

Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 2. С. 51–61  
Thermal processes in engineering, 2023, vol. 15, no. 2, pp. 51–61

Научная статья  
УДК 536.24  
DOI: 10.34759/tpt-2023-15-2-51-61

## Моделирование процесса спекания лунного реголита. Анализ расчетно-экспериментального метода идентификации математической модели теплопереноса

К.В. Кочнев<sup>1✉</sup>, А.В. Ненарокомов<sup>1✉</sup>

<sup>1</sup> *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия*  
*kochnevkirillvl@gmail.com*<sup>✉</sup>  
*nenarokomovav@mai.ru*<sup>✉</sup>

**Аннотация.** Анализируется методология отработки технологии спекания лунного реголита с использованием солнечного концентратора. Исходя из условий окружающей среды на Луне, выбраны параметры главного параболического зеркала. Рассчитана мощность оптического блока. Предложена постановка задачи параметрической идентификации модели теплопереноса в установке для проведения экспериментов по спеканию в земных условиях.

**Ключевые слова:** лунный реголит, спекание, аддитивные технологии, солнечный концентратор, обратные задачи теплообмена, параметрическая идентификация

**Финансирование.** Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 20-08-01174 А).

**Для цитирования.** 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. DOI: 10.34759/tpt-2022-15-2-51-61

Original article

## Lunar regolith sintering process simulation. Analysis of computational and experimental identification method of the heat transfer mathematical model

K.V. Kochnev<sup>1✉</sup>, A.V. Nenarokomov<sup>1✉</sup>

*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*  
*kochnevkirillvl@gmail.com*<sup>✉</sup>  
*nenarokomovav@mai.ru*<sup>✉</sup>

**Abstract.** The article describes the process of a prototype setup creating for conducting experiments on sintering under terrestrial conditions. Solar concentrator is the main working tool of the prototype. The article depicts both optical unit and the principle of its operation.

The initial parameters of the prototype were obtained from the design model of an automatic lunar apparatus for testing the lunar regolith sintering process under the impact of concentrated sunlight. In their previous works the authors performed an analysis of chemical and granulometric composition of the lunar rego-

lith. Conditions under which the apparatus should perform its task on the Moon were studied as well. Based on this data, the design image of the lunar apparatus was formed. The main attention was paid to the optical unit design and characteristics being the basic instrument of the device. Sources studying revealed that the best option for a concentrator is a parabolic mirror with an aperture of about  $60^\circ$  with a reflective surface coated with protected aluminum. The optical block consists of three mirrors. The first mirror is parabolic. It collects and focuses the sunlight. The second mirror directs the flow of rays into the installation and increases the distance to their intersection point. The third mirror is necessary for the Sun rays always fall into the sintering zone.

The prototype was created for testing theoretical calculations of sintering processes. As for now, the activities on the prototype continue. Thus, an analysis of possible deviations of its characteristics from the calculated ideal ones was performed. Three reasons for the prototype characteristics degradation were identified. They are the quality of the mirrors' surface, insufficient reflection coefficients of the mirror surfaces coatings, inaccuracies in the optical system elements installing. A plan for the effectiveness evaluation of the optical system has been developed. For this, the authors proposed creating additional equipment that will help tracking the sunlight propagation inside the optical system.

**Keywords:** lunar regolith, sintering, additive technologies, solar concentrator, heat transfer inverse problem, parametric identification

**Funding.** The work was supported by RFBR grant 20-08-01174 A.

**For citation.** Kochnev K.V., Nenarokomov A.V. Lunar regolith sintering process simulation. Analysis of computational and experimental identification method of the heat transfer mathematical model. *Thermal processes in engineering*, 2023, vol. 15, no. 2, pp. 51–61. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2023-15-2-51-61

### Введение

В работе рассматривается проблема разработки экспериментально-расчетного метода, который должен обеспечить проведение и обработку результатов эксперимента по спеканию симулятора лунного реголита концентрированным солнечным светом в земных условиях. Цель эксперимента – проверка математических моделей процесса спекания. В данной работе под спеканием понимается процесс, в котором соединение разнородных компонентов происходит за счет плавления и последующего отверждения одного из компонентов, выступающего в роли связующего.

На пути создания автоматизированного устройства для отработки процесса спекания лунного реголита под действием концентрированного солнечного света на поверхности Луны необходимо решить множество задач. Первая из них – разработка экспериментально-расчетного метода для отработки технологии в земных условиях. При этом следует отметить, что конечная цель – устройство для переработки реголита в конструкционный материал для строительства объектов лунной инфраструктуры – очень сложна и требует комплексного подхода и решения многих вопросов из различных областей техники. Среди других задач

можно отметить проектно-конструкторские работы, тепловые, энергетические и баллистические расчеты и др. В предыдущем исследовании авторов [1] по данной тематике были рассмотрены вопросы, касающиеся физических свойств реголита, и поставлена задача по моделированию теплообмена в симуляторе лунного реголита. В настоящей статье акцент сделан на техническую и вычислительную составляющие исследования. При этом следует иметь в виду, что сегодня эксперименты проводятся на стационарном оборудовании, которое не ограничено массой и габаритами, впоследствии же придется учитывать ограничения, выдвигаемые возможностями современной ракетно-космической техники. Дефицит массы полезной нагрузки, связанный с возможностями выведения ракеты-носителя и ее допустимые размеры, ограниченные полезным объемом головного обтекателя, напрямую влияют на мощность разрабатываемой установки. Исходя из этого невозможно корректно осуществить моделирование процесса плавления лунного реголита без учета технической характеристики будущей установки.

Как было отмечено выше, разработка подобной системы требует комплексного и итеративного подхода. Теоретические расчеты должны

постоянно подтверждаться экспериментами, поскольку при теоретическом моделировании делается много допущений, не всегда строго обоснованных. Эти допущения могут иметь различную значимость для релевантности полученных результатов. В то же время не представляется возможным создать такую экспериментальную установку, которая бы позволила провести эксперимент, полностью воспроизводящий процесс спекания реголита в лунных условиях. Как минимум не получилось бы одновременно смоделировать лунное тяготение, действующее на все компоненты системы, радиационный фон, вакуум и инсоляцию. Поэтому, как и при теоретических расчетах, экспериментальная отработка требует постановки различных экспериментов с отдельно выбранными моделируемыми параметрами.

Задача экспериментально-расчетного метода, представленного в настоящей работе, состоит в том, чтобы, во-первых, проверить правильность подходов моделирования процессов плавления, а во-вторых, выявить ограничения, накладываемые технической стороной проекта.

### Свойства лунного реголита

Для моделирования процесса спекания лунного реголита необходимо предварительно оценить его теплофизические характеристики. Были проанализированы различные научные труды, посвященные исследованию свойств лунного реголита. В некоторых случаях были использованы данные, полученные при исследовании симуляторов реголита [2].

#### Плотность

Очевидно, что плотность лунного реголита имеет большое значение при тепловых расчетах. Для верхних 15 см лунного грунта, исходя из данных миссий «Аполлон» и «Луна», можно принять среднее значение  $1500 \text{ кг/м}^3$  [3].

Естественно, ожидаемая плотность будет увеличиваться с глубиной, однако, по видимому, ее значение не превысит  $1790 \text{ кг/м}^3$  на глубине до 60 см [3].

Плотность расплавленного лунного реголита зависит как от температуры, так и от состава. Ниже представлена модель плотности реголита [4]. Эта модель содержит зависимость как от состава, так и от температуры. Модель,

показанная в уравнении (1), использовалась для плотности каждого из трех типов расплавленного лунного реголита:

$$\rho = \frac{r_1}{r_2 + r_3(T - 1873)}, \quad (1)$$

где  $\rho$  – плотность,  $\text{кг/м}^3$ ;  $T$  – температура, К;  $r_i$  – коэффициенты регрессии, представленные в табл. 1.

**Таблица 1. Коэффициенты регрессии для модели Стеббинса, описывающей плотность реголита**

Тип реголита	$r_1$	$r_2$	$r_3$
Высокогорный	$6.345 \cdot 10^4$	24.11	0.001206
Морской с высоким содержанием титана	$6.333 \cdot 10^4$	22.48	0.001982
Морской с низким содержанием титана	$6.384 \cdot 10^4$	23.01	0.001612

Исходя из вышеприведенных данных в предварительных расчетах, принимается, что плотность реголита составляет  $1500 \text{ кг/м}^3$ .

#### Удельная теплоемкость

Для точного определения потребной мощности солнечного концентратора необходимо знать зависимость удельной теплоемкости реголита от температуры.

Для определения теплоемкости твердого реголита при температуре более 350 К предлагается использовать модель Стеббинса [4]:

$$C_p = \sum_i \chi_i c_{f,i} + T \sum_i \chi_i c_{g,i} + T^{-2} \sum_i \chi_i c_{h,i}, \quad (2)$$

где  $\chi_i$  – мольная доля оксида  $i$  в лунном реголите;  $c_{f,i}$ ,  $c_{g,i}$ ,  $c_{h,i}$  – коэффициенты, полученные на основе линейной регрессии данных по нескольким десяткам минералов.

Для расплавленного реголита теплоемкость остается относительно постоянной с температурой, но меняется в зависимости от состава и определяется следующим уравнением:

$$C_p = \sum_i \chi_i C_{l,i}, \quad (3)$$

где  $C_{l,i}$  – коэффициент оксида  $i$  в лунном реголите, сформированный на основе линейной регрессии базы данных, включающей 58 различных составов [4].

Результирующие коэффициенты приведены в табл. 2.

Таблица 2. Коэффициенты для модели удельной теплоемкости Стеббинса

Тип реголита	$\sum_i \chi_i c_{f,i}$	$\sum_i \chi_i c_{g,i}$	$\sum_i \chi_i c_{h,i}$	$\sum_i \chi_i c_{l,i}$
Морской с высоким содержанием титана	$8.820 \cdot 10^2$	$3.083 \cdot 10^{-1}$	$-2.278 \cdot 10^7$	$1.531 \cdot 10^3$
Морской с низким содержанием титана	$9.093 \cdot 10^2$	$2.870 \cdot 10^{-1}$	$-2.469 \cdot 10^7$	$1.539 \cdot 10^3$
Высокогорный	$9.530 \cdot 10^2$	$2.524 \cdot 10^{-1}$	$-2.645 \cdot 10^7$	$1.565 \cdot 10^3$

*Скрытая теплота плавления*

Скрытая теплота плавления является важным параметром при расчете энергопотребления систем, связанных с плавлением реголита. Она зависит от состава реголита, следовательно, и от его типа. В табл. 3 представлено модальное минералогическое распределение плагиоклаза, оливина, пироксена и ильменита вместе со скрытой теплотой плавления каждого.

Как видно из табл. 3, скрытая теплота плавления лунного реголита находится в пределах 450–480 кДж/кг в зависимости от типа реголита.

*Теплопроводность*

Теплопроводность лунного реголита играет большую роль в моделировании переноса тепла. Эффективная теплопроводность твердого гранулированного реголита повышается с температурой, потому что гранулированные пористые материалы в вакууме будут иметь два основных механизма теплопередачи. Первый – это перенос тепла через частицы и их кон-

тактные поверхности, а второй – излучение в межзерновых полостях. В большинстве работ, связанных с теплопроводностью твердого гранулированного реголита, используется модель [2]:

$$k = 0.001561 + 5.426 \times 10^{-11} (T^3), \quad (4)$$

где  $k$  – теплопроводность, Вт/(м·К);  $T$  – температура, К.

Уравнение теплопроводности реголита в расплавленном состоянии составлено по данным, полученным при плавлении симуляторов реголита. Симуляторы были подобраны таким образом, чтобы их состав был максимально приближен к составу реголита.

Уравнение теплопроводности расплавленного реголита выглядит следующим образом:

$$k = \exp\left(-9.332 + \frac{1.409 \times 10^4}{T}\right). \quad (5)$$

**Свободная энергия Гиббса и энтальпия образования**

Свободная энергия Гиббса ( $\Delta G$ ) и энтальпия образования ( $\Delta H$ ) для оксидов в лунном реголите описывают энергию, необходимую для разрыва химических связей.

Из-за того что  $\Delta G$  и  $\Delta H$  часто меняются в зависимости от фазы, данные были разделены на высокотемпературные и низкотемпературные и сведены к следующему уравнению [5]

$$\Delta G(T) = a_G + b_G T \log_{10}(T) + c_G T, \quad (6)$$

$$\Delta H(T) = a_H + b_H T, \quad (7)$$

где  $T$  – температура, К;  $a_G, b_G, c_G, a_H, b_H$  – регрессионные коэффициенты для составляющих элементов, приведенные в табл. 4 и 5.

Таблица 3. Скрытая теплота плавления реголита трех типов

Минерал	Молярная доля ( $\chi_i$ )			Скрытая теплота плавления, кДж/моль
	Морской с высоким содержанием титана	Морской с низким содержанием титана	Высокогорный	
Плагиоклаз	0.2830	0.2875	0.7320	134.3
Оливин	0.0465	0.0880	0.0230	83.2
Пироксен	0.5945	0.5890	0.2440	65.1
Ильменит	0.0760	0.0355	0.0010	21.7
Удельная теплота, кДж/кг	449.2	457.7	478.6	

Таблица 4. Регрессионные коэффициенты для низких температур

Элемент	$a_G$	$b_G$	$c_G$	$a_H$	$b_H$	max $T$ , К
K <sub>2</sub> O	-746.0	-0.0820	0.5436	-742.1	0.0333	1000
Na <sub>2</sub> O	-766.9	-0.1132	0.5769	-767.6	0.0512	1100
P <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	-1165	-0.0030	0.3327	-1164	0.0015	1100
FeO	-497.9	-0.0074	0.1243	-500.8	0.0066	1800
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	-552.2	-0.0253	0.2538	-551.1	0.0093	1800
Cr <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	-678.6	-0.0122	0.1839	-676.9	0.0031	2100
SiO <sub>2</sub>	-906.3	-0.0171	0.2301	-906.5	0.0078	1600
TiO <sub>2</sub>	-896.7	-0.0174	0.2152	-899.0	0.0104	1900
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	-1074	0.0264	0.1140	-1073	-0.0131	1350
MgO	-1056	0.0375	0.0528	-1055	-0.0186	1300
CaO	-1104	0.0361	0.0421	-1104	-0.0154	1700

Таблица 5. Регрессионные коэффициенты для высоких температур

Элемент	$a_G$	$b_G$	$c_G$	$a_H$	$b_H$	min $T$ , К
K <sub>2</sub> O	-1182	-0.3444	1.753	-1184	0.1517	1000
Na <sub>2</sub> O	-1196	-0.2028	1.218	-1196	0.0878	1100
P <sub>2</sub> O <sub>5</sub>	-1287	-0.0521	0.5866	-1286	0.0221	1100
FeO	-522.9	-0.0130	0.1561	-522.9	0.0056	1800
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	-552.5	0.0026	0.1632	-552.4	-0.0011	1800
Cr <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	-728.6	-0.0304	0.2684	-728.6	0.0132	2100
SiO <sub>2</sub>	-974.5	-0.0453	0.3612	-974.3	0.0196	1600
TiO <sub>2</sub>	-913.6	-0.0318	0.2711	-913.5	0.01137	1900
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	-1154	-0.1110	0.6038	-1154	0.0481	1350
MgO	-1412	-0.1128	0.7845	-1409	0.0479	1300
CaO	-1494	-0.0903	0.6732	-1491	0.0377	1700

### Моделирование процесса спекания реголита

Процесс спекания представляет собой посточную обработку поверхности реголита движущимся лучом концентрированной солнечной энергии. Под действием подводимой энергии в слое реголита образуется ванна расплава. Параметры ванны расплава зависят от химических и гранулометрических свойств реголита, плотности упаковки, подводимой мощности, скорости сканирования, диаметра светового пятна и рисунка сканирования [1]. В то же время параметры ванны расплава влияют на характеристики спеченного образца, поэтому точное моделирование процессов, происходящих в ванне расплава представляет собой основную задачу.

Сложный теплообмен и растекание расплавленного реголита в ванне расплава должны оказывать существенное влияние на градиент температуры и скорость затвердевания, что в свою

очередь сильно влияет на морфологию затвердевания, размер зерна и направление роста. Экспериментальное измерение этих физических явлений теплопередачи и конвекции жидкости представляет собой сложную задачу.

Для точного моделирования микроструктуры затвердевания численная модель должна описывать взаимодействие между лучом концентрированной энергии и частицами порошка. В разрабатываемой технологии диаметр светового пятна, формируемого на поверхности реголита, в десятки раз превышает размеры отдельных песчинок. Это позволяет считать, что при движении световое пятно полностью перекрывает свободную поверхность каждой облучаемой песчинки. Данное допущение серьезно упрощает задачу моделирования, а именно отменяет необходимость рассмотрения случаев частичного облучения отдельных песчинок.

Тем не менее экспериментально показано влияние свойств упаковки (например, распре-

деление частиц по размерам и плотность упаковки) на свойства спеченного образца. Увеличение плотности упаковки реголита достигается двумя способами: прессованием и использованием частиц как можно меньшего размера. Исследования проводились на реголите с размером частиц в интервале от 125 до 300 мкм. Однако при введении в состав дополнительных 10 % по массе частиц реголита с размером < 50 мкм прочность на сжатие и модуль Юнга у спеченных образцов увеличиваются вдвое.

Данные об упаковке, которые являются обязательным условием для моделирования динамики ванны расплава, обычно рассчитываются с использованием алгоритмов, варьирующихся от простого выполнения предварительно определенной последовательности упаковки до сложного моделирования с учетом контактных взаимодействий частиц между собой с использованием метода дискретных элементов. Для простоты предполагается аппроксимировать частицы порошка в виде твердых сфер. Координаты и диаметры сферических частиц рассчитываются и затем импортируются в качестве исходной геометрии в физические модели ванны расплава.

Уравнение теплопроводности записывается в трехмерной системе координат как:

$$k \left( \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \dot{Q} = \rho C \frac{\partial T}{\partial t}, \quad (8)$$

где  $k$ ,  $\rho$ ,  $C$ ,  $T$  и  $t$  – теплопроводность, плотность, теплоемкость, температура и время соответственно.

Проникновение луча энергии через порошковые слои позволяет частицам поглощать тепловую энергию при многократных отражениях луча. Поэтому принято учитывать объемный источник тепла следующим образом:

$$\dot{Q} = \frac{d\eta P}{\pi r^2 h} \left[ -\frac{d(x_b^2 + y_b^2)}{r^2} \right], \quad (9)$$

где  $d$ ,  $\eta$ ,  $P$ ,  $r$  и  $h$  – коэффициент распределения луча, коэффициент поглощения, мощность луча, радиус сфокусированного луча на поверхности слоя порошка и высота слоя соответственно;  $x_b$  и  $y_b$  – расстояния до любой точки от луча в направлениях  $X$  и  $Y$  соответственно.

Интерес также представляет модель, в которой тепловое воздействие луча концентриро-

ванной энергии, приложенной на верхнюю свободную поверхность порошкового слоя, было аппроксимировано как тепловой поток по гауссовскому распределению:

$$q(w) = \frac{2\eta Q}{\pi r^2} \exp\left(-\frac{2w^2}{r^2}\right), \quad (10)$$

где  $q$  – тепловой поток;  $w$  – радиальное расстояние от центра луча;  $Q$  – мощность луча;  $r$  – радиус луча;  $\eta$  – поглощающая способность материала.

Граничные условия с учетом конвекции и излучения можно записать как

$$q_L = h_c(T - T_K) - \sigma\varepsilon(T^4 - T_K^4) + q_{\text{исп}}, \quad (11)$$

где  $h_c$  – коэффициент конвективного теплообмена;  $T$  – температура поверхности;  $T_K$  – комнатная температура;  $\varepsilon$  – излучательная способность;  $\sigma$  – постоянная Стефана – Больцмана;  $q_{\text{исп}}$  – потеря тепла при испарении.

Первые два слагаемых в правой части уравнения соответствуют потерям тепла вследствие конвекции и излучения. Последнее слагаемое представляет потерю тепла при испарении.

В составе реголита присутствуют компоненты, которые закипают при температуре плавления  $\text{SiO}_2$  – выступающие связующим [1]. Поэтому необходимо учитывать потерю тепла на испарение этих компонентов:

$$q_{\text{исп}} = \frac{0.82\Delta H_v^*}{\sqrt{2\pi MRT}} P_0 \exp\left(\frac{\Delta H_v^*(T - T_v)}{RTT_v}\right), \quad (12)$$

где  $\Delta H_v^*$  – эффективная энтальпии паров;  $M$  – молярная масса;  $R$  – универсальная газовая постоянная;  $T$  – температура поверхности;  $T_v$  – температура кипения;  $P_0$  – давление.

Основные движущие силы для потока жидкости в ванне расплава во время процесса обработки поверхности описываются следующим образом. Первая сила – это напряжение сдвига Марангони, вызванное пространственным изменением силы поверхностного натяжения:

$$\gamma(T) = \gamma_m + \frac{d\gamma}{dT}(T - T_m), \quad (13)$$

где  $\gamma$  – поверхностное натяжение при температуре поверхности  $T$ ;  $\gamma_m$  – поверхностное натяжение при температуре плавления  $T_m$ ;  $d\gamma/dT$  – температурный коэффициент поверхностного натяжения.

Вторая движущая сила – это давление отдачи  $P_{rec}$  из-за испарения жидких компонентов, которое оказывает нормальную силу на свободную поверхность:

$$P_{rec} = 0.54P_0 \exp\left(\frac{\Delta H_v(T - T_v)}{RTT_v}\right). \quad (14)$$

Эффективная плотность ( $\rho_e$ ) порошкового слоя рассматривается следующим образом:

$$\rho_e = \rho\eta_p + \rho_g(1 - \eta_p), \quad (15)$$

где  $\eta_p$  и  $\rho_g$  – эффективность упаковки слоя порошка и плотность защитного газа аргона (Ar) соответственно. Эффективная удельная теплоемкость  $C_e$  порошкового слоя рассматривается как

$$C_e = \frac{\rho\eta_p C + \rho_g(1 - \eta_p)C_g}{\rho\eta_p + \rho_g(1 - \eta_p)}, \quad (16)$$

где  $C_g$  – удельная теплоемкость аргона. Скрытая теплота плавления  $H_L$  рассматривается с точки зрения энтальпии ( $H$ ) материала как

$$H(T) = \int \rho C(T) dT + \beta H_L, \quad (17)$$

где  $\beta$  – жидкая фракция, определяется как

$$\beta = \begin{cases} 0, & T \leq T_s \\ \frac{T - T_s}{T_l - T_s}, & T_s \leq T \leq T_l \\ 1, & T \geq T_l \end{cases} \quad (18)$$

где  $T_s$  и  $T_l$  – температура солидуса и ликвидуса соответственно. Эффективная теплопроводность порошкового слоя  $k_e$  рассчитывается как

$$k_e = k_g \frac{\eta_p N}{2} \times \left[ 0.5 \ln(1 + L) + \ln(1 + \sqrt{L}) + \frac{1}{1 + \sqrt{L}} - 1 \right], \quad (19)$$

где  $N = 6$  – координационное число;  $k_g$  – теплопроводность защитного газа Ar;  $L = 5.4 \cdot 10^{-10} / d_m$ , где  $d_m$  – средний диаметр порошка, мкм.

Как было отмечено выше, на характеристики спеченного образца значительно влияют рисунок заполнения, скорость сканирования, диаметр светового пятна и подводимая мощность. Для того чтобы исследовать сочетания этих факторов, проводится моделирование в программном продукте Ansys Transient Thermal. Сценарии сканирования программируются на языке APDL-команд. На данный момент запрограммирован сценарий «Многострочный

зигзаг с контуром». В данном сценарии источник сначала выполняет контур спекаемой области, а после заполняет ее параллельными проходами. Процесс выполнения описанного сценария показан на рис. 1.

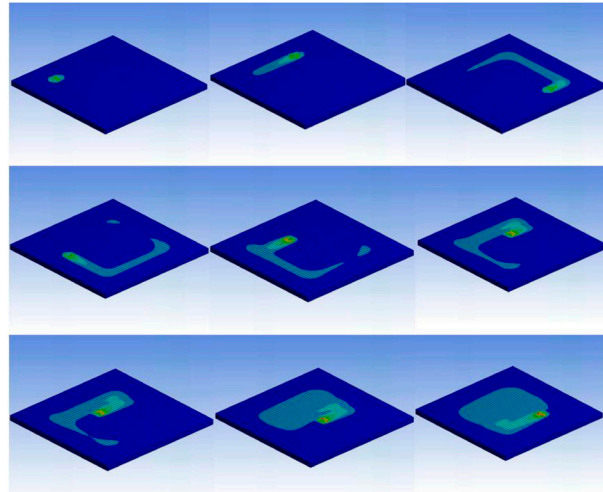


Рис. 1. Моделирование движения источника энергии по заданной траектории

### Технические средства для экспериментального моделирования спекания реголита в лунных условиях

Разрабатываемая экспериментальная установка должна базироваться на перспективных проектах будущего космического аппарата для исследования спекания реголита во время лунной экспедиции. Вероятный облик лунного аппарата (гелиолитограф) представлен на рис. 2.

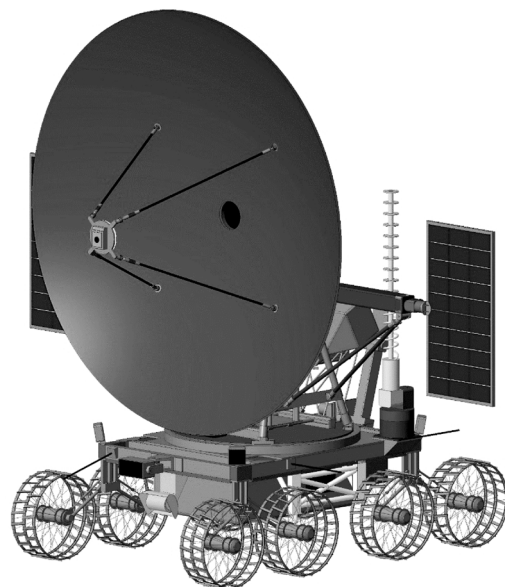


Рис. 2. Гелиолитограф

Гелиолитограф представляет собой самоходный автоматический аппарат, задачей которого является экспериментальная обработка технологии переработки лунного реголита в конструкционный материал. Процесс переработки заключается в послойном спекании 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 фокусом концентратора 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. Схема распространения лучей в установке показана на рис. 3.

Существует множество различных преобразователей солнечной энергии. Величина концентрации зависит от формы зеркала. На рис. 4 [6] показана зависимость величины концентрации от типа преобразователя.

Из графиков, приведенных на рис. 4, видно, что концентратор параболической формы имеет наибольшую способность концентрировать энергию. Однако это не единственная причина выбора данной формы. Особенность концентраторов со сферическим зеркалом заключается в том, что у них нет единого фокуса: собирае-

мая энергия распределяется по отрезку, находящемуся на оси, перпендикулярной центру зеркала.

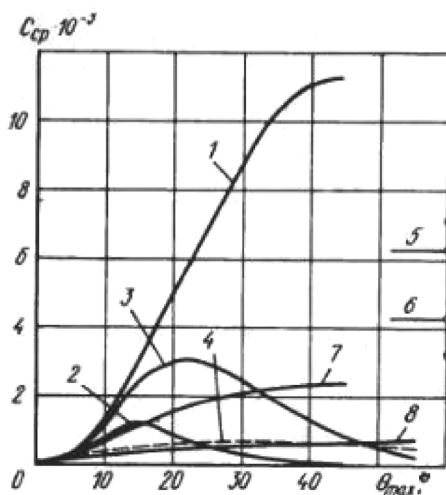


Рис. 4. Величины средних концентраций для отражателей разного типа [1]: 1 – идеальный параболоид; 2 – сфера в плоскости  $R_{сф}/2$ ; 3 – сфера при оптимальном смещении приемника; 4 – сфера, приемник осевого типа; 5 – стеклянный параболоид прожекторного типа,  $\theta_{max} = 60^\circ$ ; 6 – никелевая копия,  $\theta_{max} = 60^\circ$ ; 7 – концентратор Френеля; 8 – зонтичный концентратор

Несмотря на то что оптимальный угол раскрытия параболического концентратора равен  $45^\circ$ , в стендовых установках и параболических антеннах применяются концентраторы с апертурой порядка  $60^\circ$ . Это связано с тем, что при одной и той же площади проекции зеркала на плоскость, перпендикулярную направлению падения солнечных лучей, фокусное расстояние у concentra-

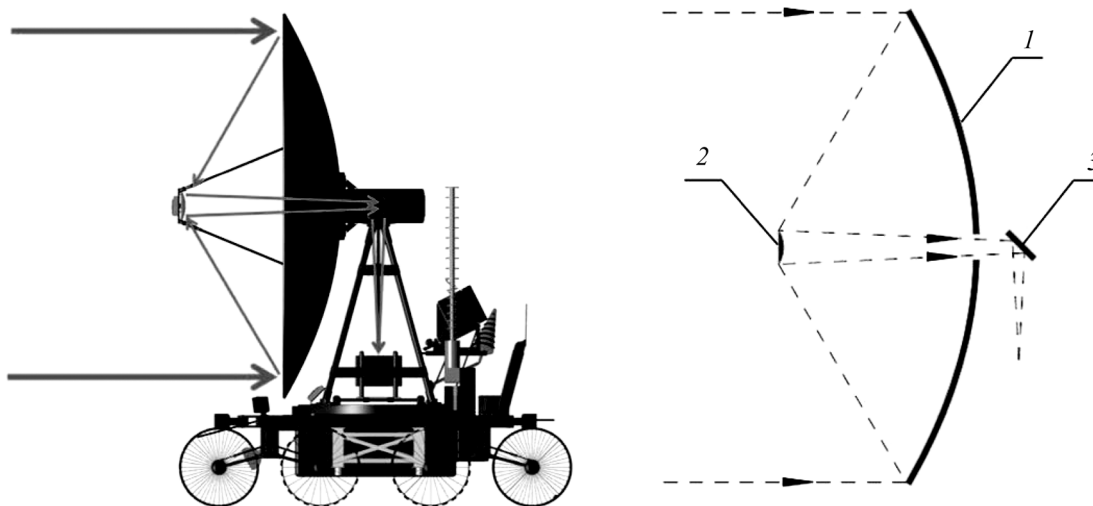


Рис. 3. Схема хода лучей в установке: 1 – параболический концентратор; 2 – вторичное зеркало; 3 – поворотное зеркало



торов с апертурой  $45^\circ$  больше, а значит, больше габариты установки. Поэтому в данной работе предлагается использовать параболический концентратор с апертурой  $64^\circ$ .

На рис. 5 [6] приведен график, показывающий спектральные отражательные способности различных покрытий. Наиболее эффективным отражающим покрытием в космосе является алюминий, его коэффициент отражения может достигать 90...93%. Однако из-за воздействия микрометеоритов, коротковолнового солнечного и космического излучений, испарения металла способности отражающего слоя со временем ухудшаются. Для повышения стойкости отражающего слоя используются дополнительные прозрачные покрытия, например пленка монооксида кремния.

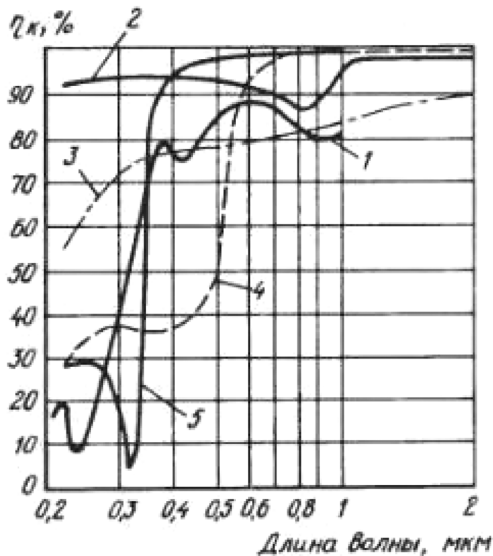


Рис. 5. Спектральные отражательные способности различных покрытий: 1 – Al под пленкой монооксида кремния; 2 – Al; 3 – Rh; 4 – Au; 5 – Ag

Как показано в работе «Моделирование теплообмена в симуляторе лунного реголита. Постановка задачи» [1], для спекания одного килограмма реголита требуется 1561 кДж тепловой энергии. Плотность солнечного излучения в окрестностях Луны составляет  $E_C = 1.342 \text{ кВт/м}^2$ . Диаметр концентратора выбран равным 2500 мм. Если предположить, что все солнечное излучение, собираемое главным зеркалом, без потерь фокусируется в пятно диаметром 50 мм, то плотность излучения в этом пятне будет  $3.282 \text{ кВт/м}^2$ .

Как показывает опыт других исследователей [7, 8], проведение экспериментов по спеканию

реголита в земных условиях с помощью солнечного концентратора возможно.

При этом ожидается, что не вся поверхность главного зеркала будет собирать лучи в фокальной точке. Причиной этому являются точность изготовления, точность сборки сегментов зеркала и локальные повреждения поверхности. То же самое касается вторичного и поворотного зеркал. Распространение лучей внутри оптической системы также зависит от взаимного расположения отражающих поверхностей. Взаимное расположение может быть откорректировано в определенном диапазоне с помощью заложенных механизмов юстировки.

Идеальный случай распространения лучей был приведен на рис. 3. В реальности же можно ожидать картину, подобную той, что показана на рис. 6.

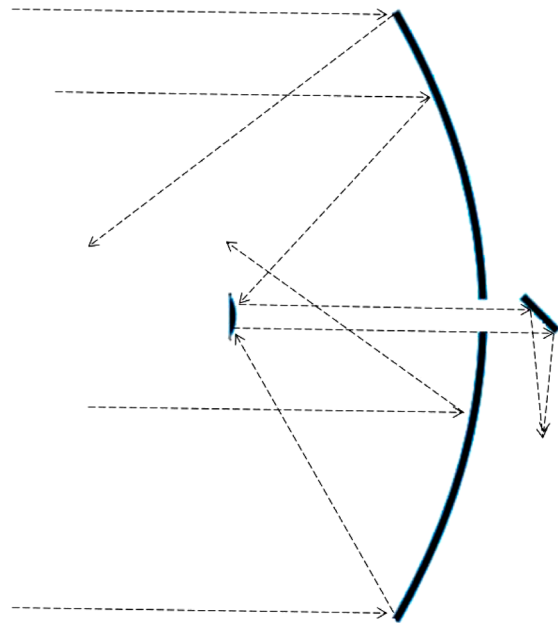


Рис. 6. Ожидаемая картина отражения лучей

Для построения карты формы поверхности главного зеркала планируется создать вспомогательный стенд, схематично показанный на рис. 7. Конструкция стенда представляет собой опорную станину, на которой закреплена градуированная планка с лазерным излучателем. Планка может поворачиваться относительно горизонтальной оси станины на  $360^\circ$ . Излучатель может быть закреплен на планке с различным расстоянием от оси вращения. Особым требованием является параллельность оси излучателя и оси вращения планки.

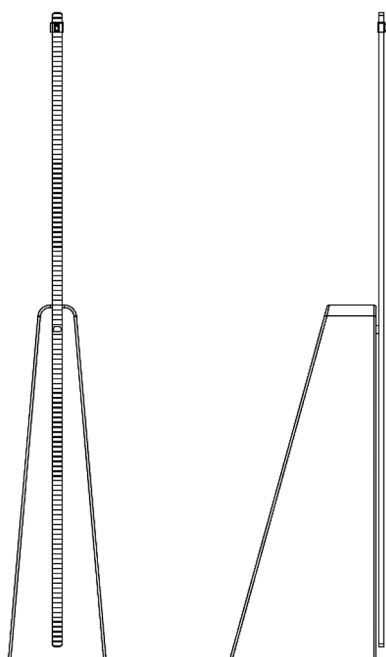


Рис. 7. Вспомогательный стенд

Схема эксперимента по построению карты поверхности показана на рис. 8. Суть эксперимента заключается в том, чтобы, последовательно меняя угол поворота планки и положение излучателя, проводить фотофиксацию распространения луча.

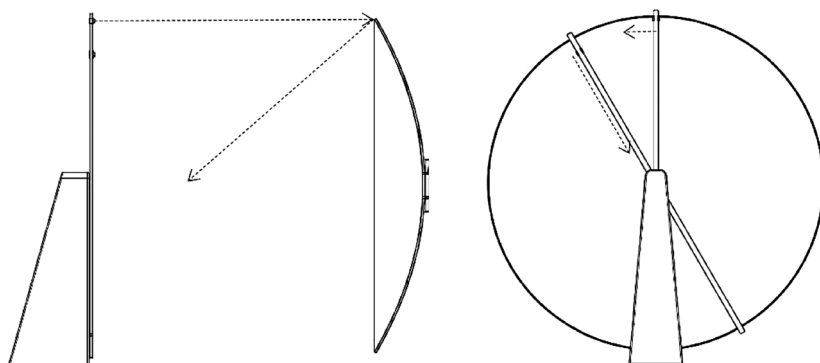


Рис. 8. Проверка геометрии зеркала

Фотофиксацию предполагается проводить в двух проекциях. Обязательным требованием является сохранение соосности оси поворотной планки и оси зеркала. После проведения всех замеров и обработки результатов должна быть составлена карта поверхности зеркала, которая предположительно выглядит так, как показано на рис. 9, где штриховкой выделены зоны зеркала, при отражении от которых свет направляется не в фокус.

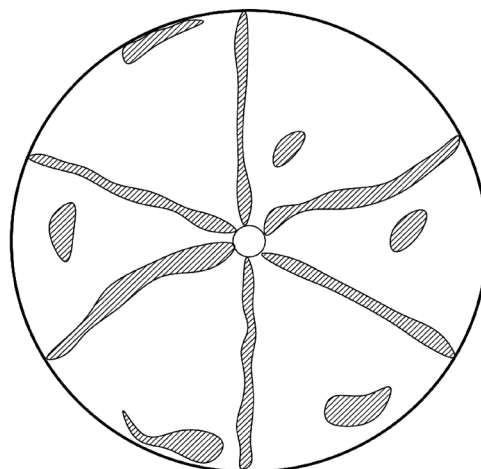


Рис. 9. Возможная карта поверхности главного зеркала

Выявление таких зон необходимо для точного расчета КПД установки. После получения карты поверхности можно вычислить полезную площадь, которая участвует в сборе солнечной энергии.

Отражательные свойства зеркальных поверхностей являются важным параметром прототипа. Поскольку прототип собирается из общедоступных материалов, требуется экспериментально определить коэффициенты отражения зеркал.

### Заключение

Проанализированы данные о теплофизических свойствах реголита. Представлены предварительные результаты моделирования процесса спекания реголита в программном продукте Ansys Transient Thermal.

На основе проектного облика лунного аппарата проведен анализ технологии создания прототипа экспериментальной установки. Выявлены возможные дефекты и предложен подход к определению характеристик установки.

### Список источников

1. 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. DOI: 10.34759/tpt-2021-13-6-264-268
2. Schreiner, Samuel S., Dominguez, Jesus A., Sibille, Laurent, Hoffman, Jeffrey A. Thermophysical property models for lunar regolith. *Advances in Space Research*, vol. 57, iss. 5, 2016, pp. 1209–1222. DOI: 10.106/j.asr.2015.12.035

3. **Heiken G.H., Vaniman D.T., French B.M.** The Lunar source-book: A user's guide to the Moon. Cambridge university press. Lunar and Planetary Institute, 1991, 736 p.
  4. **Stebbins J., Carmichael I., Moret L.** (1984). Heat capacities and entropies of silicate liquids and glasses. *Contributions to mineralogy and petrology*, 1984, vol. 86 (2), pp. 131–148.
  5. **Chase M.W.** Nist-Janaf Thermochemical tables Set, 4th edition, American Institute of Physics, 1998, 1952 p.
  6. **Кудрин О.И.** Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки / под ред. В.П. Белякова. Москва, 1987. 248 с.
  7. **Nakamura T., 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. DOI: 10.1117/12.892810
  8. **Meurisse A., Makaya A., Willsch C., Sperl M.** Solar 3D printing of lunar regolith. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 152, pp. 800–810. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.063>
- References**
1. **Kochnev K.V., Nenarokomov A.V.** Modeling heat transfer in a lunar regolith simulator. Formulation of the problem. *Thermal processes in engineering*, 2021, vol. 13, no. 6, pp. 242–252. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2021-13-6-264-268
  2. **Schreiner, Samuel S., Dominguez, Jesus A., Sibille, Laurent, Hoffman, Jeffrey A.** Thermophysical property models for lunar regolith. *Advances in Space Research*, vol. 57, iss. 5, 2016, pp. 1209–1222. DOI: 10.106/j.asr.2015.12.035
  3. **Heiken G.H., Vaniman D.T., French B.M.** The Lunar source-book: A user's guide to the Moon. Cambridge university press. Lunar and Planetary Institute, 1991, 736 p.
  4. **Stebbins J., Carmichael I., Moret L.** Heat capacities and entropies of silicate liquids and glasses. *Contributions to mineralogy and petrology*, 1984, vol. 86 (2), pp. 131–148.
  5. **Chase M.W.** Nist-Janaf Thermochemical tables Set. 4th edition. American Institute of Physics, 1998, 1952 p.
  6. **Kudrin O.I.** Solnechnye vysokotemperaturnye kosmicheskie energodvigatel'nye ustanovki [Solar high-temperature space propulsion systems]. Moscow, 1987, 248 p. (In Russ.)
  7. **Nakamura T., 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. DOI: 10.1117/12.892810
  8. **Meurisse A., Makaya A., Willsch C., Sperl M.** Solar 3D printing of lunar regolith. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 152, pp. 800–810. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.063>

Статья поступила в редакцию 12.01.2023; одобрена после рецензирования 02.02.2023; принята к публикации 24.02.2023.

The article was submitted on 12.01.2023; approved after reviewing on 02.02.2023; accepted for publication on 24.02.2023.