
ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ И НАДЕЖНОСТЬ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ

УДК 523.34. 536.2. 536.33. 536.58

Е. В. ЛАПОВОК, С. И. ХАНКОВ

СТАЦИОНАРНЫЙ ТЕПЛОВОЙ РЕЖИМ БАЗИРУЕМОГО НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ ОБЪЕКТА С ВНУТРЕННИМ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЕМ

Исследован стационарный тепловой баланс цилиндрического объекта, установленного на экваторе Луны, на солнечном и теневом ее участках. Показана возможность термостатирования внутреннего корпуса, отделенного от внешнего слоем теплоизоляции, на заданном температурном уровне с помощью проточного теплообменника при массовом расходе воды не более 5,5 г/мин.

Ключевые слова: стационарный тепловой баланс, цилиндрический объект, солнечный и теневой участки поверхности Луны, термостатирование корпуса.

Введение. В связи с предстоящим в ближайшие десятилетия освоением Луны актуальна задача разработки методов расчета тепловых режимов оптической, оптико-электронной, а также радиоэлектронной аппаратуры, устанавливаемой на ее поверхности. Такие методы необходимы для обоснованного выбора параметров систем обеспечения тепловых режимов (СОТР) объектов различного функционального назначения.

В литературе, посвященной космическим аппаратам, уделяется значительное внимание методам расчетов их теплового режима [1, 2]. В основном в литературе рассматриваются тепловые режимы космических объектов, движущихся по различным траекториям в околоземном пространстве. Исследованы также способы термостабилизации космических объектов при заходе в тень Земли и выходе из нее [3]. Меньше внимания уделено исследованию тепловых режимов объектов, размещаемых на других планетах. Анализ тепловых режимов объектов, размещаемых на поверхности Луны, проводился в ограниченной постановке [4, 5]. Остались неизученными основные факторы, определяющие энергетический баланс и тепловой режим объекта на Луне; не определена зависимость температуры объекта на подсвеченной Солнцем части поверхности Луны и на теневой от основных параметров. Кроме того, актуальна задача определения требований к параметрам СОТР, обеспечивающим термостабилизацию внутренней полости оболочечного объекта.

Цель настоящей работы — создание методики расчета средних температур оболочки объекта цилиндрической формы, находящегося на экваторе Луны, исследование полного теплового баланса и выявление наиболее значимых факторов, формирующих тепловой режим объекта, а также определение требований к параметрам СОТР, обеспечивающей термостабилизацию внутреннего корпуса объекта на заданном температурном уровне.

Физическая модель процессов теплообмена объекта, базирующегося на поверхности Луны. Необходимо конкретизировать форму и размеры, ориентацию его поверхностей

относительно поверхности Луны и источников тепловых воздействий. Нами рассматривается цилиндрический объект, ось которого перпендикулярна поверхности Луны. Схема размещения объекта, его структура, а также направление поглощаемых и отдаваемых тепловых потоков представлены на рис. 1 (P_s — поток от Солнца, падающий на верхний торец объекта, принято допущение — Солнце в зените; P_b — поток отраженного поверхностью Луны солнечного излучения, падающий на боковую цилиндрическую поверхность объекта; P_m — результирующий тепловой поток от нагретой поверхности Луны к боковой поверхности объекта; P_k — тепловой поток от поверхности Луны к объекту через нижний его торец; P_{bk} — лучистый тепловой поток от боковой поверхности объекта в холодный космос; P_{uk} — лучистый тепловой поток от верхнего торца объекта в холодный космос; 1 — наружный корпус; 2 — слой теплоизоляции; 3 — трубопровод теплообменника, размещенный на внутреннем корпусе; черные стрелки — тепловые потоки в спектре теплового инфракрасного излучения; белые — в спектре солнечного излучения).

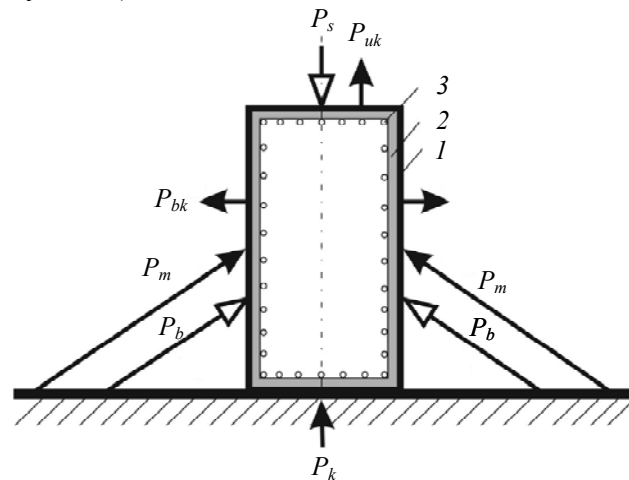


Рис. 1

Наружный прочный металлический корпус подвергается внешним тепловым воздействиям. Направления стрелок на рис. 1 для потоков P_m и P_k условны и могут меняться для освещенной Солнцем и теневой частей поверхности Луны.

Для уточнения особенностей физической (тепловой) модели объекта на поверхности Луны введем ряд допущений и ограничений:

- 1) исследуемый объект находится на лунном экваторе;
- 2) при нахождении объекта на освещенной Солнцем части поверхности Луны принимаются экстремальные условия нагрева, т.е. считается, что Солнце находится в зените. Ось объекта перпендикулярна поверхности Луны. Следует отметить, что незначительные отклонения оси объекта от вертикального положения (до 10°) мало влияют на его тепловой режим [6];
- 3) при достаточно большой толщине и теплопроводности материала неравномерности распределения температуры по поверхности внешнего корпуса незначительны, что позволяет считать его изотермичным;
- 4) ввиду продолжительности лунного дня и ночи 29 земных суток [4] при ограниченных габаритах и массе, а также малой полной теплоемкости объекта можно считать, что реализуется стационарный тепловой режим объекта. Это позволяет проводить расчеты для крайних экстремальных ситуаций воздействия на объект потока солнечного излучения;
- 5) данные по температуре поверхности Луны в литературе несколько разнятся. Примем значения температуры поверхности Луны на ночной стороне $T_m = 100$ К, а на освещенной части поверхности при Солнце в зените — 400 К, что близко к данным [4], однако соответствует минимально и максимально возможным значениям. Это позволяет определять наиболее жесткие требования к СОТР;

6) во всех расчетах внутренний корпус считается термостабилизированным на уровне 293 К и по этой температуре определяются требования к СОТР;

7) перепад температур между наружным и внутренним корпусами определяется только тепловым сопротивлением теплоизоляционного слоя (например, экранно-вакуумной теплоизоляции, ЭВТИ). Тепловое сопротивление ЭВТИ на всех поверхностях считается одинаковым и постоянным. Температурный перепад по толщине стенки наружного корпуса принимается пренебрежимо малым;

8) степень черноты, коэффициент поглощения солнечного излучения поверхностью наружного корпуса и тепловая проводимость ЭВТИ не зависят от температуры.

Математическая модель теплового взаимодействия объекта с поверхностью Луны и с космическим пространством. Уравнение стационарного теплового баланса наружного корпуса объекта на освещенной Солнцем стороне Луны можно представить в виде

$$P_s + P_b + P_m + P_k = P_{bk} + P_{uk} + P_h, \quad (1)$$

где P_h — тепловая мощность системы термостабилизации объекта;

$$P_s + P_b = \alpha_s E S_u + \alpha_s \varphi_k S_b A E = \alpha_s E S_u (1 + 4n\varphi_k A), \quad (2)$$

α_s — коэффициент поглощения солнечного излучения поверхностью объекта; $E = 1366 \text{ Вт/м}^2$ — солнечная постоянная; S_u — площадь торца объекта; φ_k — комбинированный коэффициент облученности боковой поверхности объекта отраженным Луной солнечным излучением; S_b — площадь боковой поверхности объекта; $A = 0,12$ — альбедо Луны.

В формуле (2) использованы площади поверхностей и их отношение:

$$S_u = \frac{\pi d^2}{4}; \quad S_b = \pi d L; \quad \frac{S_b}{S_u} = 4n; \quad n = \frac{L}{d}, \quad (3)$$

где d — диаметр объекта; L — высота объекта.

Тепловой поток от поверхности Луны через нижний торец объекта пропорционален величине контактной тепловой проводимости σ_k :

$$P_k = \sigma_k (T_m - T) = \alpha_k S_u (T_m - T), \quad (4)$$

где T — температура наружного корпуса объекта; α_k — контактный коэффициент теплообмена границы раздела поверхности Луны и нижнего торца объекта.

Радиационные тепловые потоки в формуле (1) описываются соотношениями:

$$P_m = \varepsilon_e \varphi_b S_b \sigma (T_m^4 - T^4); \quad P_{bk} = \varepsilon (1 - \varphi_b) S_b \sigma T^4; \quad P_{uk} = \varepsilon S_u \sigma T^4, \quad (5)$$

где ε_e — приведенная степень черноты ε между поверхностью Луны и боковой поверхностью объекта; φ_b — коэффициент облученности боковой поверхности объекта поверхностью Луны в спектре инфракрасного теплового излучения; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/(м}^2\text{К}^4)$ — постоянная Стефана-Больцмана.

Мощность, необходимая для термостабилизации внутреннего корпуса, определяется из соотношения

$$P_h = \sigma_r (T - T_{in}) = \alpha_r S_\Sigma (T - T_{in}); \quad S_\Sigma = 2S_u + S_b, \quad (6)$$

где T_{in} — внутренняя температура объекта, σ_r — тепловая проводимость слоя теплоизоляции; α_r — коэффициент теплопередачи через теплоизоляцию между наружным и внутренним корпусом.

Уравнение теплового баланса (1) с учетом соотношений (2)—(6) можно представить в виде

$$\begin{aligned} & \varepsilon (1 - \varphi_b) S_b \sigma T^4 + \varepsilon S_u \sigma T^4 + \varepsilon_e \varphi_b S_b \sigma (T^4 - T_m^4) = \\ & = \alpha_s S_u E + \alpha_s \varphi_k S_b A E + \alpha_k S_u (T_m - T) + \alpha_r (2S_u + S_b) (T - T_{in}). \end{aligned} \quad (7)$$

Уравнение (7) для исключения площадей поверхностей удобно с учетом (3) представить в виде

$$\begin{aligned} & \varepsilon(1-\varphi_b)4n\sigma T^4 + \varepsilon\sigma T^4 + \varepsilon_e\varphi_b4n\sigma(T^4 - T_m^4) = \\ & = \alpha_s E + \alpha_s\varphi_k4nAE + \alpha_k(T_m - T) + \alpha_r(2+4n)(T - T_{in}). \end{aligned} \quad (8)$$

В дальнейших расчетах примем поверхность Луны абсолютно черной, что соответствует условию $\varepsilon = \varepsilon_e$.

В работе [7] было показано, что при малой высоте над поверхностью Земли коэффициенты облученности площадки собственным тепловым излучением планеты и отраженным от нее солнечным излучением в случае нахождения Солнца в зените равны. Для Луны по аналогии с Землей указанные коэффициенты облученности вертикальной поверхности описываются соотношением [7, 8]:

$$\varphi_b = \varphi_k = \varphi = \frac{1}{\pi} \left(\arcsin \sqrt{\varphi_0} - \sqrt{\varphi_0} \sqrt{1 - \varphi_0} \right); \quad \varphi_0 = \left(\frac{R}{R+h} \right)^2, \quad (9)$$

где φ_0 — коэффициент облученности поверхностью Луны плоской площадки, лежащей в плоскости местного горизонта; R — радиус Луны; h — высота над поверхностью Луны.

Для объекта на поверхности Луны $h = 0$ и $\varphi_0 = 1$, при этом $\varphi = 0,5$.

Помимо вычисления зависимости температуры внешней оболочки цилиндра от степени черноты его поверхности проводились расчеты требуемой для термостабилизации внутреннего корпуса объекта удельной тепловой мощности, а также необходимого массового расхода теплоносителя (или хладагента).

Требуемый массовый расход M (в кг/с) определялся по формуле

$$M = \frac{Q_h S_u}{c(T_{in} - T_0)}; \quad Q_h = \alpha_r(2+4n)(T - T_{in}), \quad (10)$$

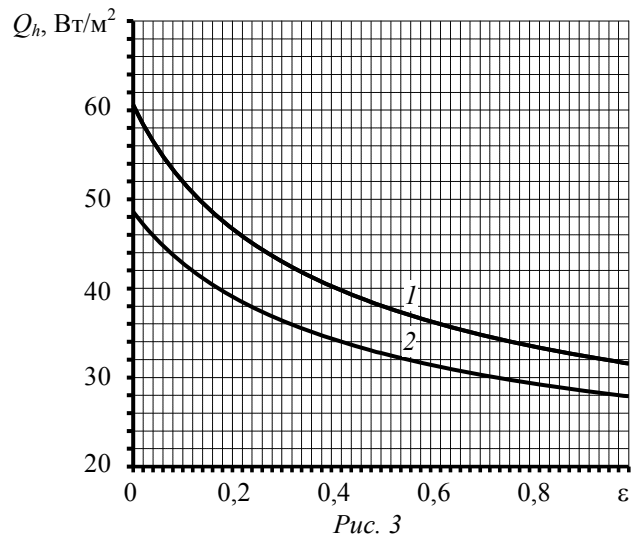
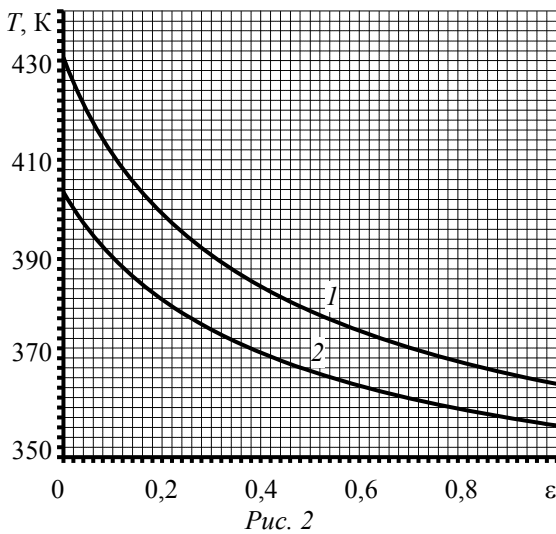
где Q_h — удельная мощность теплового потока, проходящего через теплоизоляцию от внешнего корпуса к внутреннему; c — удельная теплоемкость хладагента (теплоносителя); T_0 — температура хладагента на входе в трубопровод теплообменника, установленного на внутреннем корпусе объекта.

Формула (10) соответствует условию полной рекуперации в трубопроводе, когда температура теплоносителя на выходе становится равной температуре охлаждаемой (нагреваемой) поверхности. Выбор необходимой для обеспечения этого условия длины трубопровода осуществляется на основе известных расчетных методик [9, 10]. В этом случае можно выбрать достаточно большую длину, при которой полная рекуперация будет осуществляться задолго до окончания трубопровода.

Результаты расчетов. В расчетах принимались значения параметров $n = 5$, $\alpha_k = 100$ Вт/м²К, $\alpha_r = 0,02$ и $0,2$ Вт/м²К, $\alpha_s = 0,1$ и 1 . Расчеты проводились для случая вертикально ориентированного цилиндра при нахождении Солнца в зените и для теневого участка Луны.

На рис. 2 представлены зависимости температуры наружного корпуса исследуемого объекта при нахождении Солнца в зените от степени черноты его наружной поверхности для $\alpha_s = 0,1$ (кривая 2) и 1 (1). Как видно из рисунка, температура наружного корпуса падает вследствие роста ε более существенно, чем вследствие уменьшения коэффициента поглощения солнечного излучения наружной поверхностью объекта. При уменьшении α_s от 1 до $0,1$ температура наружного корпуса снижается всего на 20 К (от 410 до 390 К) при $\varepsilon = 0,1$ и менее чем на 10 К при $\varepsilon = 1$. В то же время при увеличении ε от $0,1$ до 1 при $\alpha_s = 1$ температура снижается с 415 до 365 К, т.е. на 50 К, а при $\alpha_s = 0,1$ — с 390 до 356 К (на 34 К). Отсюда можно сделать вывод о необходимости использования абсолютно черного покрытия поверхности в спектре инфракрасного излучения, по возможности с минимальным коэффициентом поглощения солнечного излучения.

На рис. 3 приведены зависимости удельной мощности Q_h , необходимой для термостабилизации внутреннего корпуса ($T_{in} = 293 \text{ K}$), от степени черноты поверхности наружного корпуса для тех же, что и на рис. 2, двух значений α_s . Ход кривых полностью коррелирует с характером зависимостей $T(\varepsilon)$ на рис. 2.



Как видно из рис. 3, для компенсации внешнего теплопотока требуются относительно небольшие значения Q_h . Например, при $\varepsilon = 1$ и $\alpha_s = 0,1$ достаточно обеспечить $Q_h = 28 \text{ Вт/м}^2$. При диаметре объекта $0,24 \text{ м}$ и длине $1,2 \text{ м}$ ($n = 5$) $S_{ii} = 0,0452 \text{ м}^2$. Тогда требуемая мощность всего $P_h = 1,27 \text{ Вт}$. В качестве хладагента целесообразно использовать воду, для которой $c = 4200 \text{ Дж/(кг K)}$, с начальной температурой $T_0 = 283 \text{ K}$. Тогда из (10) можно получить $M = 3 \cdot 10^{-5} \text{ кг/с} = 1,8 \text{ г/мин}$. Такие характеристики легко достигаются с использованием малогабаритных насосов и устройств термостабилизации воды с отдельным теплообменником.

Расчетные исследования показали, что на теневой (ночной) стороне Луны температура наружного корпуса объекта практически не зависит от степени черноты его поверхности. Значительно больше температура зависит от качества теплоизоляции. Для $\alpha_r = 0,02 \text{ Вт/(м}^2\text{K)}$ при увеличении ε с 0 до 1 температура объекта падает линейно с $99,2$ до $98,6 \text{ K}$, т.е. всего на $0,6 \text{ K}$. При $\alpha_r = 0,2 \text{ Вт/(м}^2\text{K)}$ в тех же пределах изменения ε температура также линейно уменьшается от $91,2$ до $90,9 \text{ K}$. В любом случае температура поверхности наружного корпуса ниже температуры поверхности Луны. Увеличение коэффициента теплопередачи изоляции α_r на порядок (от $0,02$ до $0,2 \text{ Вт/(м}^2\text{K)}$) приводит к понижению температуры наружного корпуса на $7,7 \text{ K}$.

На теневой стороне Луны большее влияние величина α_r оказывает на требуемую для термостабилизации внутреннего корпуса удельную тепловую мощность Q_h . При $\alpha_r = 0,02 \text{ Вт/(м}^2\text{K)}$ значение Q_h падает от $-85,31$ до $-85,54 \text{ Вт/м}^2$, т.е. на $0,23 \text{ Вт/м}^2$ (или на $0,27 \%$) при увеличении ε от 0 до 1. При увеличении α_r на порядок (до $0,2 \text{ Вт/(м}^2\text{K)}$) необходимая величина Q_h также возрастает на порядок и падает по линейному закону от -888 Вт/м^2 при $\varepsilon = 0$ до -889 Вт/м^2 при $\varepsilon = 1$. Отсюда следует вывод о необходимости обеспечения качественной теплоизоляции. Значение $\alpha_r = 0,02 \text{ Вт/(м}^2\text{K)}$ вполне допустимо. Из соотношения (10) при $T_0 = 303 \text{ K}$ можно получить $P_h = 3,8 \text{ Вт}$ и $M = 5,5 \text{ г/мин}$, что в три раза больше требуемого массового расхода на дневной части поверхности Луны. Такой расход и температуру воды также нетрудно обеспечить, используя компактный электронагреватель.

Анализ баланса тепловых потоков для освещенной Солнцем поверхности Луны позволил сделать вывод о преобладающем вкладе трех удельных тепловых потоков при $\varepsilon = 1$: отдаваемого боковой поверхностью объекта в космическое пространство (до 10 кВт/м^2), отдаваемого от боковой поверхности объекта к поверхности Луны (до $3,5 \text{ кВт/м}^2$ при $\alpha_s = 1$

и 4,3 — при 0,1), а также отдаваемого через контакт наружного корпуса с лунной поверхностью (до 450 Вт/м^2 при $\alpha_s = 1$ и до 420 Вт/м^2 при 0,1). При $\alpha_s = 1$ удельный поток $Q_k = P_k/S_u$ переходит в область отрицательных значений при $\varepsilon < 0,2$, когда, в соответствии с рис. 2, температура наружного корпуса превышает 400 К, т.е. температуру поверхности Луны.

На теневой части поверхности Луны наибольший вклад в энергетический баланс вносят потоки: отдаваемый боковой поверхностью объекта в космическое пространство (до 52 Вт/м^2), отдаваемый от боковой поверхности объекта к поверхности Луны (до $3,5 \text{ кВт/м}^2$), передаваемый от поверхности Луны к корпусу объекта через контакт с нижней торцевой поверхностью (180 Вт/м^2), а также отдаваемый от внутреннего корпуса к внешнему через слой теплоизоляции (-70 Вт/м^2 при $\alpha_r = 0,02 \text{ Вт/(м}^2\text{К)}$) независимо от степени черноты поверхности наружного корпуса).

Выводы. Исследованный объект представляет собой термостат, помещенный в слой теплоизоляции и защищенный от внешних воздействий прочным наружным корпусом. Исследование теплового баланса такого оболочечного объекта на поверхности Луны позволило определить требования к системе термостабилизации внутреннего корпуса при заданном температурном уровне.

В результате можно сформулировать следующие выводы:

1) для термостабилизации внутреннего объема с аппаратурой на уровне $+20 \text{ }^\circ\text{C}$ целесообразно применять водяное охлаждение и использовать теплообменник в виде трубопровода на внутреннем корпусе. Такая система экономична, она требует электрической мощности до $\pm 4 \text{ Вт}$ на теневой и освещенной Солнцем стороне Луны. За лунные сутки затраты энергии не превысят 400 кДж , или $110 \text{ кВт}\cdot\text{ч}$;

2) расход воды в контуре не превышает $5,5 \text{ г/мин}$. На солнечной стороне Луны достаточно обеспечить температуру воды на входе в теплообменник $+10 \text{ }^\circ\text{C}$, а на теневой стороне $+30 \text{ }^\circ\text{C}$. Это может быть реализовано с использованием регулятора электрической мощности и тепловыделений с отдельным теплообменником, изолированным от внешних тепловых воздействий;

3) в порядке значимости основных параметров следует отметить необходимость обеспечения максимальной степени черноты внешней поверхности наружного корпуса и по возможности — минимального коэффициента поглощения солнечного излучения; весьма важно качество теплоизоляции между внутренним и наружным корпусами. Тепловая развязка основания цилиндра с поверхностью Луны в рассмотренном случае существенного влияния не оказывает;

4) при выборе материала наружного корпуса и типа покрытия на нем необходимо учитывать значительные перепады температур днем и ночью, которые могут достигать для абсолютно черной поверхности наружного корпуса 260 К (от 360 до 100 К);

5) предложенная методика расчета легко может быть использована для объектов других конфигураций (параллелепипед, конус и др.) и для произвольной ориентации оси объекта относительно плоскости местного горизонта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.
2. Залетаев В. М., Капинос Ю. В., Сургучев О. М. Расчет теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1971. 317 с.
3. Баева Ю. В., Лаповок Е. В., Ханков С. И. Метод поддержания заданного температурного диапазона космического аппарата, движущегося по круговой орбите с заходом в тень Земли // Изв. вузов. Приборостроение. 2013. Т. 56, № 7. С. 56—61.
4. Космические аппараты / Под общ. ред. К. П. Феоктистова. М.: Воениздат, 1983. 319 с.

5. *Wong-Swanson B.* Factors which affect heat rejection system design for lunar production systems // AIAA and SSI. 1991. P. 1—6.
6. *Дзитоев А. М., Ханков С. И.* Методика расчета коэффициентов облученности цилиндрического космического объекта подсветкой Земли // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2014. № 1 (89). С. 145—150.
7. *Каменев А. А., Лаповок Е. В., Ханков С. И.* Аналитические методы расчета тепловых режимов и характеристик собственного теплового излучения объектов в околоземном космическом пространстве. СПб: НТЦ им. Л.Т. Тучкова, 2006. 186 с.
8. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / Под ред. *Г.П. Петрова*. М.: Машиностроение, 1971. 382 с.
9. *Ханков С. И.* Теоретические основы теплового проектирования теплонагруженных узлов оптико-электронных систем. СПб: НТЦ им. Л.Т. Тучкова, 2002. 182 с.
10. *Дзитоев А. М., Ханков С. И.* Методика оптимизации параметров криостатируемого экрана в криогенно-вакуумном стенде // Вестник международной академии холода. 2014. № 1. С. 11—15.

Сведения об авторах

- Евгений Владимирович Лаповок** — канд. техн. наук; Университет ИТМО, кафедра компьютерной теплофизики и энергофизического мониторинга, Санкт-Петербург;
E-mail: leva0007@rambler.ru
- Сергей Иванович Ханков** — д-р техн. наук; Университет ИТМО, кафедра компьютерной теплофизики и энергофизического мониторинга, Санкт-Петербург;

Рекомендована кафедрой
компьютерной теплофизики и
энергофизического мониторинга

Поступила в редакцию
08.09.14 г.