

Определение теплового режима изделия на поверхности Луны с учетом зеркально-диффузного отражения

© Н.О. Борщев¹, А.Р. Денискина², А.Е. Емельянов³

¹ Астрокосмический центр Учреждения Российской академии наук Физического института им. П.Н. Лебедева, Москва, 119991, Россия

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125371, Россия

³ Научно-испытательный центр Ракетно-космической промышленности, Московская обл., г. Пересвет, 141320, Россия

Рассмотрены вопросы расчета теплового режима космического аппарата, находящегося на поверхности Луны. Для этого случая приведена методика расчета внешних лучистых потоков. В качестве исходных данных для расчета были заданы географическое положение космического аппарата на поверхности Луны и начальная дата. Проведен расчет теплового режима космического аппарата методом тепловых балансов на поверхности Луны с учетом зеркально-диффузного теплообмена для случаев, когда характер отражения наружной поверхности экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) был диффузный или зеркальный. Расчет показал, что характер отражения (зеркальный или диффузный) наружной поверхности ЭВТИ для рассматриваемого случая не влияет на температуру поверхности ЭВТИ и температуру космического аппарата, а его диапазон эксплуатационных температур лежит в пределах от 80 до 400К.

Ключевые слова: система обеспечения теплового режима, зеркально-лучистый теплообмен, лунный грунт, температурное поле

Введение. При проектировании системы теплового режима космических аппаратов (КА) первоочередной задачей является составление массива исходных данных в виде начально-граничных условий теплового воздействия на КА. Таким образом, цель данной работы — определение падающих тепловых потоков в диффузном и зеркально-диффузном приближениях на поверхности КА, участвующих в лучистом теплообмене, для оценки теплового состояния конструкции. С этой целью перед определением суммарного удельного теплового потока необходимо для всех поверхностей в выбранной системе ориентации установить угол направления на Солнце для каждой из площадок.

Тепловые условия на поверхности Луны. Средняя скорость движения Луны по орбите составляет 1,023 км/с. Средняя видимая угловая скорость движения Луны — 13°10'35" в сутки, или около 0,51 град/ч, т. е. примерно поперечник лунного диска в 1 ч [1–3].

Большая часть поверхности Луны на глубину примерно 1 м состоит из пористого реголита плотностью около 0,5 г/см³. Этот мелкообломочный материал покрывает коренные скальные породы. Он

образовался в результате выбросов раздробленной породы во время падения метеоритов. Температура грунта на глубине 1-2 м не зависит от времени суток и составляет около $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ [3]. На глубинах больше 1 м температура почти не зависит от освещенности Луны Солнцем и фаз Луны. В более глубоких слоях обнаруживается повышение температуры, подобно тому как на Земле наблюдается геотермический градиент — на глубине 25 м температура на $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ выше, чем на глубине 1 м под поверхность. Вероятно, и причина схожая — разогревание недр Луны радиоактивными элементами. Температура лунной поверхности определяется поглощенными солнечными потоками, зависящими от альбедо. Среднее значение альбедо составляет около 0,07.

Исследования собственного излучения Луны, проведенные с помощью спутника «Клементина», показали, что излучательная способность лунного грунта близка к единице.

Во время солнечного затмения на Луне температура ее поверхности зависит также от коэффициента затенения диска Солнца. Соотношение видимых с Луны дисков Солнца и Земли составляет примерно 1,4. Телесный угол, под которым видна Земля с поверхности Луны, равен $\sim 2^{\circ}$, а для Солнца он составляет $\sim 0,5^{\circ}$. Таким образом, в отличие от солнечных затмений, наблюдаемых на Земле, Луна полностью на значительный срок (около 1,5 ч) оказывается в тени Земли. Кроме того, до и после этого приблизительно на такое же время Луна оказывается в полутени, когда Земля закрывает только часть диска Солнца (рис. 1).

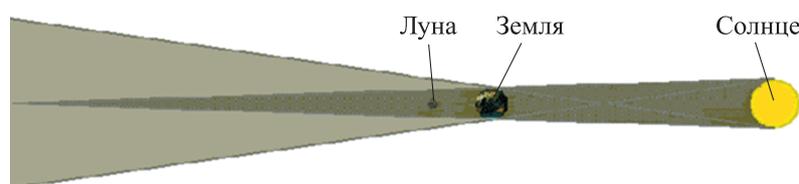


Рис. 1. Тень и полутень при затенении Луны Землей

Температура поверхности Луны как планеты Солнечной системы определяется тепловым балансом падающего, а затем поглощенного солнечного излучения, теплопритоком из недр и собственным излучением Луны в космическое пространство. Влиянием на Луну лучистого обмена со стороны Земли обычно пренебрегают из-за малых величин плотности собственного излучения Земли ($\sim 240\text{ Вт/м}^2$). Исключение составляет случай, когда Земля перекрывает диск Солнца и на Луне происходит солнечное затмение. Температура поверхности Луны на ее экваторе изменяется в диапазоне от 100 до 400К.

Свойства лунного грунта (реголита) приведены ниже [4]:

Теплоемкость, Дж/кг К	840
Теплопроводность, Вт/м К	0,029
Плотность, кг/м ³	800

Вращение Луны вокруг собственной оси происходит относительно медленно, полный оборот она совершает за сидерический лунный месяц, составляющий 27,32 земных суток. Продолжительность солнечных суток на Луне составляет 29,53 земных, т. е. совпадает с продолжительностью синодического месяца. Таким образом, за земные сутки положение Солнца на небосводе Луны изменяется всего на 13°, в то время как Солнце за это время совершает полный оборот вокруг Земли.

Плоскость лунной орбиты наклонена к плоскости эклиптики под углом около 5°, средний эксцентриситет орбиты равен 0,0549. Плоскость лунного экватора наклонена к плоскости лунной орбиты приблизительно на 6,5°, а к плоскости эклиптики на 1,5°. Таким образом, ось вращения Луны практически перпендикулярна плоскости эклиптики. Из этого следует, что, в отличие от Земли, на Луне не происходит смены времен года.

Методика расчета излучения, падающего на произвольно ориентированную площадку на поверхности Луны. Определение величины солнечного и лунного излучения, падающего на произвольно ориентированную площадку на поверхности Луны, необходимо для оценки теплового режима КА, находящихся на ее поверхности.

В работе [1] приведены тепловые модели планет, в том числе и Луны, которые рекомендовано использовать для расчета тепловых нагрузок на КА в атмосфере и на поверхности планет. Однако приведенные там данные для Луны позволяют проводить расчет теплового режима КА только для предельных случаев, когда аппарат находится на освещенной или теневой стороне Луны, т. е. при фиксированном относительно него положении Солнца. Разработанная методика позволяет проводить расчет внешних тепловых потоков в динамике, т. е. с учетом изменения положения Солнца в течение лунных суток при известном положении КА на поверхности Луны.

Поток солнечной радиации, падающий на произвольную площадку на поверхности Луны [1–7]:

$$S = S_s + R_s,$$

где S_s — прямое солнечное излучение, падающее на площадку;
 R_s — солнечное излучение, отраженное от поверхности Луны.

Поток прямой солнечной радиации на поверхность, расположенную под углом i к этому потоку, определяют по формуле

$$S_s = S_{\max} \cos i.$$

Здесь S_{\max} — максимальное значение солнечной радиации, $S_{\max} = S_0$ (S_0 — солнечная постоянная на орбите Земли); i — угол между вектором солнечного излучения и нормалью к площадке.

Поскольку Луна вместе с Землей обращается вокруг Солнца на том же среднем расстоянии, что и Земля, для Луны солнечная постоянная имеет то же значение, что и для Земли [7–10]:

$$\cos i = \sin \beta [\sin F_1 \cos \alpha \cos \omega + \sin \alpha \sin \omega] + \cos \beta (\cos F_1 \cos \omega),$$

где β — угол наклона площадки к горизонту (угол между нормалью к площадке и осью Z аппарата, стоящего на планете), для горизонтальной площадки $\beta = 0$; α — азимут площадки, угол между нормалью к площадке и направлением на юг (при ориентации на юг $\alpha = 0$, при ориентации на запад $\alpha = 90^\circ$, при ориентации на восток $\alpha = -90^\circ$); ω — часовой угол, т. е. угол, измеряемый в экваториальной плоскости между проекцией линии, соединяющей площадку с центром Луны, и проекцией линии, соединяющей центры Луны и Солнца.

Отраженное от поверхности Луны солнечное излучение рассчитывается по формуле [7–10]

$$R_s = S_s R_0 \frac{1 - \cos \beta}{2},$$

где R_0 — альbedo поверхности Луны.

Инфракрасное излучение Луны рассчитывается по формуле

$$Q_{ik} = \frac{\varepsilon \sigma (1 - \cos \beta)}{2} T_s^4,$$

где T_s — температура поверхности Луны.

Расчет зеркально-диффузного теплообмена. Расчет теплообмена излучением проводится в предположении о диффузном характере отражения поверхностей [1]. Однако отражательные свойства реальных поверхностей в общем случае зависят как от направления падающего излучения, так и от направления отраженного луча. Такие отражательные свойства описываются двунаправленным коэффициентом отражения. Для большинства покрытий двунаправленные коэффициенты плохо изучены, поэтому для упрощения расчетов обычно используют зеркально-диффузное приближение, когда отражательная способность ρ представляется в виде суммы двух составляющих — диффузной ρ^d и зеркальной ρ^s , т. е. $\rho = \rho^d + \rho^s$.

В качестве примера применения разработанной методики обсудим модель оптической системы, состоящей четырех зеркальных и одной диффузной поверхностей, расположенных так, как показано на рис. 2. Будем рассматривать случай, когда по продольной оси Z оптической системы на поверхность 1 падает поток солнечного излучения $S = 1396 \text{ Вт/м}^2$ (см. рис. 2).

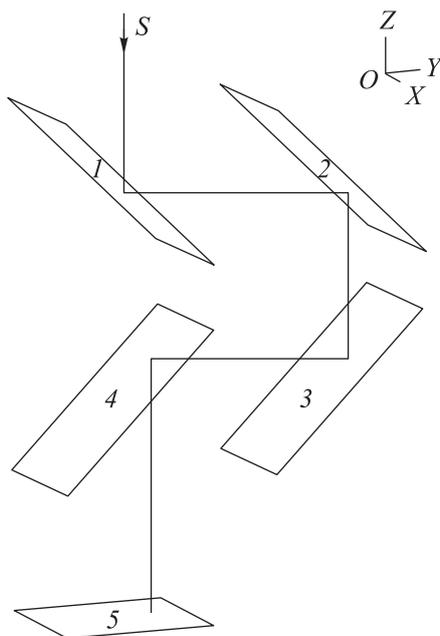


Рис. 2. Схема оптической системы:

1–4 — зеркальные поверхности, 5 — диффузная поверхность

Точность результатов, полученных методом Монте-Карло, зависит от числа бросаний лучей. На каждой из четырех зеркальных поверхностей 1–4 отражается половина падающего потока и на площадку 5 теоретически должен приходиться поток в 16 раз меньший, чем падающий на поверхность 1.

Определение температур аппарата, находящегося на поверхности Луны. Для определения температуры КА, находящегося на поверхности Луны, необходимо знать температуру поверхности лунного грунта и внешние потоки, падающие на аппарат [11–15]. Для определения температуры лунного грунта была составлена расчетная модель, в которой рассматривался слой грунта толщиной 1 м. Этот слой разбивался на 10 частей по толщине. Задавался одномерный перенос теплоты. В качестве граничного условия принималось, что на глубине 1 м температура грунта постоянна и равна $-15 \text{ }^\circ\text{C}$. Теплофизические свойства грунта были взяты из работ [4–7]: теплопроводность $2,92 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$, плотность 800 кг/м^3 , теплоемкость $836 \text{ Вт/(кг}\cdot\text{К)}$; степень черноты 0,9, альбедо 0,07.

Расчеты проводили для экваториальной зоны Луны, продолжительность лунных суток была принята равной 29,5 земных суток (синодический месяц). Результаты расчетов через восемь месяцев, когда амплитуда колебаний уже не меняется, представлены на рис. 3–5.

Температура первых пяти слоев (кривые I–5) и постоянная температура на глубине 1 м (прямая II) приведены на рис. 3. Температура поверхности (слой 1) изменяется в течение лунных суток от 120 до 400К. На рисунке видно, что амплитуда колебаний быстро уменьшается с увеличением глубины и в последнем слое составляет менее 120К (см. рис. 3).

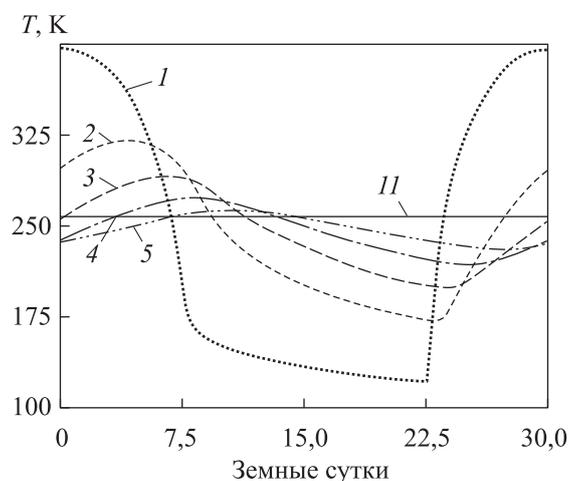


Рис. 3. Температура лунного грунта на различной глубине

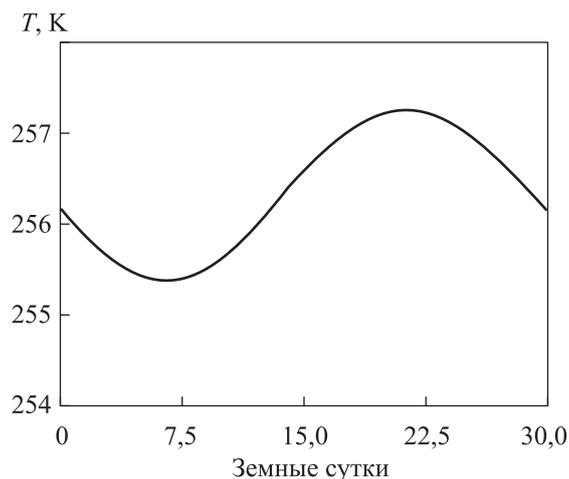


Рис. 4. Температура грунта на глубине 0,95 м (на глубине 1 м температура постоянна и равна 258К)

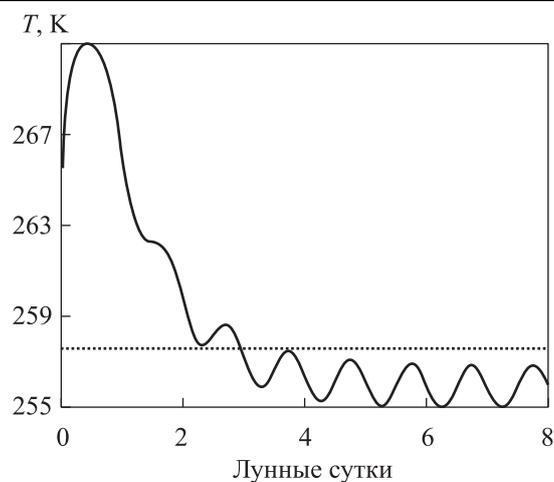


Рис. 5. Изменение температуры на глубине 0,95 м в течение восьми лунных суток

Периодический режим изменения температуры грунта устанавливается приблизительно через шесть лунных суток (см. рис. 5).

Если поверхность Луны закрыть снаружи экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ), то в этом случае температура поверхности лунного грунта под КА изменяется в диапазоне от 205 до 275К при термическом сопротивлении ЭВТИ $R = 20 \text{ К} \cdot \text{м}^2/\text{Вт}$ и в диапазоне от 232 до 268К при $R = 50 \text{ К} \cdot \text{м}^2/\text{Вт}$ (рис. 6).

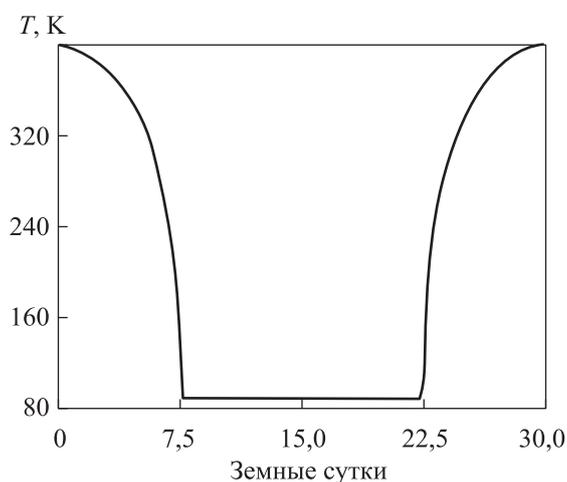


Рис. 6. Изменение температуры на поверхности ЭВТИ в течение лунного месяца ($R = 50 \text{ К} \cdot \text{м}^2/\text{Вт}$)

Таким образом, используя ЭВТИ и выбирая оптические свойства облицовочных тканей, можно поддерживать температуру грунта под ЭВТИ в течение всего лунного месяца в нужных пределах. Этот

пассивный способ обеспечения теплового режима может быть использован в складских помещениях лунной базы.

Расчет внешних лучистых потоков. Солнце — единственный источник внешних тепловых потоков, падающих на находящийся на поверхности Луны КА. В расчетах рассматривался аппарат в форме параллелепипеда размерами $1 \times 1 \text{ м}^2$ в плане и высотой 0,5 м. Было принято, что днище КА расположено на расстоянии 0,05 м над поверхностью грунта. Поверхность Луны аппроксимировалась площадкой размерами $10 \times 10 \text{ м}^2$. Расчеты проводились с помощью пакета ТЕРМ для КА, расположенного в области лунного экватора. Данное отечественное программное обеспечение позволяет проводить расчеты радиационно-кондуктивного теплообмена методом конечных элементов и методом тепловых балансов при построении расчетной тепловой модели из конечно-элементных встроенных примитивов (площадок) 1–15 программы [16]. Расположение КА на поверхности Луны показано на рис. 7.

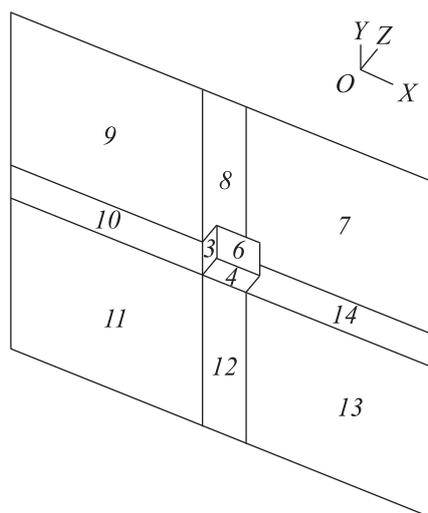


Рис. 7. Расположение КА на поверхности Луны
(ось Z направлена в зенит)

Если имеет место взаимное экранирование поверхностей, то на точность расчета потоков влияет величина погрешности ϵ , задаваемая пользователем. По умолчанию она равна 0,03. Наиболее сильное экранирование имеет место для площадки 15, расположенной под КА. Результаты расчета солнечных потоков на эту площадку для одного лунного месяца при различных значениях ϵ приведены на рис. 8.

Результаты, полученные при $\epsilon = 0,001$, можно считать удовлетворительными.

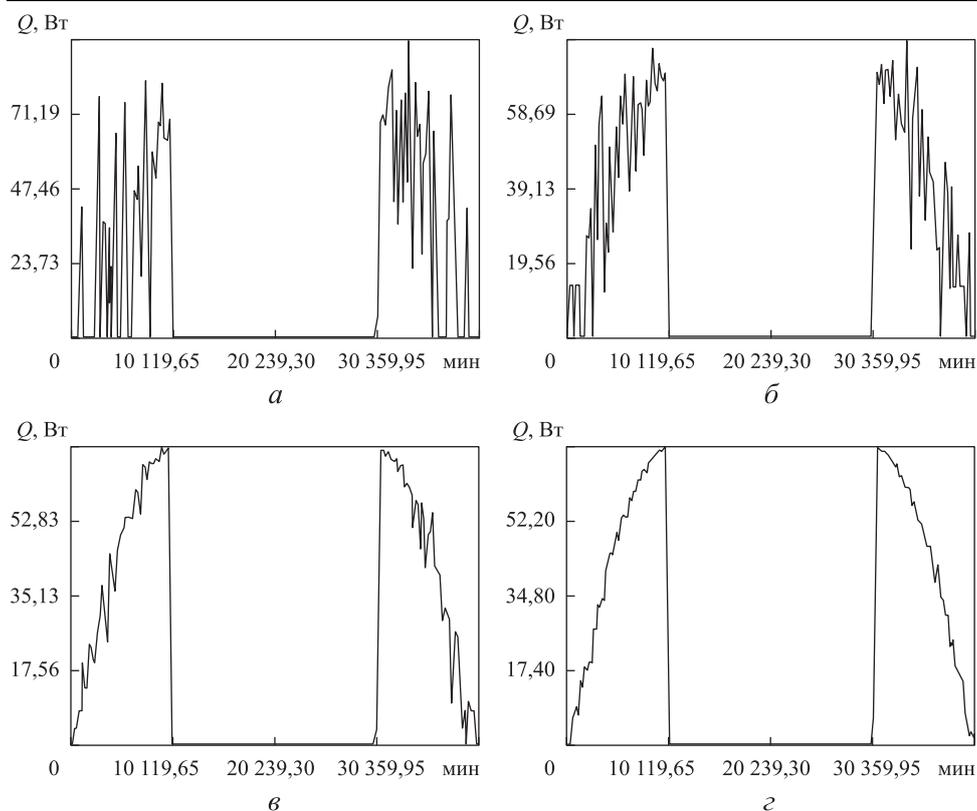


Рис. 8. Результаты расчета солнечных потоков на площадку 15 для одного лунного месяца при различных значениях точности ε : 0,03 (а); 0,01 (б); 0,003 (в); 0,001 (г)

Расчет теплового режима КА. Расчеты в этом разделе носят методический характер, поэтому используется простая тепловая модель КА. Рассматривается КА в форме параллелепипеда с площадью основания 1 м^2 и высотой 0,5 м, закрытый ЭВТИ. Днище КА расположено на высоте 0,05 м над грунтом. На дневной части лунных суток внутреннее тепловыделение равно нулю, а на ночной части составляет 30 Вт. Расчет проводился в течение двух лунных суток, циклограмма тепловыделения КА приведена на рис. 9.

Кривые изменения температуры КА 1 и лунного грунта 2 приведены на рис. 10 для двух значений оптических свойств ЭВТИ A_s . Видно, что подбором соответствующих свойств ЭВТИ можно регулировать диапазон колебаний температуры в нужных пределах. Когда A_s мало (рис. 10, б), температура изменяется в диапазоне от -10 до $+40$ °С.

Результаты расчета для диффузно отражающей наружной поверхности ЭВТИ показаны на рис. 10, а. Был проведен также расчет для зеркально отражающей поверхности ЭВТИ. Оказалось, что для условий Луны результаты этих расчетов практически совпадают (различие в температуре поверхности ЭВТИ не превышает долей градуса).

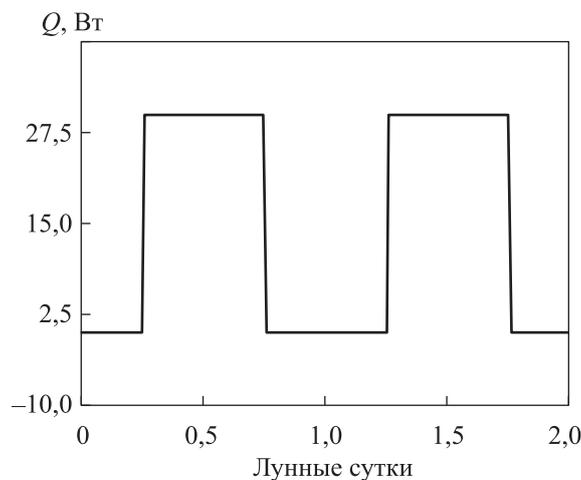


Рис. 9. Циклограмма тепловыделения Q космического аппарата

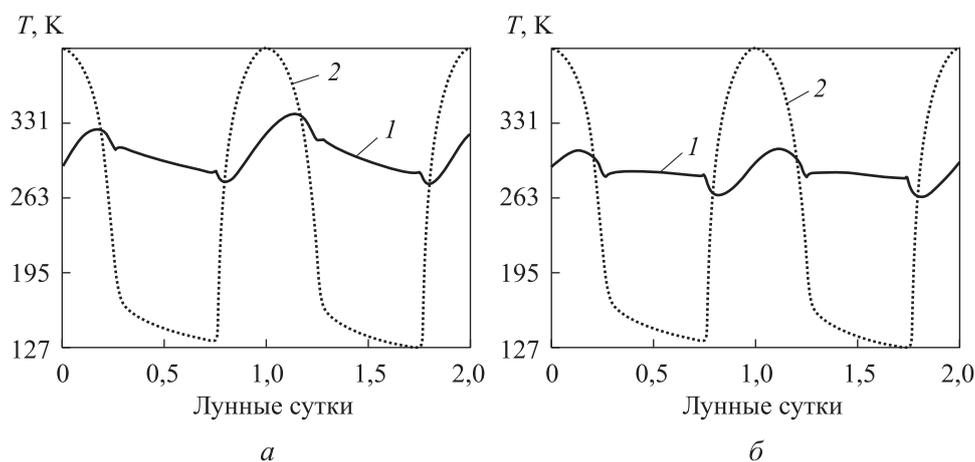


Рис. 10. Температура космического аппарата 1 и лунного грунта 2 (ЭВТИ, $R = 20 \text{ К} \cdot \text{м}^2/\text{Вт}$, $\varepsilon = 0,86$, $Q = 30 \text{ Вт}$) при значениях оптических свойств ЭВТИ $A_s = 0,83$ (а), $A_s = 0,2$ (б)

Закключение. Расчет теплового режима КА на поверхности Луны проведен с учетом зеркально-диффузного теплообмена для случаев, когда характер отражения наружной поверхности ЭВТИ диффузный или зеркальный. Согласно полученным результатам установлено, что при рассчитанном угле направления на Солнце диапазон расчетных падающих удельных тепловых потоков лежит в диапазоне от 0 до 52 Вт; диапазон эксплуатационных температур ЭВТИ КА — от 80 до 400К; температуры лунного грунта — от 120 до 400К.

Для рассматриваемого случая характер отражения (зеркальный или диффузный) наружной поверхности ЭВТИ не влияет на температуру ни поверхности ЭВТИ, ни КА. Учет зеркальной составляющей

может оказать существенное влияние на тепловой режим конструкции при большем эксплуатационном диапазоне температур, при наличии зеркальных элементов системы, а также при оценке теплового состояния приборно-агрегатного оборудования, функционирующего в очень узком температурном диапазоне.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Черенков В.Б. *Автоматические планетные станции*. Москва, Наука, 1973.
- [2] Селиванов А.С. Программа Е6: Первая мягкая посадка на Луну и передача первой лунной панорамы. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2016, т. 3, № 3, с. 98–99.
- [3] Федоренко Г.М. Стартовая программа исследования Луны Е1. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2018, т. 5, № 3, с. 97–101.
- [4] Лаповок Е.В., Ханков С.И. Внутренний тепловой режим базируемого на поверхности Луны объекта с внутренним термостатированием. *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*, 2014, т. 57, № 12, с. 46–52.
- [5] Копяткевич Р.М., Гуля В.М., Тулин Д.В., Шабарчин А.Ф. Тепловое проектирование и пофрагментная наземная обработка системы обеспечения теплового режима космического аппарата негерметичного исполнения на базе сотопанелей с тепловыми трубами, *Космонавтика и ракетостроение*, 2010, вып. 3 (60), с. 33–41.
- [6] Панин Ю.В., Антонов В.А., Балыкин М.А. К вопросу проектирования и эксплуатации ТТ в составе СТР посадочных модулей межпланетных станций для исследования тел солнечной системы. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2021, № 4, с. 31–38.
- [7] Гакал П.Г., Рузайкин В.И., Турна Р.Ю. и др. Экспериментальный стенд для исследования теплогидравлических процессов в системе терморегулирования телекоммуникационного спутника. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2011, № 5 (82), с. 14–17
- [8] Идельчик И.Е. *Справочник по гидравлическим сопротивлениям*, Москва, Машиностроение, 1975.
- [9] Никонов А.А., Горбенко Г.А., Блинков В.Н. *Теплообменные контуры с двухфазным теплоносителем для систем терморегулирования космических аппаратов*. Москва, ЦНТИ «Поиск», 1991. Серия «Ракетно-космическая техника».
- [10] Володин Ю.Г., Федоров К.С., Яковлев М.В. Коэффициент теплоотдачи в пусковом режиме энергетической установки. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2007, № 1, с. 26–28.
- [11] Зудин Ю.Б. Влияния теплофизических свойств стенки на коэффициент теплоотдачи. *Теплоэнергетика*, 1998, № 3, с. 31–33.
- [12] Князев В.А., Никулин К.С. Эффективный коэффициент теплоотдачи в плоских щелях с неоднородным обогревом. *Вопросы атомной науки и техники. Серия: Физика ядерных реакторов*, 2016, № 1, с. 56–64.
- [13] Формалев В.Ф., Ревизников Д.Л. *Численные методы*. Москва, Физматлит, 2004, 400 с.
- [14] Формалев В.Ф. Анализ двумерных температурных полей в анизотропных телах с учетом подвижных границ и большой степени анизотропии. *Теплофизика высоких температур*, 1990, т. 28, № 4, с. 715–721.
- [15] Формалев В.Ф. Идентификация двумерных тепловых потоков в анизотропных телах сложной формы. *Инженерно-физический журнал*, 1989, т. 56, № 3, с. 382–386.

- [16] Залетаев С.В., Копяткевич Р.М. Программный комплекс теплового проектирования и анализ тепловых режимов космических аппаратов. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, № 4 (77), с. 84–91.

Статья поступила в редакцию 05.09.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Борщев Н.О., Денискина А.Р., Емельянов А.Е. Определение теплового режима изделия на поверхности Луны с учетом зеркально-диффузного отражения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 12.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-12-2236>

Борщев Никита Олегович — канд. техн. наук, ведущий инженер, Астрокосмический центр Учреждения Российской академии наук Физического института им. П.Н. Лебедева. e-mail: www.mogiarty93@mail.ru

Денискина Антонина Робертовна — канд. техн. наук, доцент кафедры 104 «Технологическое проектирование и управление качеством», МАИ.
e-mail: deniskinaar@mai.ru

Емельянов Алексей Юрьевич — ведущий инженер, Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности.

Product thermal regime determination on the Moon surface taking into account the specular-diffuse reflection

© N.O. Borshchev¹, A.R. Deniskina², A.E. Emelyanov³

¹ Astro Space Center, Lebedev Physical Institute
of the Russian Academy of Sciences, Moscow, 119991, Russia

² Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125371 Russia

³ Research and Testing Center of the Rocket and Space Industry,
Moscow Region, Peresvet, 141320 Russia

The paper considers issues of calculating the thermal regime of a spacecraft on the Moon surface. A method for calculating the external radiant fluxes is provided for this case. Geographical position of the spacecraft on the Moon surface and the initial date were set as the initial data for calculation. The spacecraft thermal regime was calculated by the method of thermal balances on the Moon surface taking into account the specular-diffuse heat transfer for cases, where the nature of the outer surface reflection of the screen-vacuum thermal insulation (SVTI) is diffuse or specular. The calculation showed that the nature of reflection (specular or diffuse) of the SVTI outer surface for the case under consideration was not affecting the SVTI surface temperature and the spacecraft temperature, and its operating temperature ranged from 80 to 400 K.

Keywords: *thermal management system, specular-radiant heat transfer, lunar soil, temperature field*

REFERENCES

- [1] Cherenkov V.B. *Avtomaticheskie planetnye stantsii* [Automatic planetary stations]. Moscow, Nauka Publ., 1973.
- [2] Selivanov A.S. Programma E6: Pervaya myagkaya posadka na Lunu i peredacha pervoy lunnoy panoramy [Program E6: First soft landing on the Moon and transmission of the first lunar panorama]. *Raketno-kosmicheskoe pribrostroenie i informatsionnye sistemy — Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*, 2016, vol. 3, no. 3, pp. 98–99.
- [3] Fedorenko G.M. Startovaya programma issledovaniya Luny E1 [The Start Program of the Moon Exploration E1]. *Raketno-kosmicheskoe pribrostroenie i informatsionnye sistemy — Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*, 2018, vol. 5, no. 3, pp. 97–101.
- [4] Lapovok E.V., Khankov S.I. Vnutrenniy teplovoy rezhim baziruemogo na poverkhnosti Luny obyekt s vnutrennim termostatirovaniem [Stationary thermal regime of Moon-based object with internal thermostatic control]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroyeniye — Journal of Instrument Engineering*, 2014, vol. 57, no. 12, pp. 46–52.
- [5] Kopyatkevich R.M., Gulya V.M., Tulin D.V., Shabarchin A.F. Teplovoe proektirovaniye i pofragmentnaya nazemnaya otrabotka sistemy obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskogo apparata negermetichnogo ispolneniya na baze sotopaneley s teplovymi trubami [Thermal design and fragmented ground testing of a system for ensuring the thermal regime of a non-hermetic spacecraft based on honeycomb panels with heat pipes]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye (Cosmonautics and Rocket Science)*, 2010, iss. 3 (60), pp. 33–41.
- [6] Panin Yu.V., Antonov V.A., Balykin M.A. K voprosu o proektirovanii i ekspluatatsii TT v sostave STR posadochnykh moduley mezplanetykh stantsii dlya issledovaniya tel solnechnoy sistemy [About design and operation of heat pipes

- as part of the thermal control systems of the landing module of interplanetary stations for the study of the solar system bodies]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina — Bulletin of Lavochkin Association*, 2021, no. 4, pp. 31–38.
- [7] Gakal P.G., Ruzaykin V.I., Turna R.Yu., et al. Eksperimentalnyi stend dlya issledovaniya teplogidravlicheskih protsessov v sisteme termoregulirovaniya telekommunikatsionnogo sputnika [Experimental stand for the study of thermo-hydraulic processes in the thermal control system of a telecommunications satellite]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Aerospace Engineering and Technology*, 2011, no. 5 (82), pp. 14–17.
- [8] Idelchik I.E. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam* [Handbook of hydraulic resistances]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975.
- [9] Nikonov A.A., Gorbenko G.A., Blinkov V.N., Teploobmennye kontury s dvukhfaznym teplonositelem dlya sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov [Heat-exchange loops with a two-phase coolant for thermal control systems of spacecraft]. Moscow, TsNTI “Poisk” Publ., 1991. Series Raketno-kosmicheskaya tekhnika.
- [10] Volodin Yu.G., Fedorov K.S., Yakovlev M.V. Koeffitsient teplootdachi v puskovom rezhime energeticheskoy ustanovki [Heat transfer coefficient in the starting mode of the power plant]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2007, no. 1, pp. 26–28.
- [11] Zudin Yu.B. Vliyanie teplofizicheskikh svoystv stenki na koeffitsient teplootdachi [The influence of the thermophysical properties of the wall on the heat transfer coefficient]. *Teploenergetika — Thermal Engineering*, 1998, no. 3, pp. 31–33.
- [12] Knyazev V.A., Nikulin K.S. Effektivnyi koeffitsient teplootdachi v ploskikh schelyakh s neodnorodnym obogrevom [Effective heat-transfer coefficient in a flat parallel-plates duct with inhomogeneous heating]. *Voprosy atomnoy nauki i tekhniki. Seriya: Fizika yadernykh reaktorov (Problems of Atomic Science and Engineering. Series: Physics of Nuclear Reactors) — Physics of Atomic Nuclei*, 2016, no. 1, pp. 56–64.
- [13] Formalev V.F., Reviznikov D.L. *Chislennyye metody* [Numerical methods]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2004, 400 p.
- [14] Formalev V.F. Analiz dvukhmernykh temperaturnykh poley v anizotropnykh telakh s uchetom podvizhnykh granits i bolshoy stepeni anizotropii [Analysis of two-dimensional temperature fields in anisotropic bodies with allowance for moving boundaries and a high degree of anisotropy]. *Teplofizika Vysokikh Temperatur — High Temperature*, 1990, vol. 28, no. 4, pp. 715–721.
- [15] Formalev V.F. Identifikatsiya dvukhmernykh teplovykh potokov v anizotropnykh telakh slozhnoy formy [Identification of two-dimensional heat flows in complex anisotropic forms]. *Inzhenerno-Fizicheskii Zhurnal — Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 1989, vol. 56, no. 3, pp. 382–386.
- [16] Zaletaev S.V., Kopyatkevich R.M. Programnyi kompleks teplovogo proektirovaniya i analiz rezhimov kosmicheskikh apparatov [Software package of a thermal design and an analysis of spacecraft thermal conditions]. *Kosmonavtika i raketostroeniye (Cosmonautics and Rocket Science)*, 2014, no. 4 (77), pp. 84–91.

Borshchev N.O., Cand. Sc. (Eng.), Leading Engineer, Astro Space Center, Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences. e-mail: www.moriarty93@mail.ru

Deniskina A.R., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department 104 Technological Design and Quality Management, Moscow Aviation Institute (National Research University). e-mail: deniskinaar@mai.ru

Emelyanov A.Yu., Leading Engineer, Research and Testing Center of the Rocket and Space Industry.