойного 3D сплавления [7].

За последнее время представлено множество проектов «лунных принтеров» [8-10], принцип работы которых основан на сплавлении заранее загруженного в установку лунного реголита. Основные элементы лунного принтера можно представить в виде функциональной блок-схемы (рисунок 1).

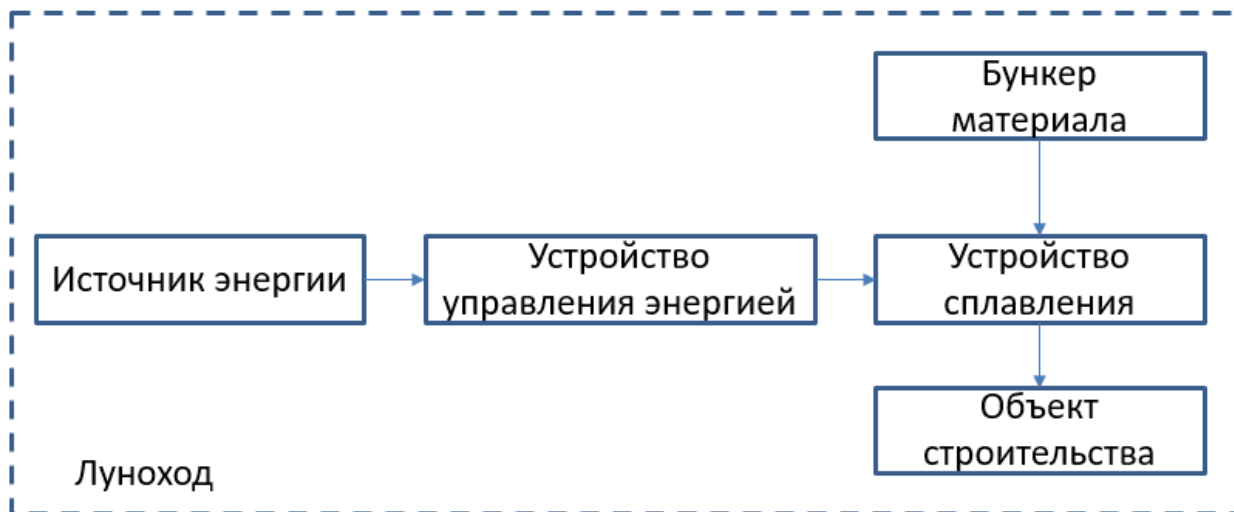


Рисунок 1 – Функциональная схема лунного принтера

Критической проблемой является получение достаточного уровня плотности энергии, передача с минимальными потерями в зону спекания и управление энергетическим потоком. Устройство управления энергией должно обеспечивать бесперебойную доставку энергии с необходимой геометрией движения.

На сегодняшний день можно выделить три основных способа получения энергии для спекания лунного грунта:

1. Прямое солнечное спекание концентрированным солнечным излучением [8].
2. Лазерное спекание – накопление солнечной энергии с помощью фотобатарей и преобразование ее в лазерное излучение [10].

3. Непрямое солнечное спекание – аккумуляция солнечной энергии с помощью концентратора и передача ее по оптоволоконным кабелям в зону спекания [12-16].

Основное отличие данных систем в том, что в случае солнечного спекания энергия от Солнца путем оптической системы концентраторов поступает напрямую, а в случае лазерного спекания солнечная энергия идет на питание электрической энергией лазерной установки.

Для аналитической оценки будущих систем лазерного спекания грунта на Луне необходимо разработать набор критериев эффективности и сравнить в их рамках некоторые варианты будущих систем, выделив следующие основные критерии:

1. Энергетический КПД системы;
2. Техническая сложность системы передачи энергии;
3. Геометрия движения системы.

Данные критерии прямо или косвенно связаны друг с другом.

Энергетический КПД показывает сколько энергии от Солнца после всех преобразований внутри комплекса спекания в итоге попадает в виде излучения (светового, СВЧ или лазерного) на рабочий материал.

Техническая сложность системы передачи энергии определяется количеством узлов системы, количество преобразований энергии внутри нее и в конечном счете габаритами элементов системы. Сложность и габариты системы напрямую связаны с энергетическим КПД: при низком КПД самый простой способ увеличения количества выходной энергии — это увеличение количества принимаемой солнечной энергии путем увеличения габаритов концентраторов или солнечных батарей.

Геометрия движения системы – критерий, рассматриваемый в первую очередь в случае, если система способна обеспечивать непосредственное выращивание сооружений путем послойного 3D сплавления. В этом случае возможность построения комплекса с удобным выходным излучающим модулем, способным обеспечивать спекания под разными углами и на разной высоте играет важную роль. Второе существенное предназначение геометрии движения системы при послойном выращивании или спекании однотипных блоков для строительства – это возможность системы менять свое положение относительно движения Солнца для увеличения энергетического КПД.

Поиск оптимальной системы 3D печати реголита является актуальной научной проблемой. Ввиду сложности сравнения нескольких вариантов в полевых условиях необходимо выбрать такую схему реализации системы, которая будет рационализирована как с точки зрения сложности реализации технических устройств, так и по массово-габаритным параметрам.

Целью настоящей работы является анализ наиболее проработанных вариантов реализации 3D печати реголита и поиск технологий, способных увеличить эффективность процесса спекания без усложнения и утяжеления

системы. Следует отметить, что сравнение систем спекания ввиду их концептуального и экспериментального характера осложнено ограниченностью данных. Исходя из анализа проектов численно сравнить возможно только энергетический КПД, а механическую сложность реализации системы, геометрию движения системы и влияние их на спекание объектов – сравнение методом экспертных оценок.

Гелиолитографы – установки прямого солнечного спекания

В работе [8] гелиолитограф представляет собой самоходный автоматический аппарат (рисунок 2), задачей которого является экспериментальная отработка технологии послойного спекания лунного реголита. Главным рабочим инструментом гелиолитографа является оптический блок, состоящий из главного, вторичного и поворотного зеркал.

Главное зеркало – это параболический солнечный концентратор, который собирает солнечное излучение и направляет его в фокус. Перед солнечным концентратором располагается вторичное зеркало, задача которого – перенаправить ход лучей и отдалить их точку схождения. После вторичного зеркала лучи попадают на поворотное зеркало, назначение которого заключается в том, чтобы вне зависимости от угла поворота концентратора, меняющегося при слежении за Солнцем, лучи всегда попадали в зону спекания.

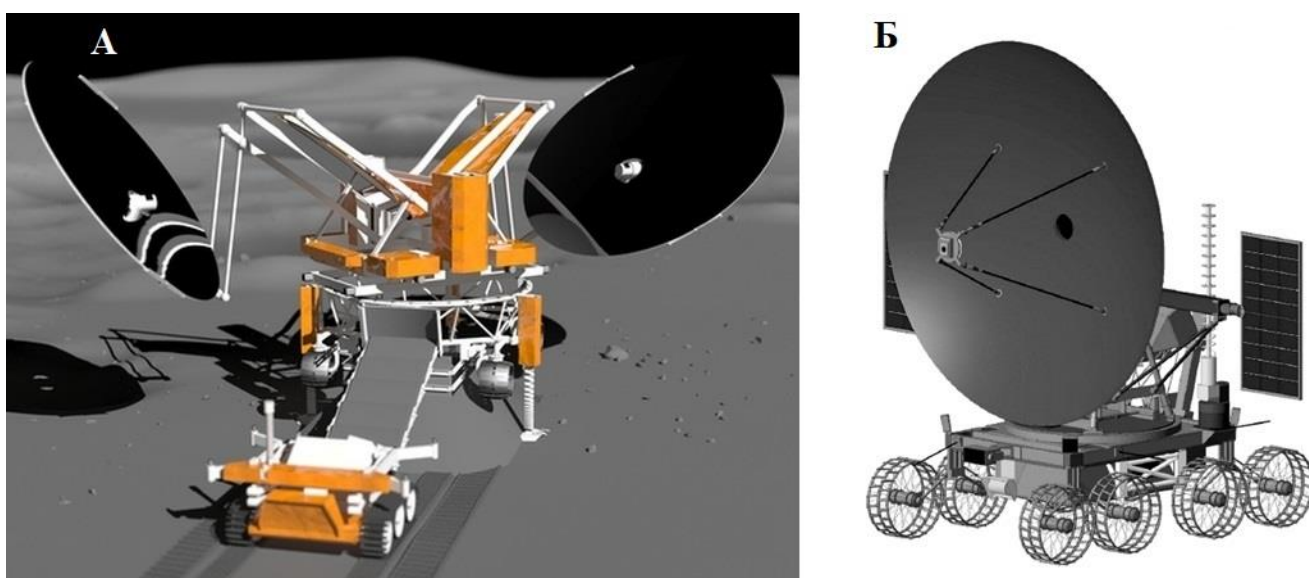


Рисунок 2 – Варианты гелиолитографа на платформе лунохода [7,11]

Одной из проблем такого гелиолитографа является создание большеразмерного концентратора, так как степень концентрации солнечного излучения пропорциональна площади первичного зеркала. Размеры доставляемых на Луну модулей ограничены возможностями ракет носителей по массе полезного груза и по размеру головного обтекателя. Использование надувных отверждаемых конструкций (НОК) в составе космических аппаратов обеспечит развертывание из компактного положения легких и прочных каркасов для увеличения площади солнечных концентраторов при снижении стоимости и стартовой массы.

Наличие современных полимерных материалов (стойких к УФ излучению и обладающих необходимой эластичностью и прочностью) расширило область их применения в космосе. Особый интерес представляют надувные элементы из полимерных материалов.

Технологии развертывания зеркал методом НОК из композиционного материала на основе наполнения мягкой оболочки с последующим ее отверждением для создания твердой оболочки из композиционных материалов. Используя пропитку внутренних слоев ткани многослойной оболочки полимерным связующим, чтобы объединить слои оболочки в единую жесткую конструкцию из полимерного композиционного материала (ПКМ), обеспечив равномерное распределение нагрузки между слоями ткани, тем самым увеличивается прочность и надежность конструкции.

НАСА в Центре космических полетов имени Маршалла (MSFC) строит переносной надувной наземный демонстратор солнечного концентратора для использования в испытаниях методов обработки лунного реголита с использованием местных ресурсов [17-22]. Система состоит из легкого надувного концентратора, который улавливает солнечный свет и фокусирует его на приемнике внутри вакуумной камеры. Надувные концентраторы целесообразны для применения в космосе благодаря их небольшому весу и плотной упаковке при запуске.

Надувной солнечный концентратор имеет ту же конструкцию, что и солнечный концентратор AFRL размером 4 x 6 м (рисунок 3). Конструкция

концентратора представляет собой внеосевую параболу, которая обеспечивает прозрачное отверстие диаметром 4,17 метра. Надувной концентратор ARFL был создан по заказу NASA Langley Research.

Надувной солнечный концентратор MSFC был вмонтирован в жесткий тор тех же размеров, что и надувной тор ARFL. Устройство, предназначенное для установки в тор, имеет те же размеры, что и надувной тор ARFL. Габаритные размеры концентратора составляют 5,3 м x 7,3 м и массой 20 кг. Такой малый вес позволяет системе использовать относительно небольшие приводы для управления движением концентратора. Кроме того, надувная конструкция обеспечивает чрезвычайно малый объем упаковки для запуска. В рамках программы AFRL были успешно проведены масштабные испытания надувной концентрационной установки в условиях вакуума.



Рисунок 3 – Демонстрационный солнечный концентратор AFRL [17]

Задача рефлектора света заключается в использовании концентрирования солнечного излучения для нагрева. Концентрированное солнечное излучение рефлекторов нагревает вещества до температур несколько тысяч градусов для плавления или спекания гранул.

Использование надувных конструкций в качестве отражателей для рефлекторов света позволяет решить следующие задачи:

- существенно снизить массу и габариты рефлектора в уложенном виде при выводе на орбиту;
- снизить момент инерции при маневрировании с рефлектором в уложенном виде в составе лунохода.

Для использования надувных зеркал необходимо решить ряд проблем:

- обеспечение заданных геометрических размеров при развертывании и эксплуатации;
- обеспечение надежности системы развертывания надувной конструкции;
- обеспечение стойкости к факторам космического и лунного пространства.

Существующий опыт эксплуатации надувных полимерных изделий показывает, что существуют пути решения этих проблем, хотя необходима экспериментальная отработка для адаптации их для конкретных целей.

Создание технологии изготовления надувных рефлекторов света для космического базирования в элементах лунной инфраструктуры требует подтверждения работоспособности и сохранения формы наземными испытаниями в большеразмерной термовакуумной камере.

В данной работе предлагается еще два варианта конструкции концентратора с использованием НОК:

1. Рефлектор пневмокаркасной конструкции. В качестве отражающей поверхности используется металлизированная пленка, натягиваемая на надувной каркас. Надувной каркас, после приведения в рабочее состояние, отверждается химической активацией.

Развертывание крупногабаритных рефлекторов света может быть осуществлено с использованием надувных мягких оболочек с последующим отверждением. Отсутствие влияния давления газа на форму каркаса будет

обеспечена после выпуска газа из оболочек. Закрепленная металлизированная пленка к каркасу на отвержденных пневмобалках, скрепленные жесткими стержнями и гибкими растяжками, образует параболическую отражающую поверхность.

Поскольку использование пневмокаркаса приводит к натяжению пленки, то для формирования ровной геометрии поверхности параболоида больше подходит концентратор света с цилиндрической поверхностью параболоида.

2. Надувной параболоид. Использование надувной конструкции рефлектора обеспечит простоту развертывания без использования приводов и механизмов исключительно за счет подачи сжатого газа для формообразования конструкции, и малую массу рефлектора. Жесткость и стойкость конструкции достигается использованием высокопрочных материалов на основе арамидных, углеводородных волокон, получивших широкое применение в конструкциях космической техники.

В качестве рефлектора предлагается использовать надуваемый параболоид, у которого половина поверхности прозрачна, вторая половина металлизирована изнутри для создания поверхности параболоид, отражающей свет. Наполнение газом оболочек из тонкопленочных и тканепленочных материалов с давлением около 10 Па обеспечит параболическую форму рефлектора при малой массе и транспортных габаритах рефлектора. Рефлектор в виде параболоида вращения обеспечит высокую концентрацию света, достаточную для спекания и плавления материалов.

На основе вышеизложенных вариантов можно представить вероятный проектный облик лунохода с параболическим отражателем на основе надувных конструкций (рисунок 4).

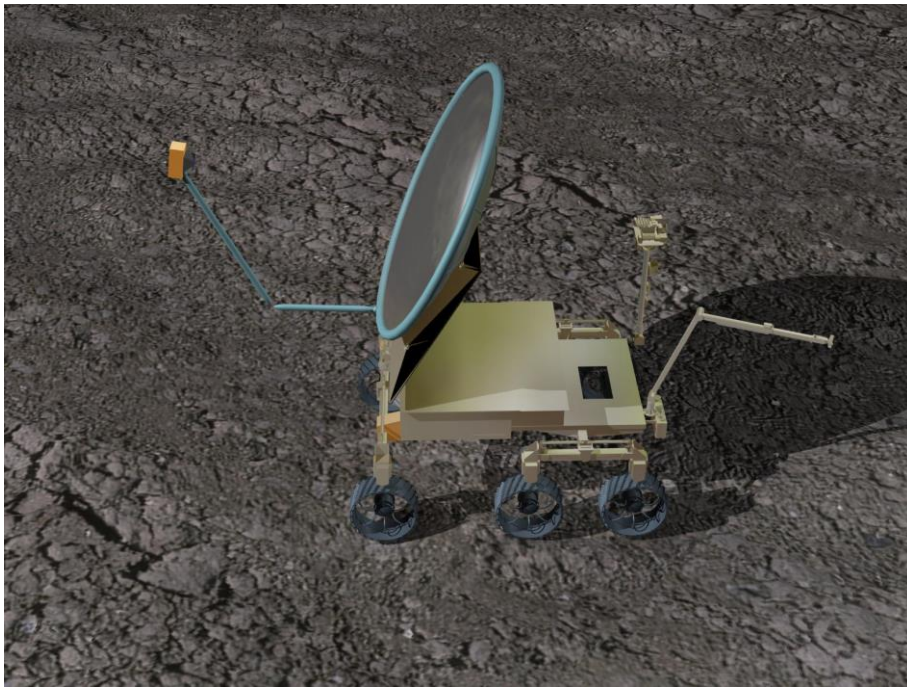


Рисунок 4 – Вариант параболического отражателя в виде линзообразной оболочки с пневмокаркасной отверждаемой конструкцией на луноходе

Параболическая отражающая поверхность также может быть образована при надувании оболочек с закреплением на торообразном каркасе. Для увеличения стабильности и стойкости конструкции пневмокаркас отверждается с использованием пропитки наполненной газом конструкции связующим для его отверждения с образованием жесткой конструкции. Надувная оболочка параболоида вращения изготавливается из тонкой пленки с отверждаемым покрытием под действием УФ-излучения или же из материала отверждаемого при нагреве.

После расчехловки застежек чехла осуществляется подача газа под давлением в оболочки пневмобалок, закрепленных на поворотном устройстве, которое нацеливает на солнце линзообразную оболочку с отражающей и прозрачной поверхностью, закрепленные на торовой оболочке пневмокаркаса. При разворачивании линзообразная оболочка находится в защищающем от УФ-излучения чехле из тонкой защитной пленки для предохранения от преждевременного затвердевания. После разворачивания чехол стягивается, и оболочка рефлектора затвердевает под действием УФ-излучения Солнца.

Одним из главных параметров гелиолитографа является необходимая энергетика процесса спекания реголита. Необходимая тепловая энергия для

спекания реголита колеблется в районе ~ 1500 кДж/кг при плотности мощности порядка $\sim 3-4$ МВт/м², что было показано в экспериментальных работах, моделирующих спекание лунного грунта [8-9]. Это значение позволяет оценить массогабаритные характеристики источника энергии. В случае прямого применения солнечного концентратора – это оценка размера зеркала концентратора. При пятне диаметром 20-50 мм и плотности мощности 3 МВт/м² диаметр зеркала концентратора составит порядка 3000 мм. КПД при таком варианте будет складываться из потерь на зеркальной системе и будет составлять порядка 75-80% [12].

Однако кроме энергетического параметра в осуществлении 3D спекания важную роль играет геометрия движения энергетического пучка при послойном сплавлении реголита. В случае использования солнечного концентратора имеются большие ограничения по углу поворота зеркальных систем, даже с учетом размещения концентратора на передвижном роботе. При применении лазерного излучения, в случае аналогичной установки излучателя на передвижном луноходе, геометрия движения излучения более эффективна.

Спекание реголита лазерным излучением

Концепция экспериментального лунного принтера, использующий лазерное излучение для сплавления лунного вещества [10], предлагает объединении в одном комплексе нескольких процессов:

- забор грунта и его измельчение;
- анализ и сортировка лунного грунта;
- процесс сплавления методом лазерной 3D-печати.

Лунное вещество для эксперимента ЛП должно доставляться грунтозаборным устройством, установленным на борту космического аппарата. В блоке подготовки реголита вещество измельчается, просеивается установкой измельчения грунта и ступенчатыми вращающимися ситами доставляется в емкость накопления материала для сплавления реголита и далее на платформу для построения образца в блоке сплавления.

В блоке сплавления производится сплавление частиц материала между

собой и с нижележащим слоем. Процесс сплавления основан на применении метода селективного лазерного сплавления (СЛС). Данная технология применяется для изготовления изделий из порошков по компьютерным цифровым моделям. Этот процесс заключается в последовательном послойном сплавлении порошкового материала посредством лазерного излучения.

В работе [8] предложены следующие параметры лазерной установки для спекания реголита:

- суммарная масса не более 30 кг;
- потребляемая мощность не более 500 Вт.

В экспериментальных работах по сплавлению имитаторов реголита [23-25] в основном использовались волоконные лазеры с длиной волны 1.06 мкм. Лазеры такого типа применяются в промышленных СЛС-установках для сплавления порошков металла. Также было установлено, что на длине волны порядка 1 мкм реголит поглощает около 90% падающего излучения, в отличии длин волн порядка 10 мкм, например, CO₂-лазера – это значение не превышает 18%.

Учитывая КПД твердотельного волоконного лазера порядка 20% [26], для достижения аналогичной процессу прямого солнечного спекания плотности мощности 3 МВт/м² при потребляемой мощности 500 Вт потребуется пятно диаметром 6 мм с выходной мощностью излучателя в 100 Вт.

Однако, чтобы получить 500 Вт, потребляемое лазером, следует развернуть панель из модулей фотобатарей для получения энергии накачки. Исходя из параметров трехкаскадных солнечных элементов из арсенида галлия на германиевых подложках со средним КПД – 28,5% (в условиях спектра AM0, температура 28°C, облучённость $E_{so}=1367$ Вт/м²). Можно принять удельную мощность фотобатарей порядка 250-300 Вт/м². Тогда для накачки лазера потребуется панель фотобатарей площадью 2 м² идеально направленных на Солнце. Таким образом финальное КПД лазерной системы спекания составит порядка 6%, что значительно проигрывает прямому солнечному спеканию.

Кроме того, снижение КПД и уменьшения диаметра спекающего пучка увеличит количество проходов устройства спекания для получения слоя, что увеличивает время создание налунного объекта.

Исполнение комплекса для спекания с большой долей вероятности будет предполагать его установку на подвижной платформе – луноходе. Однако, в сравниваемых системах принципиальным вопросом будет подвижность модуля спекания. Установка прямого лазерного спекания с крупногабаритным зеркалом явно менее подвижна чем оптическая система лазера, которая может быть установлена на роботизированном манипуляторе с 5-6 степенями свободы.

В работах [8,10] предполагается что спекание будет проводится в одной ограниченной зоне на платформе установки. Такая зона подойдет для спекания малогабаритных объектов (например, строительных блоков по типу кирпичей). Однако для более сложной траектории движения и крупногабаритных изделий, также работы в рамках лунного полигона, такой метод организации работ не подойдет.

Проведем сравнение вариантов систем спекания с точки зрения возможностей движения выходного модуля (рисунок 5).

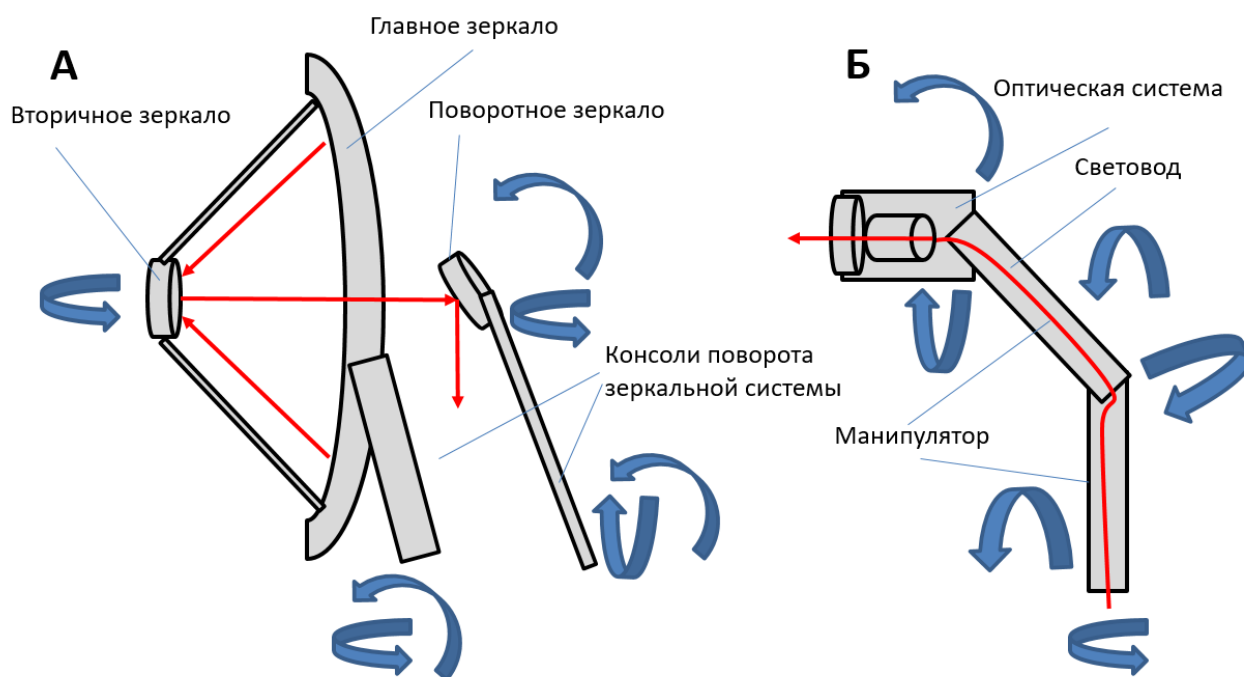


Рисунок 5 – Варианты реализации систем спекания со свободной рабочей зоной для прямого солнечного спекания (А) и лазерного спекания (Б).

Реализация систем прямого солнечного спекания для непосредственного выращивания сооружений сложна как в изготовлении, так и в управления и калибровке. Вероятно, понадобятся отдельные узлы обеспечения движения

модулей главного и второстепенных зеркал и обеспечения их правильного взаимного положения для фокусировки. На рисунке 5 видно, что понадобится минимум 4 поворотных модуля и 2 несвязанные друг с другом консоли: одна для главного зеркала, другая для поворотного. Количество осей вращения будет точно выше, чем в случае с лазерным комплексом (минимум 7), где манипулятор будет выполнен в виде стандартного робота-руки, которому хватит 5 осей.

Варианты исполнения систем непрямого солнечного спекания

Энергетическое преимущество солнечного концентратора и его логистические ограничения вызывают необходимость поиска новых конструктивных решений задачи доставки солнечной энергии к зоне сплавления. Таким решением может служить применение полых световодов, успешно используемых в лазерных медицинских установках [27]. Установки с подобным принципом разделения узлов получения энергии и передачи в зону спекания проводили исследователи из НАСА [12-13]. Конструкция установки представляет собой массив из семи параболических концентраторов солнечной энергии, диаметром 0,7 м каждый. Концентраторы неподвижно закреплены на плоской раме, которая может поворачиваться и наклоняться относительно основания установки. Общий вид установки показан на рисунке 6.

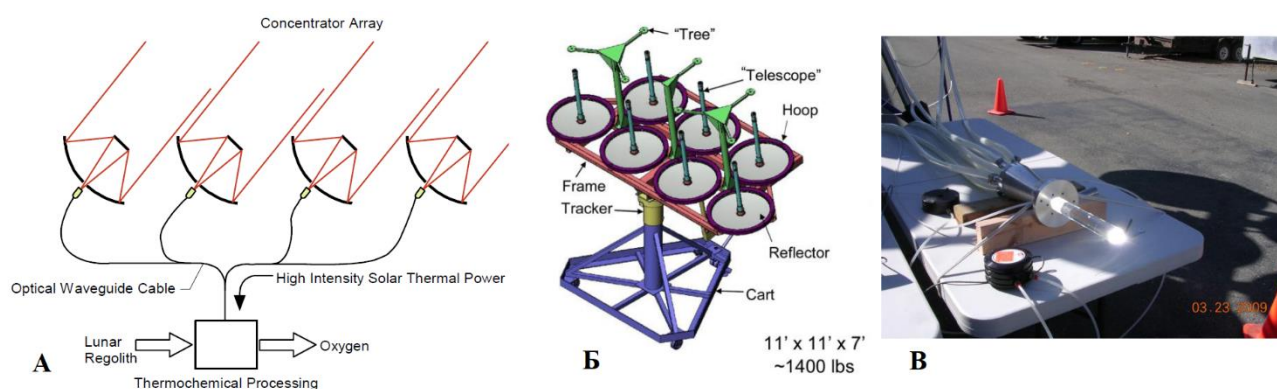


Рисунок 6 – Схема установки для концентрации солнечного излучения (А), внешний вид рамы с концентраторами (Б) и выходной кварцевый стержень (В) [12-13]

Каждый концентратор состоит из основного и вторичного зеркал, а также светоприемника, к которому подключен оптоволоконный кабель. Концы

оптоволоконных кабелей от всех концентраторов подключены к «реактору», оканчивающемуся кварцевым стержнем, диаметром 36 мм. Кварцевый стержень суммирует входящую мощность от оптоволоконных кабелей и направляет ее в зону обработки.

Данный способ позволит сочетать преимущества обоих методов спекания: минимизация потерь КПД прямого использования солнечной энергии за счет отсутствия перевода одного вида энергии в другой, а также уменьшение габаритов выходной системы и возможность установки ее на подвижный модуль выносной манипулятор (рисунок 7) [28].

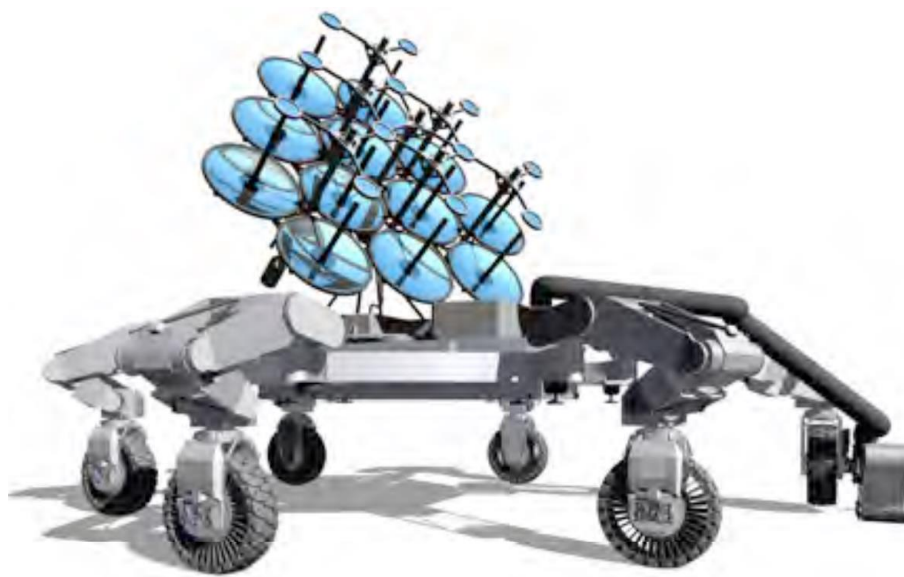


Рисунок 7 – Вариант набора концентраторов на передвижной платформе [28]

По оценкам исследователей [12] при таком методе может быть достигнуто КПД порядка 65-70%. Несмотря на снижение КПД относительно прямого спекания, данный способ позволит осуществить решение следующих проблем:

- сложная коррекция положения концентратора относительно Солнца и выходной системы относительно концентратора;
- использование комплекса концентраторов небольшого диаметра вместо одного крупногабаритного;
- возможность реализации системы непосредственного выращивания сооружений для полевых строительных работ.

Конечно, данная схема гелиолитографа обладает высокой эффективностью, но есть возможность увеличить ее еще больше. Для этого предлагается применить

ряд модификаций. Первая – применение «плоских» солнечных концентраторов типа Sun Simba [29] (рисунок 8), которые прежде всего привлекают малыми размерами по сравнению с другими системами.

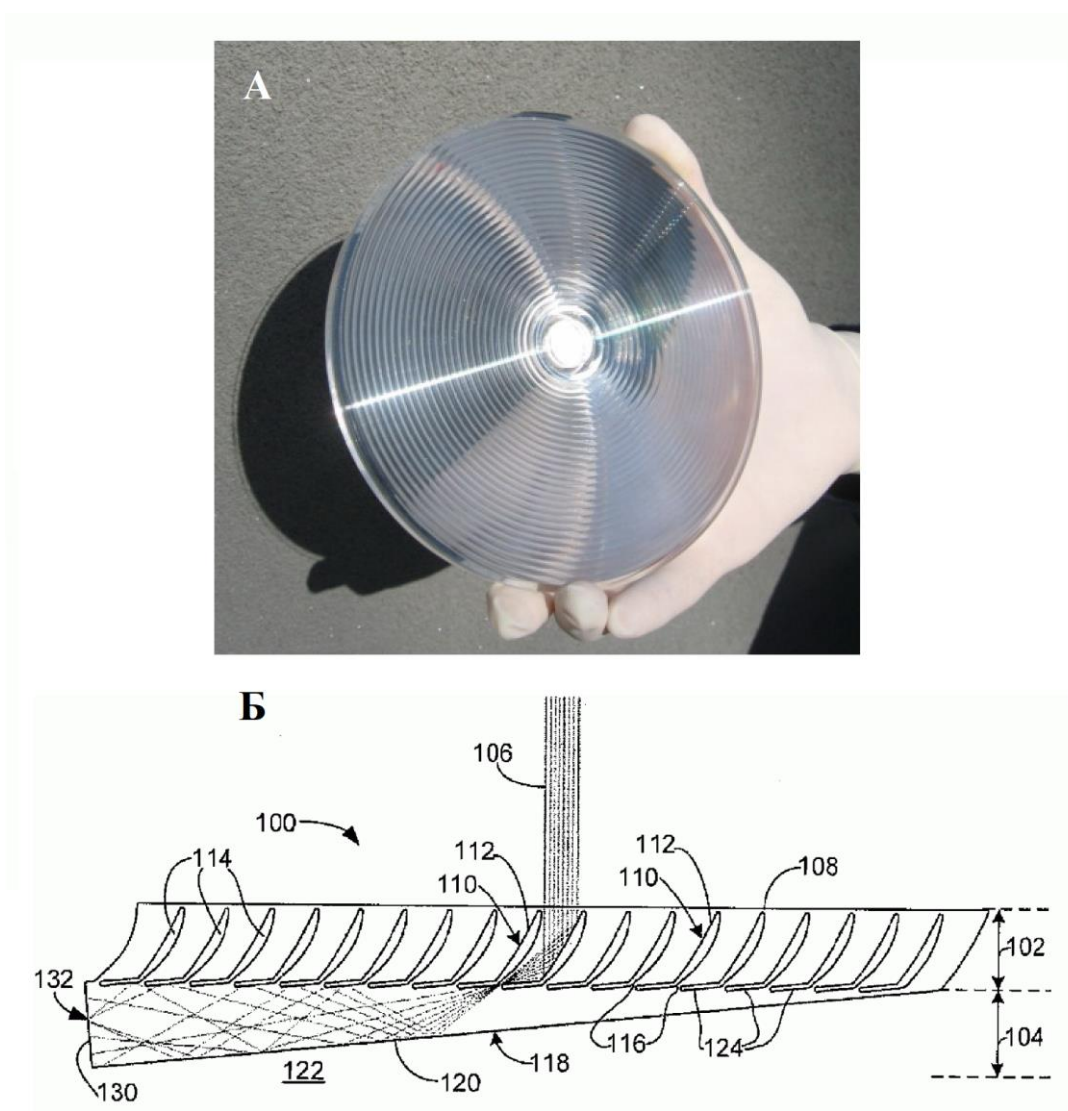


Рисунок 8 – Внешний вид (А) и схема использования асферических бороздок для концентрации света (Б) [29]

Принцип действия концентратора Sun Simba, состоящий из асферических бороздок, расположенных по кругу, заключается в фокусировании параллельно падающего излучения в маленькие «промежутки». Далее излучение попадает в клин, из которого не может выбраться, и распространяется до фокального пятна.

Кроме явных достоинств следует выделить компактность по сравнению с той же линзой Френеля, параболическим зеркалом и системой Кассегрена и малую потерю энергии (рисунок 9).

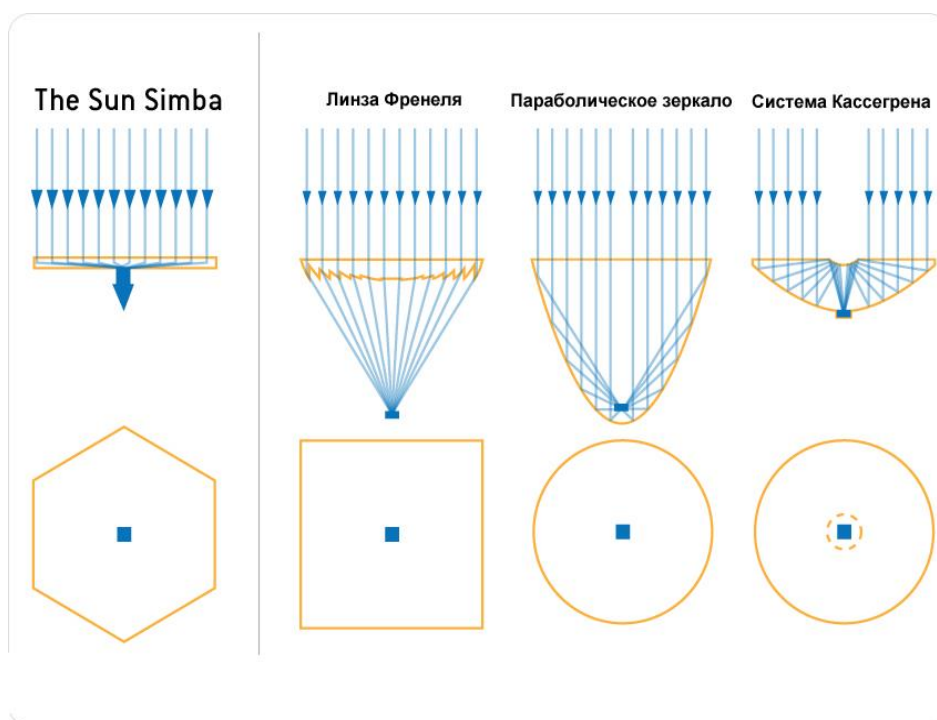


Рисунок 9 – Сравнение оптической схемы концентратора Sun Simba с другими популярными зеркальными системами [29]

Второе улучшение – использование полых световодов, обладающих большой прочностью и прозрачностью для солнечного излучения [30].

Третье – изготовление выходного фокусирующего световода-стержня из сапфирового стекла, которое обладает более широким спектром пропускания и выдерживающее более высокие температуры нагрева.

С этими модификациями система будет обладать малыми размерами и улучшит выходные параметры суммированного излучения.

В таблице 1 представлено сравнение КПД всех способов спекания реголита.

Таблица 1

Сравнение КПД вариантов реализации систем 3D печати лунного реголита

| Составляющие КПД передачи энергии | Прямое солнечное спекание | Лазерное спекание | Непрямое солнечное спекание |
|--|--|---------------------------|--|
| Прием солнечной энергии | Основной концентратор (92%) | Фотопреобразователь (30%) | Основной концентратор (92%) |
| Преобразование и передача энергии | Вторичное зеркало (94%); - поворотное зеркало (90%) | Лазерный излучатель (20%) | - вторичное зеркало (94%); - входная оптика кабеля (94%); - оптоволокно (90%); - выходная оптика кабеля (94%) |
| Выходной КПД | 78% | 6% | 69% |

Заключение

Для будущего освоения Луны важно разработать комплексную методику оценки технологий спеканий лунного грунта для выявления наилучшего технического решения, которое в дальнейшем будет реализовано.

Анализ представленных в статье вариантов построения систем сплавления реголита показывает, что комбинированный метод с непрямым солнечным спеканием сохраняет достоинства как метода прямого использования солнечной энергии (высокий КПД), так и плюсы использования лазерного источника (мобильность комплекса).

В тоже время он позволяет снизить недостатки этих базовых методов: габариты главного концентратора и малую маневренность системы прямого спекания, и как следствие ограничение по задачам строительства, а также серьезные потери КПД лазерного спекания.

Применение ряда модификаций, таких как, концентраторы по схеме Sun Simba, полые световоды для доставки энергии к выходному и стержню и исполнение выходного стержня из сапфирового стекла позволят еще больше увеличить эффективность данного метода спекания.

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest

The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Слюта Е.Н. Физико-механические свойства лунного грунта // *Астрономический вестник*. 2014. Т. 48. № 5. С. 358 – 382.
2. Ксандопуло Г.И. Развитие новых технологий для использования ресурсов луны и марса // *Космические исследования и технологии*. 2013. № 1. С. 24 – 31.
3. Нгуен ТЛ., Добрянский В. Н., Рабинский Л.Н. Исследование термомеханики процесса селективного лазерного плавления порошков различного гранулометрического состава // *Труды МАИ*. 2025. № 145. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=186878>.

4. Терещенко Т.С., Орехов А.А., Рабинский Л.Н. Исследование статических и динамических физико-механических характеристик стали, изготовленной методом послойного лазерного спекания // Труды МАИ. 2025. № 140. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184051>.

5. Багров А.В., Сысоев А.К., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Моделирование спекания имитаторов лунного грунта солнечным излучением. Письма о материалах. 2017. Т.7. №2. С.130-132

6. Warren P., Raju N., et. al. Effect of sintering temperature on microstructure and mechanical properties of molded Martian and Lunar regolith // Ceramics International. 2022. V. 48, Is. 23. Part B. Pages 35825-35833

7. 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. С. 75 – 80.

8. Кочнев К.В., Ненарокомов А.В. Моделирование процесса спекания лунного реголита. Анализ расчетно-экспериментального метода идентификации математической модели теплопереноса // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 2. С. 51–61.

9. Кочнев К.В., Ненарокомов А.В. Моделирование теплообмена в симуляторе лунного реголита. Постановка задачи // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13. № 6. С. 242–252.

10. Томилина Т.М., Ким А.А., Лисов Д.И., Лысенко А.М. Эксперимент «Лунный Принтер» по лазерному сплавлению лунного реголита в космическом проекте «Луна-Грунт» // Космические исследования, 2023, Т. 61, № 4, стр. 311-32

11. Россия создаст лунный 3D-принтер URL: <https://nplus1.ru/news/2016/11/23/3d-regolith> (дата обращения 20.09.2025)

12. Nakamura T., B. Smith B. Solar thermal system for lunar ISRU applications: development and field operation at Mauna Kea, Hi // 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011, p. 433.

13. Gordon P.E.C.; Colozza A.J.; Hepp A.F.; Heller R.S.; Gustafson R.; Stern T.; Nakamura T. Thermal Energy for Lunar In Situ Resource Utilization: Technical Challenges and Technology Opportunities // 49th Aerospace Sciences Meeting including the New

Horizons Forum and Aerospace Exposition sponsored by the American Institute of Aeronautics and Astronautics Orlando, Florida, January 4–7, 2011

14. Nakamura T., Smith B.K. Solar Thermal System For Oxygen Production From Lunar Regolith Ground-based Demonstration System // AIAA Space 2009 Conference, Pasadena, CA, 2009, AIAA–2009–6509.

15. Shaltens R.K., Boyle R.V. Initial Results From the Solar Dynamic (SD) Ground Test Demonstration (GTD) Project at NASA Lewis // NASA TM–107004, 1995.

16. Wegeng R.S. Thermal Wadis in Support of Lunar Science and Exploration // 6th International Energy Conversion Engineering Conference, Cleveland, OH, 2008, AIAA–2008–5632.

17. Fikes J.C., Howell J.T., Gerrish H.P., and Patrick S.L., Solar Concentrator Demonstrator For Lunar Regolith Processing // 59th International Astronautical Congress, Glasglow, Scotland, UK, 2008, paper IAC–C3.2.5.

18. Wong W.A. Refractive Secondary Solar Concentrator Demonstrated High-Temperature Operation // 2001 NASA Glenn Research Center Research and Technology Report, NASA/TM—2002-211333, 2002, pp. 74–76.

19. Colozza A.J. Power System Mass Analysis for Hydrogen Reduction Oxygen Production On The Lunar Surface // NASA/CR—2009-21550, 2009.

20. Briggs R.A., Sacco, A. Jr. Hydrogen reduction mechanisms of ilmenite between 823 and 1353 K // J. Mater. Res., Vol. 6, No. 3, 1991, pp. 574–584.

21. Gustafson R.J., White B.C., Fidler, M.J. Demonstrating Lunar Oxygen Production with the Carbothermal Regolith Reduction Process // 47th Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, 2009, paper AIAA–2009–663.

22. Jenkins C.H.M. Gossamer Spacecraft: Membrane And Inflatable Structures Technology For Space Applications // Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 191, AIAA, Reston, VA, 2001, pp. 281–320.

23. Balla V.K., Roberson L.B., O'Connor G.W. First demonstration on direct laser fabrication of lunar regolith parts // Rapid Prototyp. J. V. 18. Iss. 6. P. 451–457.

24. Fateri M., Gebhardt A. Process Parameters Development of Selective Laser Melting of Lunar Regolith for On-Site Manufacturing Applications // Intern. J. Appl. Ceram. Technol. 2015. V. 12. Iss. 1. P. 46–52.

25. Goulas A., Binner J.G.P., Harris R.A. Assessing extraterrestrial regolith material simulants for in-situ resource utilisation based 3D printing // Appl. Mater. Today. 2017. V. 6. P. 54–61. [4](#)

26. Волоконные лазерные излучатели URL: <https://laserstan.ru/catalog/detail/volonnyy-lazernyy-izluchatel-raycus-100w/> (дата обращения 20.09.2025).

27. Кацуяма Т., Мацумура Х. Инфракрасные волоконные световоды: пер. с англ. канд. физ.-мат. наук В. В. Войцеховского и В. Г. Плотниченко / М.: Мир, 1993 272 с.: ил.

28. Howe A.S., Wilcox B., McQuin C., Townsend J, Rieber R., Barmatz M., Leichty J. Faxing Structures to the Moon: Freeform Additive Construction System (FACS) // AIAA Space 2013 Conference & Exhibition. San Diego, California, USA, 10-12 Sep 2013. Reston, Virginia, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

29. Солнечный концентратор Sun Simba URL: <https://habr.com/ru/articles/200140> (дата обращения 28.09.2025).

30. Ramachandran A.M., Thampi A.S., Singh M., Asok A. A comprehensive review on optics and optical materials for planar waveguide-based compact concentrated solar photovoltaics // Results Eng. 2022, 16, 100665.

References

1. Slyuta EN. Physical and mechanical properties of lunar soil. Astronomicheskii Vestnik. 2014;48(5):358–382.

2. Ksandopulo GI. Development of new technologies for using resources of the Moon and Mars. Kosmicheskie Issledovaniya i Tekhnologii. 2013;(1):24–31.

3. Nguyen TL, Dobryansky VN, Rabinsky LN. Investigation of thermomechanics of the selective laser melting process for powders of various granulometric compositions. Trudy MAI. 2025;(145). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=186878>

4. Tereshchenko TS, Orekhov AA, Rabinsky LN. Investigation of static and dynamic physical-mechanical characteristics of steel manufactured by layer-by-layer laser sintering. Trudy MAI. 2025;(140). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=184051>

5. Bagrov AV, Sysoev AK, Sysoev VK, Yudin AD. Modeling of sintering of lunar

soil simulants by solar radiation. *Pisma o Materialakh*. 2017;7(2):130–132.

6. Warren P, Raju N, et al. Effect of sintering temperature on microstructure and mechanical properties of molded Martian and Lunar regolith. *Ceramics International*. 2022;48(23 Pt B):35825–35833.

7. Bagrov AV, Nesterin IM, Pichkhadze KM, Sysoev VK, Sysoev AK, Yudin AD. Analysis of construction methods for lunar station structures. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*. 2014;(4):75–80.

8. Kochnev KV, Nenarokomov AV. Modeling of the lunar regolith sintering process: analysis of a computational-experimental method for identifying a mathematical heat transfer model. *Teplovye Protsessy v Tekhnike*. 2023;15(2):51–61.

9. Kochnev KV, Nenarokomov AV. Modeling of heat transfer in a lunar regolith simulator: problem statement. *Teplovye Protsessy v Tekhnike*. 2021;13(6):242–252.

10. Tomilina TM, Kim AA, Lisov DI, Lysenko AM. Experiment “Lunar Printer” on laser melting of lunar regolith in the space project “Luna-Grunt”. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 2023;61(4):311–322.

11. Russia to create a lunar 3D printer. URL: <https://nplus1.ru/news/2016/11/23/3d-regolith> Available from: [cited 2025 Sep 20].

12. Nakamura T, Smith BB. Solar thermal system for lunar ISRU applications: development and field operation at Mauna Kea, HI. In: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition; 2011. p. 433.

13. Gordon PEC, Colozza AJ, Hepp AF, Heller RS, Gustafson R, Stern T, Nakamura T. Thermal energy for lunar in situ resource utilization: technical challenges and technology opportunities. In: 49th Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, FL; 2011 Jan 4–7.

14. Nakamura T, Smith BK. Solar thermal system for oxygen production from lunar regolith: ground-based demonstration system. In: AIAA Space 2009 Conference. Pasadena, CA; 2009. AIAA–2009–6509.

15. Shaltens RK, Boyle RV. Initial results from the solar dynamic (SD) ground test demonstration (GTD) project at NASA Lewis. NASA TM–107004; 1995.

16. Wegeng RS. Thermal wadis in support of lunar science and exploration. In: 6th International Energy Conversion Engineering Conference. Cleveland, OH; 2008.

AIAA-2008-5632.

17. Fikes JC, Howell JT, Gerrish HP, Patrick SL. Solar concentrator demonstrator for lunar regolith processing. In: 59th International Astronautical Congress. Glasgow, Scotland, UK; 2008. Paper IAC-C3.2.5.

18. Wong WA. Refractive secondary solar concentrator demonstrated high-temperature operation. In: 2001 NASA Glenn Research Center Research and Technology Report. NASA/TM-2002-211333; 2002. p. 74-76.

19. Colozza AJ. Power system mass analysis for hydrogen reduction oxygen production on the lunar surface. NASA/CR-2009-21550; 2009.

20. Briggs RA, Sacco A Jr. Hydrogen reduction mechanisms of ilmenite between 823 and 1353 K. *J Mater Res.* 1991;6(3):574-584.

21. Gustafson RJ, White BC, Fidler MJ. Demonstrating lunar oxygen production with the carbothermal regolith reduction process. In: 47th Aerospace Sciences Meeting. Orlando, FL; 2009. Paper AIAA-2009-663.

22. Jenkins CHM. Gossamer spacecraft: membrane and inflatable structures technology for space applications. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, vol. 191. Reston, VA: AIAA; 2001. p. 281-320.

23. Balla VK, Roberson LB, O'Connor GW. First demonstration on direct laser fabrication of lunar regolith parts. *Rapid Prototyp J.* 2012;18(6):451-457.

24. Fateri M, Gebhardt A. Process parameters development of selective laser melting of lunar regolith for on-site manufacturing applications. *Int J Appl Ceram Technol.* 2015;12(1):46-52.

25. Goulas A, Binner JGP, Harris RA. Assessing extraterrestrial regolith material simulants for in-situ resource utilisation based 3D printing. *Appl Mater Today.* 2017;6:54-61.

26. Fiber laser emitters. Available from: URL: <https://laserstan.ru/catalog/detail/volokonnyy-lazernyy-izluchatel-raycus-100w/> [cited 2025 Sep 20].

27. Katsuyama T, Matsumura H. Infrared fiber waveguides. Translated by VV Voitsikhovskiy, VG Plotnichenko. Moscow: Mir; 1993. 272 p.

28. Howe AS, Wilcox B, McQuin C, Townsend J, Rieber R, Barmatz M, Leichty J.

Faxing structures to the Moon: freeform additive construction system (FACS). In: AIAA Space 2013 Conference & Exhibition. San Diego, CA; 2013 Sep 10–12. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

29. Sun concentrator Sun Simba. URL: <https://habr.com/ru/articles/200140>

30. Ramachandran AM, Thampi AS, Singh M, Asok A. A comprehensive review on optics and optical materials for planar waveguide-based compact concentrated solar photovoltaics. Results Eng. 2022;16:100665.

Информация об авторах

Андрей Олегович Дмитриев, к.т.н., ведущий инженер-конструктор, Акционерное общество "Научно-Производственное Объединение Им. С.А. Лавочкина", Московская обл., г. Химки, Россия; e-mail: DmitrievAO@laspace.ru

Валентин Константинович Сысоев, д.т.н., главный специалист, Акционерное общество "Научно-Производственное Объединение Им. С.А. Лавочкина", Московская обл., г. Химки, Россия; e-mail: sysoev@laspace.ru

Дмитрий Сергеевич Хмель, к.т.н., главный научный сотрудник, ООО «Аэронова», г. Москва, Россия; e-mail: rotor_fly@mail.ru

Андрей Дмитриевич Юдин, к.т.н., ведущий конструктор Акционерное общество "Научно-Производственное Объединение Им. С.А. Лавочкина", Московская обл., г. Химки, Россия; e-mail: IUdinAD@laspace.ru

Information about the authors

Andrey O. Dmitriev, Cand. Sci. (Eng.), Lead Design Engineer, JSC "NPO Lavochkin", Khimki, Moscow Region, Russia; e-mail: DmitrievAO@laspace.ru

Valentin K. Sysoev, Dr. Sci. (Eng.), Chief Specialist, JSC "NPO Lavochkin", Khimki, Moscow Region, Russia; e-mail: sysoev@laspace.ru

Dmitry S. Khmel, Cand. Sci. (Eng.), Chief Researcher, Limited Liability Company "Aeronova", Moscow, Russia; e-mail: rotor_fly@mail.ru

Andrey D. Yudin, Cand. Sci. (Eng.), Lead Designer, JSC "NPO Lavochkin", Khimki, Moscow Region, Russia; e-mail: IUdinAD@laspace.ru