

УДК 536.24

Моделирование теплообмена в симуляторе лунного реголита. Постановка задачи*

К.В. Кочнев, А.В. Ненарокомов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, 125993, Россия

e-mail: kochnevkirillvl@gmail.com; nenarokomovav@mai.ru

DOI: 10.34759/tpt-2021-13-6-264-268

Поступила в редакцию 30.04.2021

После доработки 15.05.2021

Принята к публикации 25.05.2021

Проведена постановка задачи математического моделирования процесса плавления лунного реголита под действием концентрированного солнечного света. Выбраны параметры, которые будут использованы при моделировании. Рассматривались три основные составляющие: реголит в качестве объекта воздействия, особенности лунной среды и устройство на основе солнечного концентратора в качестве инструмента воздействия. Определены теплофизические и механические свойства реголита, рассмотрены его симуляторы. Исходя из конструкции концентратора рассчитаны параметры луча концентрированной энергии, которым будет обрабатываться реголит. Из анализа лунных условий подобраны параметры окружающей среды, которые нужно воспроизвести при моделировании.

Ключевые слова: лунный реголит, спекание, аддитивные технологии, солнечный концентратор, лунная база.

Введение

Целью исследования является разработка аддитивной технологии строительства объектов лунной инфраструктуры из реголита с применением концентрированного солнечного излучения. Применение данной технологии в будущем позволит значительно сократить затраты на программу освоения Луны и ускорить ее темпы: использование реголита в качестве строительного материала позволит значительно сократить издержки на доставку грузов с Земли. В данной статье рассматривается постановка задачи, сделанная на основании анализа российских и зарубежных исследований по данной тематике.

Для достижения цели исследования, в первую очередь, нужно проанализировать постановку задачи, а затем разработать приемлемые методы ее решения. Решение инженерной задачи обычно основывается на применении методов математического моделирования, предполагающих понимание анализируемого физического процесса во всех деталях. Выделяются три составляющих математического моделирования: объект (система), над которым производятся действия, условия внешней среды (внешнее воздействие) и механизм (инструмент) воздействия.

Объект исследования

Объектом является лунный реголит. Реголит – это рыхлый слой пыли, покрывающий поверхность Луны. Он образован устойчивой бомбардировкой микрометеоритами и космическим

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

выветриванием из анортозитовых (материк) и базальтовых (море) пород [1, 2]. На Луне реголит распространен практически повсеместно. Иногда отсутствует лишь на склонах крутизной более 30°–40°. Мощность реголита зависит от возраста поверхности и характера геологической ситуации. На морях она колеблется от 0.5–1.0 м до 10–20 м, в среднем составляя 2–5 м. На материках реголит обычно более мощный. Особенно велика мощность реголита в зонах подсклоновых шлейфов (до нескольких десятков метров) [3].

В качестве примеров типичного химического состава реголита на морях и в материковых областях можно привести результаты образцов грунта, доставленного автоматическими станциями Л-16 и Л-20 [3]. Массовые концентрации соединений веществ в образцах приведены в табл. 1.

Теплопроводность лунного грунта определяется прежде всего плотностью упаковки его частиц, а теплоемкость – теплоемкостями входящих в него минералов, так что для образца грунта известного химического состава удельная теплоемкость c может быть рассчитана по следующей формуле:

$$c = \sum_i c_i \cdot C_{Pi}, \quad (1)$$

где c_i – массовая концентрация i -го компонента в образце; C_{Pi} – удельная теплоемкость этого компонента.

В табл. 2 приведены теплофизические свойства соединений, входящих в состав морского и материкового реголита.

Таблица 1. Массовые концентрации соединений

	SiO ₂	Al ₂ O ₃	TiO ₂	FeO	MgO	CaO	Na ₂ O	K ₂ O	MnO	Cr ₂ O ₃	P ₂ O ₅
Л-16	41.7	15.33	3.39	16.64	8.78	12.49	0.34	0.10	0.21	0.28	0.12
Л-20	44.4	22.9	0.56	7.03	9.7	15.2	0.55	0.10	0.12	–	0.14

Таблица 2. Теплофизические свойства соединений

Соединения	c_i , %		$T_{пл}$, К	C_p , кДж/(кг·К)	λ , кДж/(кг·К)	$T_{кип}$, К
	море	материк				
SiO ₂	41.7	44.4	2000	0.884	128.2	3223
Al ₂ O ₃	15.33	22.9	2319.5	0.96	1093	3253
TiO ₂	3.39	0.56	2143	0.691	851	3200
FeO	16.64	7.03	1647	0.754	468	2785
MgO	8.78	9.7	3098	1.068	1910	3973
CaO	12.49	15.2	2903	0.839	928.6	3773
Na ₂ O	0.34	0.55	1193	1.192	479	1623
K ₂ O	0.1	0.1	980	0.887	302.5	разл.
MnO	0.21	0.12	2115	0.668	618.96	3400
Cr ₂ O ₃	0.28	–	2507	0.74	688.9	3273
P ₂ O ₅	0.12	0.14	693	1.49	457.6	857

Для практических расчетов необходимо знать количество теплоты, необходимое для расплавления реголита. Как видно из табл. 1 и 2, большую часть проб морского и материкового реголита составляет SiO₂. Для того, чтобы сократить необходимое количество подводимой энергии и, как следствие, уменьшить габариты космического аппарата, предлагается доводить реголит до состояния, в котором плавится SiO₂, но не более. Процесс, в котором соединение разнородных компонентов происходит за счет плавления и последующего отверждения одного из компонентов, выступающего в роли связующего, называется спеканием. В результате, после спекания получится тестовый образец, в котором SiO₂ будет выступать в качестве связующего. В процессе нагрева реголита различные химические соединения, входящие в его состав, будут отбирать количества теплоты соответственно своим теплофизическим характеристикам.

Расчет теплоты, необходимой i -му химическому соединению, проводится по формуле:

$$Q_i = C_{Pi} \cdot m_i \cdot \Delta T_i + \lambda_i \cdot m_i, \quad (2)$$

где C_{Pi} – удельная теплоемкость химического соединения, входящего в состав реголита; m_i – масса химического соединения; λ_i – удельная теплота плавления i -го соединения; ΔT_i – разница между начальной и конечной температурой. Если температура плавления i -го соединения ниже температуры плавления SiO₂, в качестве конечной берется его температура

плавления. Если температура плавления i -го соединения выше температуры плавления SiO_2 , в качестве конечной берется температура плавления SiO_2 .

Максимальная температура на поверхности Луны в подсолнечной точке составляет более 400 К. Расчетное значение взято ниже для того, чтобы обеспечить запас в случаях, когда поверхность освещается под малым углом или реголит остывает в процессе транспортировки.

Суммарное количество теплоты Q_Σ , подводимой к одному килограмму реголита для перевода SiO_2 из его состава в расплавленное состояние, определяется по формуле (3) и равняется сумме теплоты, подводимой к химическим соединениям:

$$Q_\Sigma = \sum_i Q_i = 1561 \text{ кДж.} \quad (3)$$

Для проведения экспериментов в дальнейшем потребуется значительное количество лунного реголита, который, по понятным причинам, на Земле в дефиците. В настоящее время для проведения экспериментов используется симулятор реголита JSC-1A [2], изготовленный из земных компонентов. Симулятор JSC-1A имитирует образцы морского реголита с низким содержанием титана, собранные в ходе полета «Аполлон-14». Либо может быть использован симулятор JSC-2A, идентичный первому по составу, но изготовленный из синтетических минералов. Составы настоящего реголита и симуляторов приведены в табл. 3.

Таблица 3. Сравнение составов настоящего реголита и его симуляторов

Оксиды	Массовое содержание в JSC-1A/JSC-2A, %	Массовое содержание в лунном грунте с «Аполлон-14», %
SiO_2	46.67	47.3
TiO_2	1.71	1.6
Al_2O_3	15.79	17.8
Fe_2O_3	3.41	–
FeO	7.57	10.5
MgO	9.39	9.6
CaO	9.90	11.4
Na_2O	2.83	0.7
K_2O	0.78	0.6
MnO	0.19	0.1
P_2O_5	0.66	–

В ходе проведенного исследования [4] были сделаны выводы о необходимой подготовке реголита перед процессом спекания.

1. Важна плотность упаковки реголита. Это 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.

2. Безвоздушная среда оказывает положительное влияние на спекание симулятора: в вакууме зерна связываются при более низкой температуре, чем на воздухе, что предотвращает образование дополнительной пористости и увеличивает прочность на сжатие.

Подводя итог по исходным данным для реголита, в постановке задачи можно выделить следующее.

1. Размер зерен должен быть в интервале от 125 до 300 мкм с включениями зерен размером менее 50 мкм (либо усреднить зерна до одного размера с сохранением значения пористости).

2. Нужно моделировать ситуацию спекания порошка в вакууме. Температура спекания при этом должна быть около 1100°C.

Условия внешней среды

Нагрев лунной поверхности происходит главным образом за счет облучения солнечной радиацией. Лунная поверхность рассеивает лишь около 10% падающего на нее излучения. Остальная часть лучистой энергии преобразуется в тепло. Теплопроводность реголита низка, поэтому нагревается достаточно тонкий поверхностный слой. За счет относительно небольшого объема нагретого реголита его температура может превышать 400 К [5]. Поскольку для работы установки необходима солнечная энергия, будем считать, что изначально спекаемый реголит нагрет до 400 К.

Из-за незначительной массы Луны газовая оболочка вокруг нее очень сильно разрежена, практически отсутствует. В связи с этим предполагается, что теплообмен спекаемого реголита с окружающей средой будет происходить только за счет излучения.

Энергетическая установка

Для правильного выбора диаметра луча концентрированного солнечного света и его мощности при моделировании необходимо опираться на характеристики энергетической установки. Предполагается, что энергетическая установка будет построена на базе параболического солнечного концентратора с системой переотражающих зеркал. Принципиальная схема установки показана на рисунке.

На рисунке пунктирными линиями показан ход солнечных лучей. В точке, где лучи пересекаются, находится рабочая зона установки.

Точка пересечения лучей на рисунке является условным обозначением, в реальности лучи будут сходиться в световое пятно. Это связано с точностью изготовления элементов системы, точностью их взаимной установки и физическими особенностями отражения от поверхности параболоида вращения. Для проведения практических расчетов примем, что диаметр светового пятна, полученного в рабочей зоне, не превышает 50 мм [6].

При диаметре концентратора 2500 мм площадь проекции его зеркальной поверхности на плоскость, перпендикулярную направлению падения солнечных лучей $S_{пр}$, составляет 4.9 м².

По своим спектральным характеристикам солнечное излучение может рассматриваться как неполяризованное равномерное излучение абсолютно черного тела с температурой $T_C = 5800$ К. Плотность такого излучения у поверхности Солнца определяется законом Стефана–Больцмана:

$$E_{СИ} = \sigma \cdot T_C^4 \text{ Вт/м}^2,$$

где $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К) – постоянная Стефана–Больцмана.

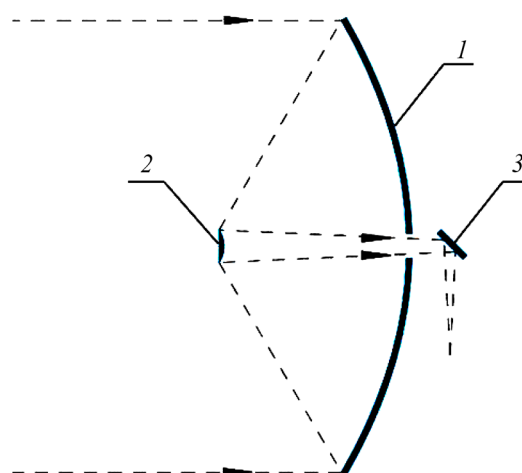
На расстоянии L_C от Солнца плотность солнечного излучения, падающего на поверхность, перпендикулярную направлению его распространения, определяется выражением (4):

$$E_{СИ} = \sigma \cdot T_C^4 \cdot (R_C/L_C)^2 \text{ Вт/м}^2, \quad (4)$$

где $R_C = 695508$ км – радиус Солнца.

Множитель $(R_C/L_C)^2$ учитывает, что излучение распространяется в конечном телесном угле, соответствующем размеру Солнца.

Поскольку расстояние от Луны до Земли много меньше, чем расстояние от Земли до Солнца, расчет получаемой солнечной энергии



Принципиальная схема оптического блока: 1 – параболический концентратор; 2 – контрортражатель; 3 – поворотное зеркало

проведен по параметрам земной орбиты. Орбита Земли эллиптическая и расчетным случаем будет период, когда Земля находится в афелии, так как тогда плотность мощности лучистой энергии будет наименьшей.

Расстояние от Земли до Солнца в афелии $L_{Ca} = 152098232$ км. Тогда, по формуле (4):

$$E_C = 1.342 \text{ кВт/м}^2.$$

Ранее было рассчитано, что солнечное излучение собирается поверхностью с площадью $S_{пр} = 4.9$ м². Из этой площади необходимо вычесть область, затеняемую контрортражателем и стойками, на которых он закреплен. Площадь незатененных участков $S_{эфф} = 4.794$ м².

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 МВт/м².

Выводы

Проведена постановка задачи математического моделирования теплообмена в симуляторе лунного реголита. Установлены следующие параметры: количество теплоты, необходимое для спекания реголита; размер песчинок реголита; диаметр луча концентрированной солнечной энергии и плотность излучения в этом пятне. При моделировании теплообмен с окружающей средой будет учитываться только в виде излучения с поверхности обрабатываемого реголита.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Heiken G., Vaniman D., French B.M.** Lunar source book: A user's guide to the moon. Cambridge University Press, Cambridge, U.K. 1991. 778 p.
2. **Meurisse A., Beltzung J.C., Kolbe M., Cowley A., Sperl M.** Influence of mineral composition on sintering lunar regolith // *J. Aero. Eng.* 2017. V. 30. N 4. 04017014.
3. **Флоренский К.П., Базилевский А.Т., Николаева О.В.** Лунный грунт: свойства и аналоги. Модель 1975 г. Академия наук СССР. Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского, 1975. 50 с.
4. **Кочнев К.В., Ненарокомов А.В.** Технологии обработки лунного реголита для последующего использования // *Тепловые процессы в технике.* 2020. Т. 12. № 6. С. 242–251.
5. **Шевченко В.В.** Луна и ее наблюдение. М.: Наука, 1983. 192 с.
6. **Кудрин О.И.** Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки / Под ред. В.П. Белякова. М.: Машиностроение, 1987. 248 с.

Heat transfer modelling in the lunar regolith simulator. The problem statement

K.V. Kochnev, A.V. Nenarokomov

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russia
e-mail: kochnevkirillvl@gmail.com; nenarokomovav@mai.ru

This work formulated the problem of mathematical modelling of the lunar regolith melting process under the impact of the concentrated sunlight.

The basic purpose of the work consisted in determining the process parameters for their subsequent application in the mathematical model developing. Three components, such as the object being affected, environmental conditions and the affecting tool were considered.

The lunar regolith acts as an object, and its thermophysical characteristics have been studied. The regolith heat capacity values and its particles size were obtained. The expected required power and melting temperature were computed. A conclusion was made that it was worthwhile considering the sintering process, i.e. the process, at which one of the components, which plays the part of the binder, is being brought up to the melting temperature. SiO₂ was selected as this component. Composition the regolith simulator, which is being planned for application in the future full-scale experiments, was considered as well.

The case in hand is about melting simulation under lunar conditions, thus, an inference on the regolith initial temperature, as well as the heat exchange between the regolith and surrounding space was drawn from the media conditions.

A device based on a parabolic solar concentrator was considered as a tool of impact. The main parabolic mirror of the device collects solar radiation, and a system of mirrors redirects it to the working area, where a ray of concentrated solar energy heats the regolith. The following parameters of the concentrated solar energy beam were obtained from the design features: beam diameter, and energy density in the beam.

Keywords: lunar regolith, sintering, additive technologies, solar concentrator, lunar base.

REFERENCES

1. **Heiken G., Vaniman D., French B.M.** *Lunar source book: A user's guide to the moon.* Cambridge, U.K.: Cambridge University Press, 1991. 778 p.
2. **Meurisse A., Beltzung J.C., Kolbe M., Cowley A., Sperl M.** Influence of mineral composition on sintering lunar regolith // *Journal of aerospace engineering*, 2017, vol. 30, no. 4, 04017014.
3. **Florensky C.P., Basilevsky A.T., Nikolaeva O.V.** *Lunnyj grunt: svoystva i analogi. Model' 1974 g.* [Lunar soil: properties and analogues. 1974 year's model]. Moscow: Publishing House of All-Russian Institute of Scientific and Technical Information of the Russian Academy of Sciences, 1975. 72 p. In Russ.
4. **Kochnev K.V., Nenarokomov A.V.** Tekhnologii obrabotki lunnogo regolita dlya posleduyushchego ispol'zovaniya [Lunar regolith processing technologies for subsequent use] // *Teplovye protsessy v tekhnike – Thermal processes in engineering*, 2020, vol. 12, no. 6, pp. 242–251. DOI: 10.34759/tpt-2020-12-6-242-251. In Russ.
5. **Shevchenko V.V.** *Luna i ee nablyudeniye* [The moon and its observation]. Moscow: Nauka, 1983. 192 p. In Russ.
6. **Kudrin O.I.** *Solnechny'e vy'sokotemperaturny'e kosmicheskie e'nergodvigatel'ny'e ustanovki* [Solar high-temperature space propulsion systems]. Moscow: Mashinostroenie, 1987. 248 p. In Russ.