

ПРОЧНОСТЬ И ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

DOI: 10.18698/0236-3941-2016-2-28-44

УДК 629.78

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

П.Д. Судомоин^{1,2}, В.А. Шабанов², К.А. Платонов², С.И. Каськов¹

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: sudomoin.pavel@yandex.ru; kaskovsi@mail.ru

²ГКНПЦ имени М.В. Хруничева, Москва, Российская Федерация
e-mail: vladimi-shabano@yandex.ru; malmeson@mail.ru

Смоделировано тепловое состояние малого космического аппарата, разработаны основные составляющие тепловой математической модели. Приведено описание средств системы обеспечения теплового режима. В качестве прототипа выбран космический аппарат дистанционного зондирования Земли. В соответствии с его конструктивным исполнением были рассчитаны кондуктивные тепловые связи. При заданной орбите определены тепловые потоки от Солнца и Земли на космический аппарат; методом Монте-Карло рассчитано взаимное переизлучение элементов его конструкции. Приведены рассчитанные температуры элементов космического аппарата, выполнен их анализ.

Ключевые слова: космический аппарат, тепловая математическая модель, сосредоточенные параметры, пассивная система, орбитальное тепловое нагружение.

RESEARCH ON THERMAL CONDITIONS OF A SMALL SPACE VEHICLE

P.D. Sudomoin^{1,2}, V.A. Shabanov², K.A. Platonov², S.I. Kaskov¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: sudomoin.pavel@yandex.ru; kaskovsi@mail.ru

²Khrunichev State Research and Production Space Centre,
Moscow, Russian Federation
e-mail: vladimi-shabano@yandex.ru; malmeson@mail.ru

The purpose of this research is to simulate the thermal state of a small space vehicle (SV) and to develop basic constituents of the thermal mathematical model (TMM). In this paper we present the description of the thermal control system. As a prototype we chose remote sensing (RS) spacecraft and in accordance with its elements and their structural features, we calculated thermal conductive connections. Consequently, for a given orbit we identified the external thermal effect on the space vehicle and by means of Monte Carlo method, we calculated mutual re-emission of the vehicle design elements. As a result, we analyzed the space vehicle elements and calculated their temperature.

Keywords: space vehicle, thermal mathematical model, concentrated parameters, passive control system, orbit thermal loads.

При выборе конструктивных решений космического аппарата (КА) различных классов необходимо решение задачи прогнозирования теплового состояния его конструктивных элементов при разных режимах теплового нагружения, в том числе и при нештатных ситуациях [1, 2].

Оценка теплового состояния КА возможна несколькими способами: на основе анализа аналогичных КА, проведением тепловакуумных испытаний, математическим моделированием.

В настоящей статье продолжена разработка основных составляющих частей тепловой математической модели (ТММ) малого (от 500 до 1000 кг) КА [3, 4]. Составляющая часть ТММ представлена в виде кондуктивных тепловых связей между элементами конструкции с описанием геометрической и тепловой частей, а также приведены необходимые для расчета исходные данные. Разрабатываемая ТММ предназначена для целей теплового анализа КА в конфигурации “на целевой орбите”, т.е. при летных испытаниях и эксплуатации по целевому назначению. Методика теплового расчета космического аппарата описана в [5–7].

Космический аппарат дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) предназначен для трассовой съемки в надир поверхности Земли в светлое местное время суток, сбора и хранения получаемой информации, воспроизведения и передачи ее на средства наземного комплекса приема. Рабочая орбита КА ДЗЗ имеет следующие параметры: тип орбиты — круговая солнечно-синхронная; средняя высота — 700 км; наклонение — 98° .

Система обеспечения теплового режима (СОТР) КА предназначена для поддержания температуры конструкции и элементов в допустимых для них температурных диапазонах, для этого определяются тепловые интерфейсы на всех этапах эксплуатации до конца технического ресурса. Для КА выбрана СОТР пассивного типа.

Элементы СОТР используются для перераспределения внутренних тепловыделений КА, ограничения воздействий внешних тепловых потоков на КА и теплоотвода в космическое пространство элементов КА. Для компенсации периодов с пониженным тепловыделением или внешним теплопритоком к элементам КА дополнительно задействуются электронагреватели.

Основными привлекаемыми элементами СОТР КА являются трехслойные сотовые приборные панели–радиаторы КА со встроенными аксиальными тепловыми трубами (ТТ). Соты и обшивки панелей изготовлены из алюминиевого сплава. Для равномерного распределения выделяемой приборами теплоты по поверхности панели–радиатора используются аксиальные встроенные ТТ. Приборы отводят избыточное тепловыделение на панель посредством кондуктивного теплообмена

через посадочные места. Для улучшения теплообмена используются теплопроводные материалы и клеи. Сброс теплоты с наружной поверхности панели осуществляется радиационным теплообменом с окружающим пространством. Для уменьшения поглощаемого теплового потока от Солнца на поверхности радиатора приборной панели наклеивается стеклянное терморегулирующее покрытие с заданными оптическими характеристиками $A_S < 0,25$, $\epsilon > 0,85$ в конце технического ресурса КА (на начало ресурса $A_S \leq 0,1$, $\epsilon > 0,85$). Остальная часть панели закрывается ЭВТИ для минимизации теплообмена с космическим пространством.

Для перераспределения теплоты между панелями–радиаторами используются аксиальные коллекторные тепловые трубы (КТТ).

Для компенсации тепловых потерь и обеспечения равномерного теплопритока к панелям КА электронагреватели устанавливаются на КТТ. Управление электронагревателями осуществляется системой управления КА по показаниям температурных датчиков. Всего на КА установлено 4 группы нагревателей (ГН), каждая мощностью 48 Вт, по две ГН на КТТ. Включаются ГН при достижении значений показаний управляющих датчиков уставки включения, отключение ГН — при достижении значений показаний управляющих датчиков уставки отключения.

Общий вид КА приведен на рис. 1. Цифрами показано положение тепловых панелей служебного борта (ТПСБ) и целевой аппаратуры (ТПЦА), красным цветом показаны маты ЭВТИ, белым — терморегулирующее покрытие, синим — коллекторные тепловые трубы (КТТ). Солнечные батареи не показаны.

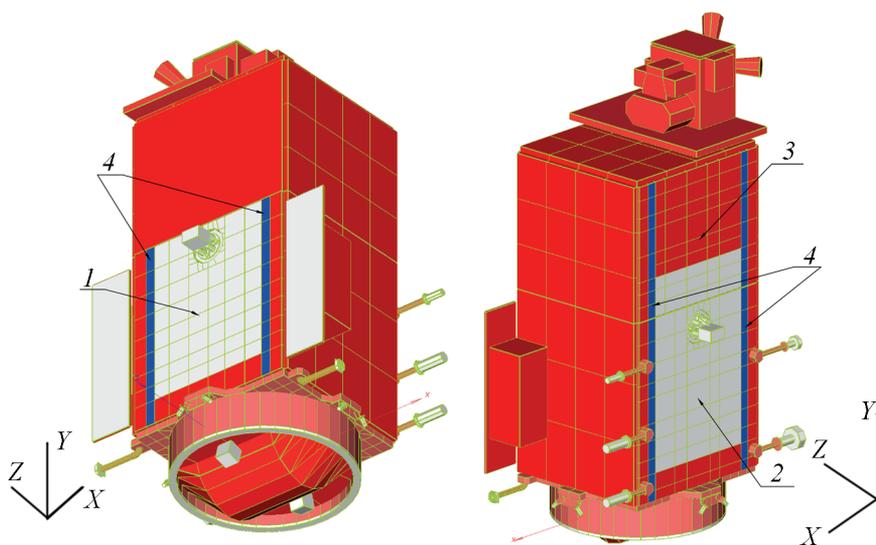


Рис. 1. Общий вид КА:

1 — ТПСБ “+Z”; 2 — ТПСБ “-Z”; 3 — ТПЦА “-Z”; 4 — КТТ

Тепловая математическая модель КА состоит из двух частей — геометрической и тепловой. Геометрическая часть модели представляет собой набор плоских выпуклых многоугольников, моделирующих поверхности каркаса и оборудования КА. Такое геометрическое представление конструкции предназначено в первую очередь для определения внешних тепловых потоков, падающих на поверхности КА и уходящих с них, включая взаимное отражение между частями КА. При расчете внешних потоков учитываются: прямой поток электромагнитной энергии от Солнца, отраженный от Земли поток солнечного излучения, инфракрасный поток от Земли.

Тепловая часть модели — это совокупность элементов, тепловых связей между элементами, нагревателей и источников тепловыделения. Элементы представляют собой сосредоточенную теплоемкость и имеют в каждый момент времени одно значение температуры. В связи с большим числом элементов таблица с их рассчитанными теплоемкостями не приведена.

Тепловые связи делятся на два типа: линейные и нелинейные. Линейные связи используются для учета кондуктивного и конвективного теплообмена между элементами ТММ, нелинейные — для учета лучистого теплообмена между элементами ТММ.

Некоторые элементы ТММ имеют источники тепловыделения. Тепловыделение в элементах служит для моделирования работы приборов и двигателей КА.

В ТММ КА нагреватели моделируются как управляемые источники теплоты — нагреватель передает теплоту заданному элементу только тогда, когда температура элемента (датчика) опускается ниже температуры включения. Когда температура на элементе (датчике) становится больше температуры выключения, нагреватель перестает выделять теплоту.

Параметры тепловой модели. 1. Линейные тепловые связи.

В данной модели можно выделить основные виды тепловых кондуктивных связей между граничащими элементами:

- листа обшивок панелей;
- сотовых панелей;
- листа обшивки и сот;
- листа обшивки и тепловой трубы (ТТ);
- листа обшивки и КТТ;
- листа обшивки и некоторого прибора.

Кондуктивная тепловая связь определялась по выражению

$$K = \frac{1}{R_0 + R_1 + R_2},$$

где K — значение связи; R_0 — контактное термическое сопротивление; R_1, R_2 — термические сопротивления со стороны первого и

второго элементов. Коэффициент теплопроводности алюминия равен 120 Вт/(м·К).

Термические сопротивления вычислялись по формуле

$$R_i = \frac{\delta_i}{\lambda_i A_i},$$

где R_i — термическое сопротивление; δ_i — расстояние от центра масс элемента до зоны контакта; λ_i — коэффициент теплопроводности; A_i — площадь теплового контакта.

2. Связи между элементами обшивок. Элемент обшивки представляет собой прямоугольный параллелепипед. Контактное сопротивление отсутствует: $R_0 = 0$.

Формула для расчета тепловой связи примет вид $K = \frac{1}{R_1 + R_2}$.

Термические сопротивления определяются как

$$R_i = \frac{\delta_i}{\lambda A},$$

где δ_i — расстояние от центра масс элемента до центра контактной площадки; λ — коэффициент теплопроводности; A — площадь теплового контакта.

3. Связи между элементами сот. Технология производства сотовых панелей такова, что тепловые кондуктивные связи при расчете “вдоль” и “поперек” панели будут различными (рис. 2). Поэтому свя-

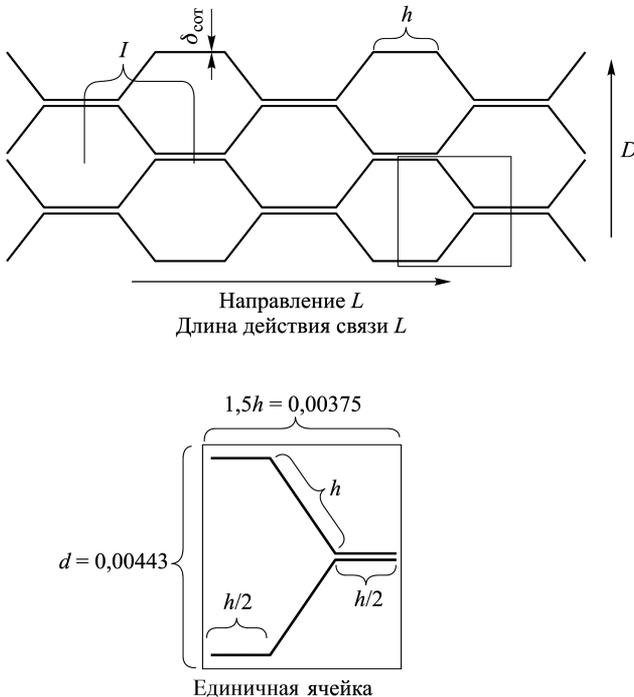


Рис. 2. Связи между элементами сотовых панелей

зи по сотовым панелям в направлении двойной и одинарной стенок будем считать по следующим формулам:

$$K_1 = \frac{\lambda \delta l D}{h L d} t;$$

$$K_2 = \frac{\lambda \delta L d}{2h l D} t,$$

где $h = 0,0025$ — размер ячейки соты; $\delta_{\text{сот}} = 0,00003$ — толщина стенки сот; $l = 1,5h = 0,00375$ — единичный размер соты в направлении L ; $d = 0,00443$ — единичный размер соты в направлении D ; $t = 0,017$ — высота сот; λ — коэффициент теплопроводности; D — единичный размер соты в направлении D ; L — единичный размер соты в направлении L .

4. Связи между элементами листа обшивки и сот. Элемент обшивки представляет собой прямоугольный параллелепипед. Контактное сопротивление также отсутствует, т.е. $R_0 = 0$. Формулы для расчета тепловой связи и термического сопротивления аналогичны приведенным в п. 2.

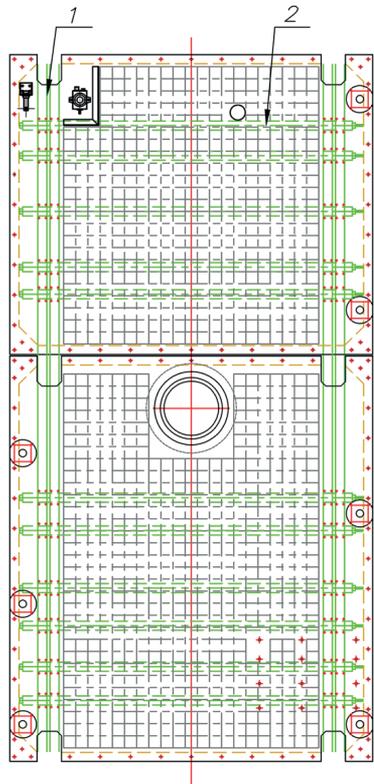
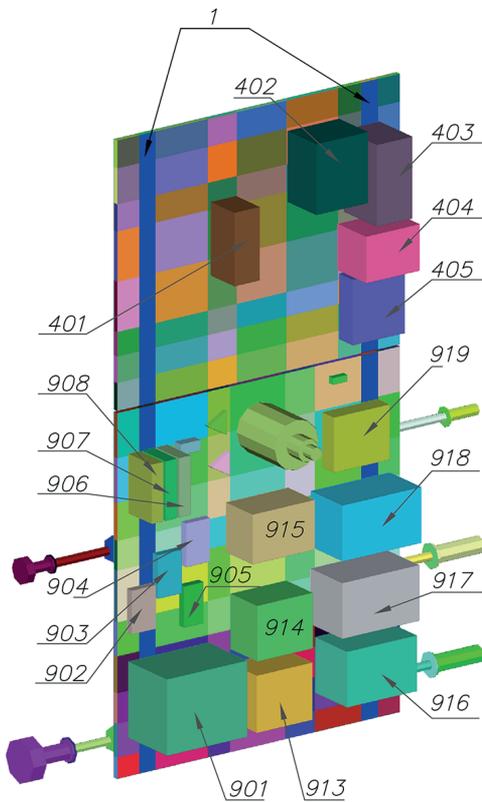
Для определения фактической площади теплового контакта со стороны элемента сот вводится коэффициент сот — отношение фактической площади сот к площади обшивки. В нашем случае этот коэффициент равен 0,018058691.

5. Связи между элементами листа обшивки и элементом, моделирующим некоторый прибор. При расчете связей этой группы учитывается только контактное сопротивление термопасты: $R_1 = R_2 = 0$. Кондуктивная тепловая связь $K = \frac{1}{R_0}$. Термическое сопротивление

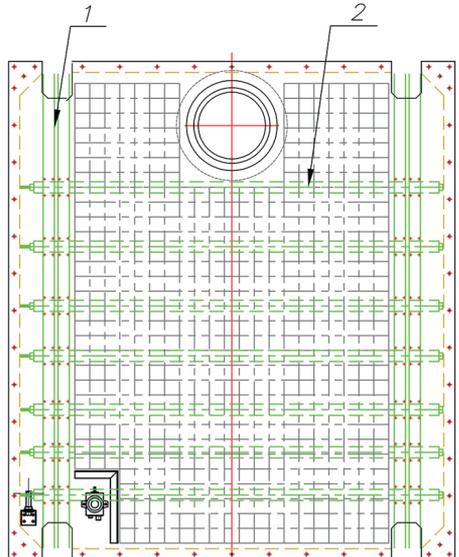
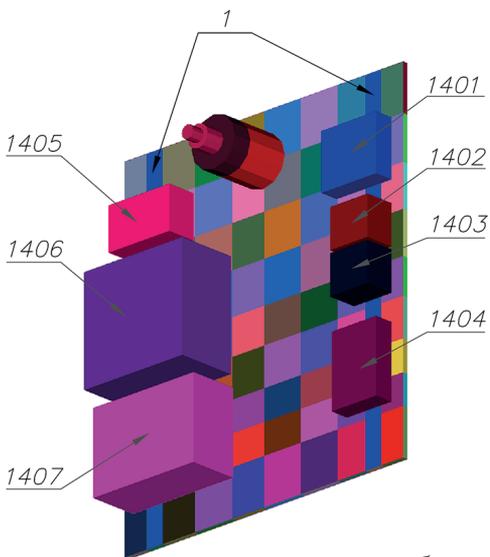
контакта $R_0 = \frac{\delta_0}{\lambda_0 A_0}$, где $\delta_0 = 0,0003$ м — толщина слоя пасты; $\lambda_0 = 1,6$ Вт/(м·К) — коэффициент теплопроводности пасты; A_0 — площадь теплового контакта.

6. Связи между элементом обшивки и элементом ТТ. Элементы обшивки представляют собой прямоугольные параллелепипеды, элемент ТТ геометрии не имеет. Контактное сопротивление мало и не учитывается, т.е. $R_0 = 0$. Формула для расчета тепловой связи следующая: $K = \frac{1}{R_1 + R_2}$.

Моделирование приборов КА. На рис. 3 показано расположение приборов на тепловых панелях. Теплоемкости и тепловыделения приборов КА приведены в табл. 1. Суммарное тепловыделение по тепловым панелям приведено в табл. 2.



a



б

**Рис. 3. Общий вид ТПСБ “-Z” и ТПЦА “-Z” (а); ТПСБ “+Z” (б):
1 – тепловые коллекторные трубы; 2 – встроенные тепловые трубы**

Тепловыделения приборов КА для максимального и минимального расчетных случаев

Номер элемента в ТММ КА	Тепловыделение приборов, Вт	
	Минимальное	Максимальное
ТПСБ “-Z”		
901	32	42
902	0	22**
906, 907	20	20
913	14	20
915	7	7
916	25	25
917, 918	15	15
919	0	14
ТПСБ “+Z”		
1401	14	14
1402	9	15
1404	16	34
1405	7	7
1406	93,982/66,608*	96,813/66,608*
ТПЦА “-Z”		
401	17	32
402	0	40**
403	30	40
404	9	9
405	14	14

*В тени / на солнечном участке.

**Прибор работает 15 мин на солнечном участке.

Суммарное тепловыделение приборов КА по тепловым панелям для максимального и минимального расчетных случаев

Тепловыделение приборов, Вт			
Минимальное		Максимальное	
В тени	На солнечном участке	В тени	На солнечном участке
ТПСБ “-Z”			
128	128	158	180/158*
ТПСБ “+Z”			
112,608	139,982	136,608	166,813
ТПЦА “-Z”			
70	70	95	135/95*

*Тепловыделение панели в течение 15 мин / тепловыделение панели на оставшемся участке орбиты.

Внешние тепловые потоки к панелям и радиаторам КА. При нахождении на орбите КА подвергается воздействию переменным по времени внешним тепловым потокам от Солнца и Земли, а также воздействию солнечного теплового потока, отраженного от планеты. Схема расположения панелей и связанных осей КА на орбите показана на рис. 1: +Y — направление полета; +X — направление в надир.

Тепловые панели радиаторы расположены по осям $\pm Z$.

Прямое излучение от Солнца никогда не падает на плоскость +Z.

На рис. 4–7 приведены графики изменения во времени падающих тепловых потоков на плоскости КА.

Тепловой поток от Солнца определяется взаимной ориентацией Солнца и плоскостей КА, а также изменением в течение года солнечной постоянной.

Минимальные внешние условия (1 июля): угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце 17° ; поток составляет 1320 Вт/м^2 .

Максимальные внешние условия (1 февраля): угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце 27° ; тепловой поток составляет 1420 Вт/м^2 .

Альbedo — отраженный солнечный тепловой поток определяется характеристиками поверхности планеты: минимальные условия — коэффициент равен 0,18; максимальные условия — коэффициент равен 0,52.

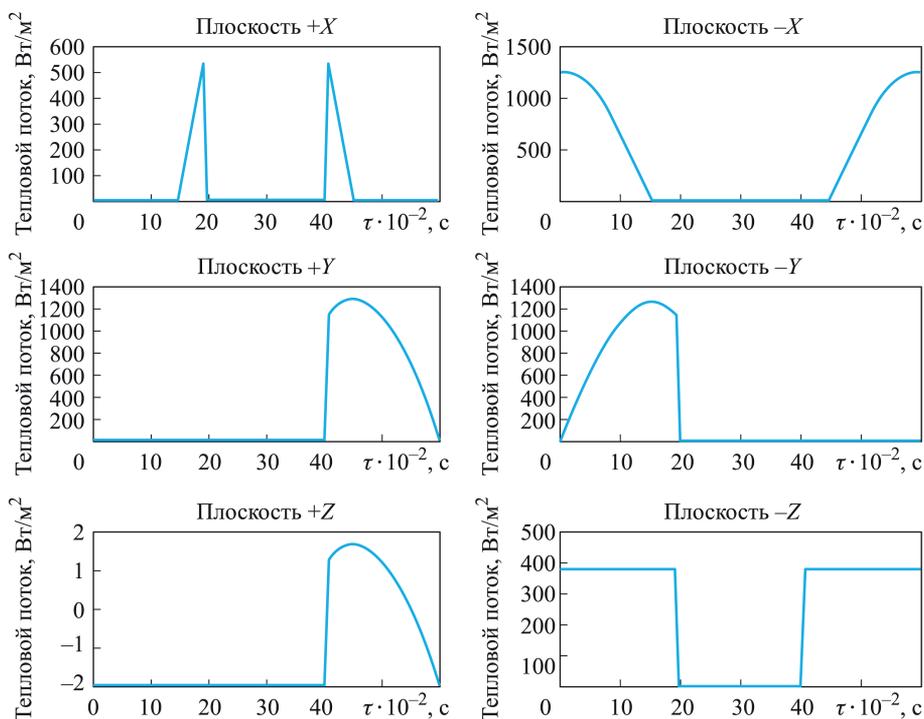


Рис. 4. Изменение прямого падающего на плоскости КА солнечного потока (минимальные условия)

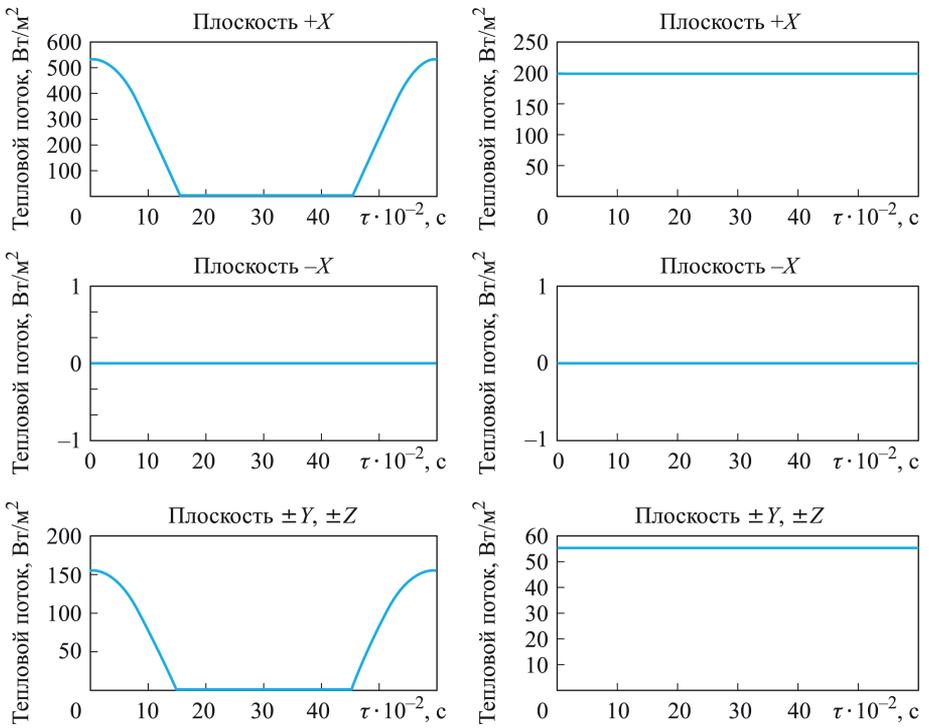


Рис. 5. Альbedo (левый столбец, минимальные условия); инфракрасный тепловой поток от Земли (правый столбец, минимальные условия)

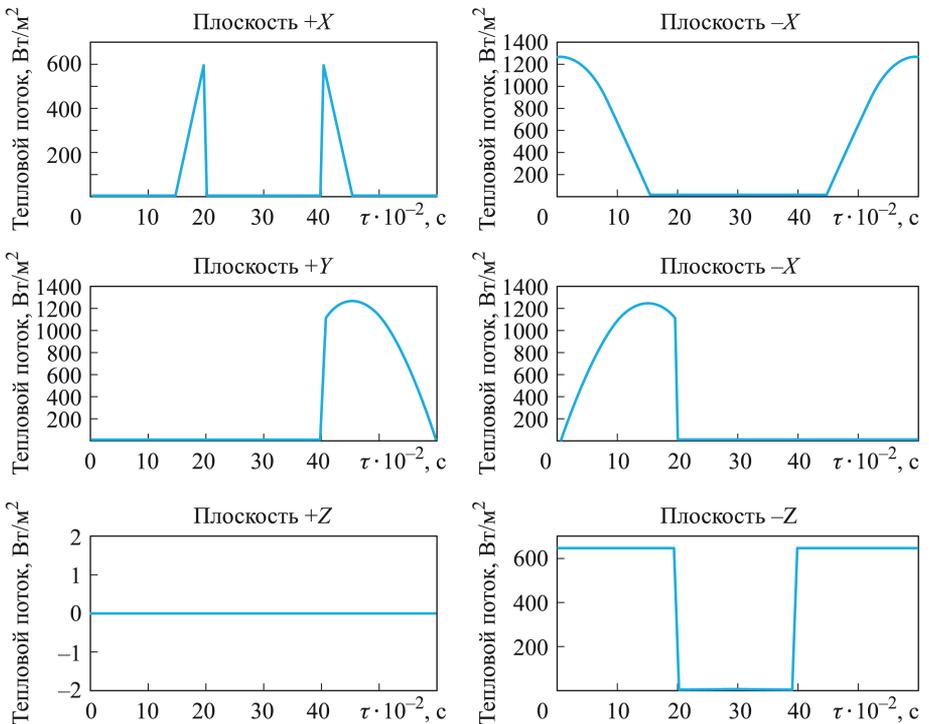


Рис. 6. Изменение прямого падающего солнечного потока на плоскости КА (максимальные условия)

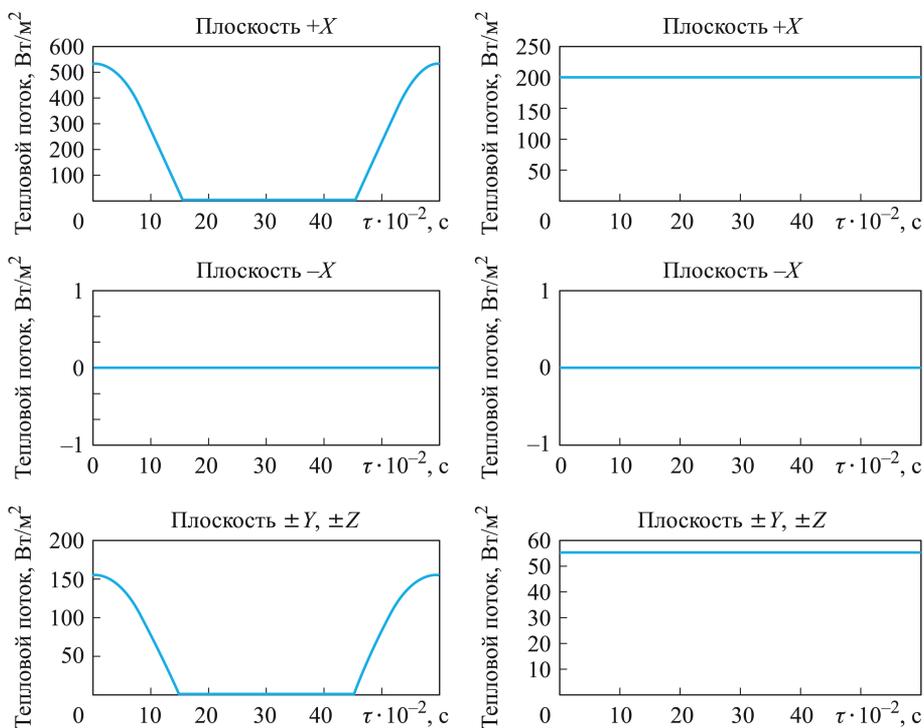


Рис. 7. Альbedo (левый столбец, максимальные условия); инфракрасный тепловой поток от Земли (правый столбец, максимальные условия)

Инфракрасный поток от Земли определяется средней радиационной температурой планеты: минимальные условия — поток составляет 200 Вт/м^2 ; максимальные условия — поток составляет 240 Вт/м^2 .

Средние значения внешних тепловых потоков на витке приведены в табл. 3. Средние значения суммарных поглощенных внешних тепловых потоков (прямых солнечных, альbedo и инфракрасных) на витке — в табл. 4.

На панели КА по осям $\pm Z$ дополнительно действует инфракрасный тепловой поток от панелей солнечных батарей. Среднее по витку значение составляет 15 Вт/м^2 .

Анализ результатов расчета. Расчет выполняется с помощью пакета прикладных программ “TERM” версии 3.02.32, разработанного в ЦНИИмаше с использованием следующих модулей пакета:

- VIEWF32.EXE — расчет угловых коэффициентов методом Монте-Карло;
- ATMFLUX.EXE — расчет внешних тепловых потоков методом Монте-Карло;
- TEMP32.EXE — расчет температурных полей.

Описание метода Монте-Карло для расчета угловых коэффициентов приведено в [8, 9].

Средние значения внешних тепловых потоков на витке

Плоскость действия	Средние значения тепловых потоков			
	На участке воздействия потока на витке	На полном витке	На участке воздействия потока на витке	На полном витке
	Минимальные условия		Максимальные условия	
Прямой солнечный тепловой поток, Вт/м ²				
+X	274	38	273	38
-X	821	402	820	402
+Y	914	292	930	298
-Y	914	292	930	298
+Z	0	0	0	0
-Z	382	248	664	426
Альbedo (отраженный от Земли солнечный тепловой поток), Вт/м ²				
+X	121	58	355	171
-X	0	0	0	0
+Y	35	17	102	49
-Y	35	17	102	49
+Z	35	17	102	49
-Z	35	17	102	49
Инфракрасный тепловой поток от Земли, Вт/м ²				
+X	162	162	195	195
-X	0	0	0	0
+Y	47	47	56	56
-Y	47	47	56	56
+Z	47	47	56	56
-Z	47	47	56	56

Таблица 4

Средние значения суммарных поглощенных внешних тепловых потоков (прямых солнечных, альbedo и инфракрасных) на витке

Положение панели относительно осей КА	Среднее значение суммарного поглощенного теплового потока на полном витке при $A_s = 0,25$, $\epsilon = 0,85$, Вт/м ²	
	Минимальное значение за год	Максимальное значение за год
+X	161,7	218
-X	100,5	100,5
+Y	117,2	134,4
-Y	117,2	134,4
+Z	59,2	74,9
-Z	121,2	181,4

Результатом работы модуля ППП TEMP32.EXE является массив значений температур для всех расчетных элементов, выдаваемый через заданный интервал времени.

Рассмотрим для примера температуры внутренних алюминиевых обшивок ТПСБ “-Z” для минимального случая. На рис. 8 показано

разбиение данной панели на изотермичные элементы. Грани одного цвета принадлежат одному и тому же элементу.

В табл. 5 приведена нумерация элементов внутренних обшивок ТПСБ “–Z”. Ориентация панели аналогична показанной на рис. 8.

Таблица 5

Нумерация элементов внутренних обшивок ТПСБ “–Z”

	701	702	703	704	705	706	707	708	709
	710	711	712	713	714	715	716	717	718
	719	720	721	722	723	724	725	726	727
	728	729	730	731	732	733	734	735	736
↑	737	738	739	740	741	742	743	744	745
↑	746	747	748	749	750	751	752	753	754
↑	755	756	757	758	759	760	761	762	763
↑	764	765	766	767	768	769	770	771	772
↑	773	774	775	776	777	778	779	780	781
↑	782	783	784 </td <td>785</td> <td>786</td> <td>787</td> <td>788</td> <td>789</td> <td>790</td>	785	786	787	788	789	790
	→ Ось Ox								

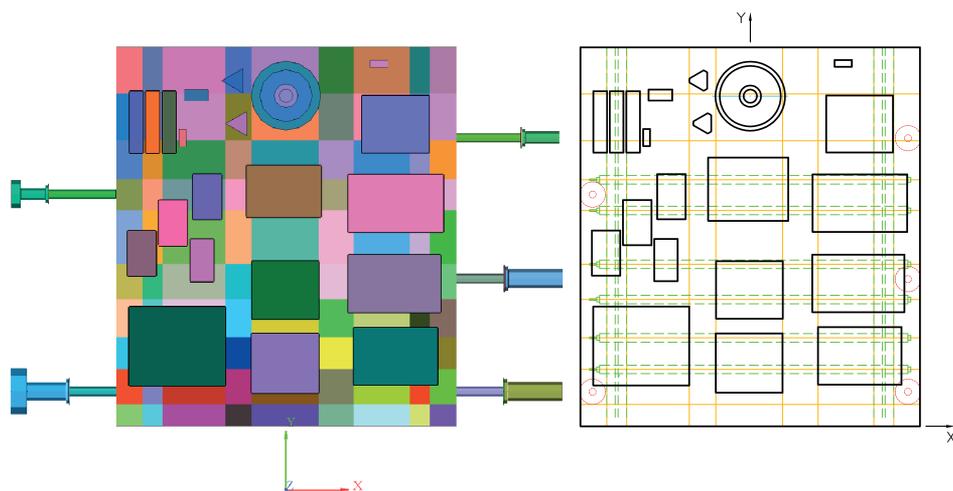
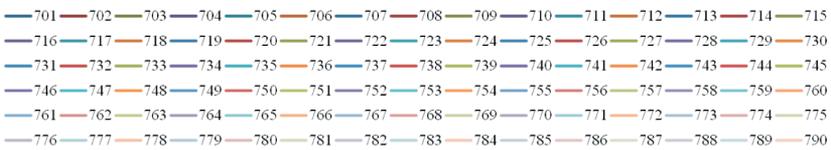
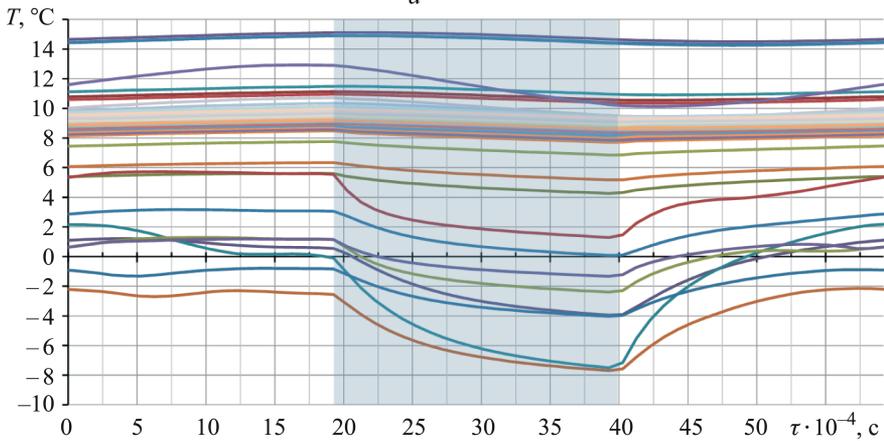
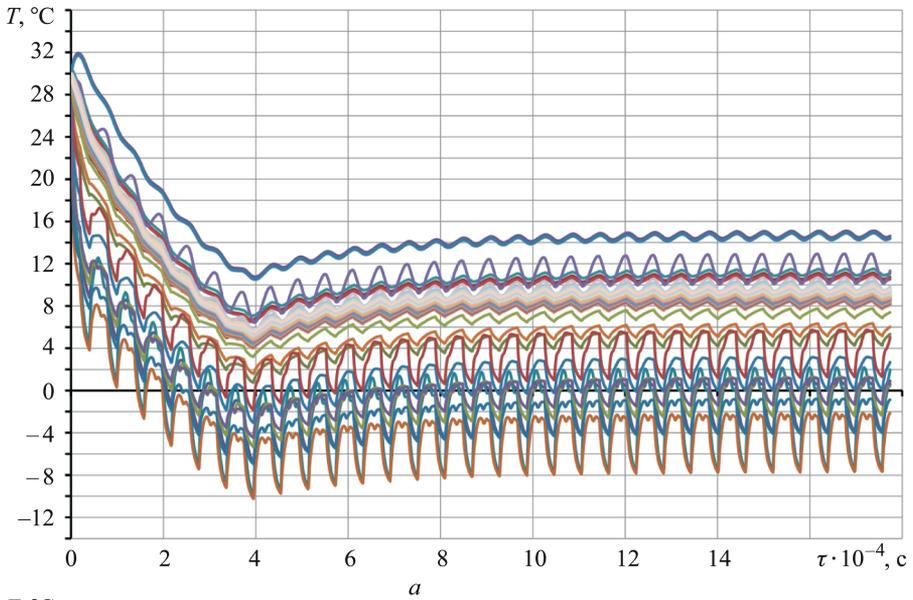


Рис. 8. Внутренняя сторона ТПСБ “–Z”:

зеленые линии — ТТ и КТТ; желтые линии — принятое разбиение панели на изотермичные элементы; красные линии — посадочные места антенн на внешней стороне ТПСБ

На рис. 9, а приведен график изменения температур, показанных до выхода на квазистационарный режим; на рис. 9, б — график изменения установившихся температур на одном витке. Период одного витка составляет 5920,5 с.

Были заданы заведомо высокие начальные температуры, после пуска обшивки начали остывать до тех пор, пока не включились две ГН



б

Рис. 9. Графики изменения температур внешней обшивки ТПСБ “-Z” от начальных значений до выхода на квазистационар (а) и на одном витке (б)

($48 \cdot 2 = 96$ Вт) на $\sim 40\,000$ с. Мощности данного дополнительного тепловыделения оказалось достаточно для удержания температур обшивок ТПСБ “-Z” в допустимых диапазонах. На рис. 9, б синим цветом показан теневой участок.

Группа элементов № 703, 704, 705, 706, 707, 712, 713, 714, 715, 716 расположена в зоне, значительно удаленной от встроенных ТТ, что является причиной ее относительного переохлаждения. Элементы

№ 704, 705, 706 и 713, 714, 715 удалены от КТТ и дополнительно связаны с приводом солнечных батарей, который не имеет тепловыделения, но обладает развитой поверхностью за бортом КА, что обеспечивает резкое изменение графиков температуры на теневом участке. Наиболее нагретые среди рассматриваемой группы элементы № 703 и № 712 расположены вблизи тепловыделяющих приборов № 906 и № 907. Рядом с элементами № 707 и № 716 тепловыделяющие приборы отсутствуют, поэтому их температуры ниже.

Элементы № 701, 710, 719 расположены вблизи прибора с относительно малой площадью контакта и тепловыделением в 20 Вт, что обеспечивает их повышенную температуру относительно других элементов.

Элемент № 728 расположен рядом с посадочным местом антенны. Засветка данной антенны солнцем обеспечивает приток теплоты через соты к элементу и его повышенную температуру на солнечном участке.

Выводы. 1. Представлена составляющая часть ТММ КА в виде кондуктивных тепловых связей между элементами конструкции, приведены описание геометрической и тепловой частей, а также необходимые для расчета исходные данные.

2. При заданной орбите и параметрах Солнца и Земли были численно определены внешние тепловые потоки на элементы КА.

3. Методом Монте-Карло проведен расчет взаимного переизлучения элементов геометрии КА.

4. При заданных внешних и внутренних тепловых воздействиях получены поля температур всех элементов КА.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Галицкий Б.М., Данилов Ю.И., Дрейцер Г.А., Кошкин В.К.* Теплообмен в энергетических установках космических аппаратов / под общ. ред. В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1975. 272 с.
2. *Фаворский О.Н., Каданер Я.С.* Вопросы теплообмена в космосе. М.: Высш. шк., 1972. 280 с.
3. *Судомоин П.Д., Платонов К.А., Щукин С.А.* Математическая модель теплового состояния малого космического аппарата / Будущее машиностроение России: Сб. трудов Седьмой всерос. конф. молодых ученых и специалистов. Москва, 24–27 сентября 2014 г., МГТУ им. Н.Э. Баумана. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. С. 194–195.
4. *Судомоин П.Д., Егоров К.С., Каськов С.И.* Моделирование теплового режима космического аппарата // Молодежный научно-технический вестник. 2015. № 7. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/791863.html>
5. *Robert D. Karam.* Satellite thermal control for systems engineers. Reston, Va.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. 274 с.
6. *Лукас Дж.* Теплообмен и тепловой режим космических аппаратов / под ред. Н.А. Анфимова. М.: Мир, 1974. 544 с.
7. *Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В.* Расчет теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1971. 207 с.

8. Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением / пер. с англ.; под ред. Б.А. Хрусталева. М.: Мир, 1975. 936 с.
9. Спэрроу Э.М., Сесс Р.Д. Теплообмен излучением / пер. с англ. С.З. Сориц и Л.М. Сорокопуда; под ред. А.Г. Блоха. М.: Энергия, 1971. 296 с.

REFERENCES

- [1] Galitseyskiy B.M., Danilov Yu.I., Dreytser G.A., Koshkin V.K., ed. Teploobmen v energeticheskikh ustanovkakh kosmicheskikh apparatov [Heat transfer in power units spacecraft]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1975. 272 p.
- [2] Favorskiy O.N., Kadaner Ya.S. Voprosy teploobmena v kosmose [Questions of heat transfer in space]. Moscow, Vyssh. shk. Publ., 1972. 280 p.
- [3] Sudomoin P.D., Platonov K.A., Shchukin S.A. A mathematical model of the thermal conditions of small space vehicle. *Budushcheye mashinostroyeniye Rossii: sb. tr. Sed'moy vseros. konf. molodykh uchennykh i spetsialistov* [Future Engineering of Russia. Proceedings of the Seventh All-Russia Conference of Young Scientists and Specialists]. Moscow, 24–27 September 2014. Bauman Moscow State Technical University. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana Publ., 2014, pp. 194–195 (in Russ.).
- [4] Sudomoin P.D., Yegorov K.S., Kaskov S.I. Modelling of the thermal regime of the spacecraft. *Jelekt. Zhur. "Molodezhnyy nauchno-tekhnicheskyy vestnik" MGTU im. N.E. Baumana* [El. J. "Youth Sci.&Techn. Herald" of Bauman MSTU], 2015, no. 7. Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/791863.html>
- [5] Robert D. Karam. Satellite thermal control for systems engineers. Reston, Va.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. 274 p.
- [6] Lucas John W., ed. Heat Transfer and Spacecraft Thermal Control (Progress in Astronautics & Aeronautics). MIT Press., 1971.
- [7] Zaletayev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchev O.V. Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata [Calculation the heat transfer of the spacecraft]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1971. 207 p.
- [8] Siegel Robert, Howel John R. Thermal Radiation Heat Transfer. N.Y., McGraw-Hill Book Company, 1975. 814 p.
- [9] Sparrow E.M., Cess R.D. Radiation Heat Transfer. Hemisphere Publishing Corporation, 1966. 322 p.

Статья поступила в редакцию 21.09.2015

Судомоин Павел Дмитриевич — студент МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5), инженер сектора теплового проектирования малых космических аппаратов ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (Российская Федерация, 121087, Москва, ул. Новозаводская, д. 18).

Sudomoin P.D. — student of Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation), engineer of the sector of the small space vehicle thermal design, Khrunichev State Research and Production Space Centre (Novozavodskaya ul. 18, Moscow, 121087 Russian Federation).

Шабанов Владимир Алексеевич — начальник сектора теплового проектирования малых космических аппаратов ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (Российская Федерация, 121087, Москва, ул. Новозаводская, д. 18).

Shabanov V.A. — Head of the sector of the small space vehicle thermal design, Khrunichev State Research and Production Space Centre (Novozavodskaya ul. 18, Moscow, 121087 Russian Federation).

Платонов Кирилл Александрович — ведущий инженер отдела теплового проектирования малых космических аппаратов ГКНПЦ им. М.В. Хруничева (Российская Федерация, 121087, Москва, ул. Новозаводская, д. 18).

Platonov K.A. — Leading Engineer of the sector of the small space vehicle thermal design, Khrunichev State Research and Production Space Centre (Novozavodskaya ul. 18, Moscow, 121087 Russian Federation).

Каськов Сергей Иосифович — научный сотрудник НИИ “Энергетического машиностроения”, старший преподаватель кафедры “Теплофизика” МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

Kaskov S.I. — Research Scientist of the Research Institute of Power Engineering, Senior Lecturer of Thermophysics Department, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Судомоин П.Д., Шабанов В.А., Платонов К.А., Каськов С.И. Исследование теплового состояния малого космического аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2016. №2. С. 28–44. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-2-28-44

Please cite this article in English as:

Sudomoin P.D., Shabanov V.A., Platonov K.A., Kaskov S.I. Research on thermal conditions of a small space vehicle. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2016, no. 2, pp. 28–44. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-2-28-44