

Данный текст является русскоязычной версией опубликованной на английском языке статьи и представлен в авторской редакции только на данном сайте!

UDC 536.2

Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-382-388

For citation: Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. Development of the heat panel of the small space apparatus for navigation support. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 3, P. 382–388. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-382-388

Для цитирования: Кольга В. В., Ярков И. С., Яркова Е. А. Разработка тепловой панели малого космического аппарата навигационного обеспечения // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. Т. 21, № 3. С. 382–388. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-382-388

DEVELOPMENT OF THE HEAT PANEL OF THE SMALL SPACE APPARATUS FOR NAVIGATION SUPPORT

V. V. Kolga*, I. S. Yarkov, E. A. Yarkova

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

To clarify the trajectory of the spacecraft in a given orbit, the parameter of unmodeled acceleration is taken into account. Today, in the design and manufacture of a spacecraft to meet the requirements of the technical specifications for the maximum allowable values of unmodeled accelerations during the operation of on-board equipment, it is necessary to take into account the effects of asymmetric heat fluxes from the panels of the spacecraft on the deviation of its center of mass from a given orbit. This article discusses the problem of the influence of asymmetric heat fluxes from the surfaces of the spacecraft emanating from the panels $\pm Z$, $+ Y$ (deterministic and non-deterministic component) on the level of unmodeled accelerations, which significantly affects the trajectory of the spacecraft. In order to meet the requirements for the temperature control system in terms of ensuring efficient heat removal from the on-board equipment devices and its distribution over the surface of the instrument installation panel, it is necessary to significantly improve the technical characteristics of heat transfer and heat conduction processes in the spacecraft. The analysis of the current thermal control system in modern satellites is carried out and its shortcomings are revealed. A constructive option is proposed for creating an energy-intensive thermal panel, which allows more efficient heat removal from devices and distribution over the panel. The designed thermal panel is a flat sealed panel of a single complex design of aluminum alloy, made by the additive technology method. The dimensions of the thermal panel are limited by the structural dimensions of the working area of 3D printers. At the moment, the main dimensions reach 600–800 mm. An increase in the working area in the future will enable the installation of large-sized electronic equipment.

A two-dimensional mathematical model for calculating heat transfer processes in the designed thermal panel is presented. For the calculation, specific average values are introduced that characterize the effective cross sections for the vapor channels and the wick in the longitudinal and transverse directions, physical parameters (porosity of the wick and its degree of liquid saturation).

Keywords: spacecraft, asymmetric heat fluxes, thermal control system, unmodeled accelerations, power thermal panel.

РАЗРАБОТКА ТЕПЛОВОЙ ПАНЕЛИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

В. В. Кольга*, И. С. Ярков, Е. А. Яркова

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

Для уточнения траектории движения космического аппарата по заданной орбите учитывается параметр немоделируемого ускорения. На сегодняшний день при проектировании и изготовлении космического аппарата для обеспечения требований технического задания к предельно допустимым значениям немоделируемых ускорений при работе бортовой аппаратуры, необходим учет воздействия несимметричных тепловых потоков с панелей космического аппарата на отклонение его центра масс от заданной орбиты. В данной статье рассмотрена проблема влияния ассиметричных тепловых потоков с поверхностей космического аппарата, исходящих с панелей $\pm Z$, $+Y$ (детерминированной и недетерминированной составляющей) на величину уровня немоделируемых ускорений, что существенно влияет на траекторию движения космического аппарата. Для обеспечения требований к системе терморегулирования в части обеспечения эффективного отвода тепла от приборов бортовой аппаратуры и распределения его по поверхности панели установки приборов необходимо значительно улучшить технические характеристики процессов теплопередачи и теплопроводности в космическом аппарате. Проведен анализ действующей системы терморегулирования в современных спутниках и выявлены её недостатки. Предложен конструктивный вариант создания энергоёмкой тепловой панели, которая позволяет эффективнее отводить тепло от приборов и распределять его по панели. Спроектированная тепловая панель представляет собой плоскую герметичную панель единой сложной конструкции из алюминиевого сплава, изготовленную методом аддитивных технологий. Размеры тепловой панели ограничены конструктивными размерами рабочей зоны 3D-принтеров. На сегодняшний момент основные размеры доходят до 600–800 мм. Увеличение рабочей площади в дальнейшем даст возможность монтажа крупногабаритной радиоэлектронной аппаратуры. Представлена двухмерная математическая модель для расчета процессов теплообмена в спроектированной тепловой панели. Для расчета вводятся удельные средние величины, характеризующие эффективные сечения для паровых каналов и фитиля в продольном и поперечном направлениях, физические параметры (пористость фитиля и степень его насыщенности жидкостью).

Ключевые слова: космический аппарат, несимметричные тепловые потоки, система терморегулирования, немоделируемые ускорения, силовая тепловая панель.

Введение. Развитие космической техники на современном этапе характеризуется созданием малых космических аппаратов различного назначения с использованием более плотного размещения приборов полезной нагрузки, влияющего на неравномерность и несимметричность тепловых потоков с панелей космического аппарата (КА).

Размещение электроприборов с высокой плотностью теплового потока на малых компоновочных площадях требует решения проблемы обеспечения рабочих температур оборудования, конструкции и элементов КА в пределах жестко ограниченных диапазонов на всех режимах работы системы терморегулирования.

Для выполнения требований по обеспечению гарантированных рабочих температур посадочных мест приборов необходимо повысить эффективность системы терморегулирования (СТР) за счет создания энергоемкой панели, способной отводить тепло и эффективно распределять его по панели КА.

Учет влияния несимметричности тепловых потоков с панелей КА в модели движения КА ведет к созданию более точной и более достоверной расчетной модели аппарата.

Для обеспечения требований технического задания (ТЗ) к допустимому уровню немоделируемых ускорений, возникающих при работе бортовых систем КА, необходим учет воздействия несимметричных тепловых потоков с панелей приборов на возможность отклонения центра масс КА от заданной орбиты.

Точность определения параметров траектории движения КА, помимо очевидного ограничения, накладываемого составом располагаемой измерительной информации, существенным образом зависит от степени соответствия динамической модели, используемой для численного интегрирования уравнений движения КА реальному набору возмущений, формирующих его траекторию.

На сегодняшний день для уточнений прогноза ошибок траектории движения КА вдоль орбиты используют такой параметр, как немоделируемое ускорение.

Суммарное влияние немоделируемого ускорения на степень точности расчетов движения КА довольно существенно. И, хотя абсолютная величина немоделируемых ускорений не превышает величин $10^{-12} \div 10^{-13}$ км/с², результирующие возмущения в координатах КА могут достигать значительных величин [1]. Необходимость снижения уровня влияния немоделируемого ускорения на траекторию КА требует разработки специальных мер по минимизации такого воздействия.

Задача уменьшения значений немоделируемых ускорений, возникающих вследствие влияния работы бортовых систем, имеет высокую степень актуальности, поскольку, с одной стороны, может служить для уточнений уже существующих траекторий КА, а с другой, при создании новых аппаратов позволит уточнить и оптимизировать расчетную динамическую модель, минимизируя энергозатраты на корректировку рабочей орбиты (что приведет к снижению общей массы КА) [2–3].

Анализ действующей системы терморегулирования.

Для снижения уровня немоделируемых ускорений и их учета в расчетной динамической модели нами была разработана априорная модель, позволяющая уточнить физические процессы теплового излучения бортовых приборов и систем КА, скорректированная и уточненная в процессе летных испытаний (ЛИ). При этом необходимо учитывать корректность задания значений тепловых и механических нагрузок и продолжительности режимов циклограмм нагрузки при «штатном функционировании КА», а так же точности циклограммы тепловыделения бортовой аппаратуры комплекса автоматической стабилизации напряжения (БА КАС) в части абсолютных значений тепловыделения и продолжительности рабочих режимов.

На настоящий момент доступная оценка точности циклограмм тепловыделений БА КАС составляет до 150 Вт и длительности режимов до 4 часов.

Циклограммы необходимы для учета асимметрии собственного теплового обеспечения КА, и при этом не должны превышать величины 10 Вт (кратковременные выбросы тепла) и 5 Вт (долгопериодические выбросы тепла).

Обработка данных температурных датчиков на борту КА с целью расчета тепловых потоков является сложной с методической и вычислительной точки зрения задачей, решение которой с учетом мощностей бортового информационного вычислительного комплекса (БИВК) не возможно в условиях космоса. Таким образом, задача обработки измерений температурных датчиков должна решаться в наземном комплексе управления (НКУ).

Выполнение требований по минимизации немоделируемых ускорений существующими средствами СТР без дополнительных энергетических затрат и изменений габаритов КА в настоящий момент не представляется возможным. Реализация данного требования должно осуществляться за счет новых компоновочных решений на уровне КА с учетом точного определения значений тепловых потоков и циклограмм тепловыделения бортовой аппаратуры.

На сегодняшний день в навигационных космических аппаратах используют систему терморегулирования [4–9], представляющую из себя сотовую панель с встроенным в нее жидкостным коллектором. Изготовление трехслойной сотовой панели (с различными вариантами сотового наполнителя) осуществляется по следующей технологии:

- изготовление комплектующих деталей, в том числе сотового наполнителя, обшивок, усиливающих и закладных элементов, тепловых труб;
- соединение (склеивание) поверхности полок тепловых труб с обшивкой с помощью теплопроводного клея;
- соединение (склеивание) обшивок с сотовым наполнителем и встроенными закладными элементами.

Сборка (склеивание) трехслойной сотовой панели осуществляется на технологической оснастке – столе через специальную прокладку. Необходимое давление обеспечивается с помощью вакуумного мешка, покрытого слоем теплоизоляции.

Склеивание производится в термопечи в течение требуемого времени при повышенной температуре (около 125 °С), которую повышают ступенчато до температуры склеивания, обеспечивая тем самым необходимую выдержку (порядка 3 часов), после чего постепенно охлаждают до температуры окружающей среды. В частности, для склеивания обшивки с сотовым наполнителем применяется пленочный клей ВК-51 ТУ1-596-212-85.

Анализ показал, что при изготовлении крупногабаритных трехслойных сотовых панелей с тонкими алюминиевыми обшивками в первую очередь необходимо, чтобы используемая технологическая оснастка была выполнена с высокой степенью плоскостности и чистоты поверхности, а также применялись прокладки из алюминиевого листа для исключения влияния разности коэффициента термического линейного расширения между технологической оснасткой и сотовой панелью.

Недостатком вышеуказанного способа является возможность применения данной технологии для сотовых панелей размерами только до 2000×3000 мм. При полимеризации панелей больших размеров необходимо применение составных подкладных листов.

Из-за увеличения габаритных размеров сотовых панелей (до 3000×6000 мм), а также уменьшения толщины обшивок (до 0,3 мм), применяемых для современных космических аппаратов, и необходимости повышения геометрической точности рабочей поверхности, применение цельных крупногабаритных листов, с одной стороны, является нерентабельным, учитывая высокую стоимость их изготовления и доставки, с другой стороны, не обеспечивает требуемую точность (общая плоскостность панели не более 1,5 мм, плоскостность 0,1 мм на размере 200×200 мм). Такие жесткие требования обусловлены длительным сроком активного существования космического аппарата (до 15 лет), безотказной работой приборов спутника, установленных на рабочей поверхности сотовой панели через теплопроводную пасту. При этом температурный перепад между установочной поверхностью прибора и обшивкой должен быть минимальным, следовательно, и плоскостность панели должна быть минимально возможной.

Таким образом, существенным недостатком вышеуказанного способа является сложность изготовления и недостаточно высокое качество сотовых панелей больших габаритов. Инженерные подходы, направленные на решение этой проблемы, приводят к необходимости уменьшения габаритных размеров сотовой панели и изменения ее конструкции для обеспечения более эффективного отвода тепла от БА.

Расчетные значения рабочих температур оборудования по результатам теплового анализа КА должны удовлетворять требованиям к расчетной неопределённости, при этом расчетная неопределённость берется исходя из принадлежности приборов к температурной группе.

Действующая СТР не обеспечивает равномерный эффективный отвод тепла от приборов КА, создаются «горячие» точки, где энергопотребление приборов крайне высоко и происходит перегрев оборудования.

Ассиметричные тепловые потоки с поверхностей КА, исходящие с панелей $\pm Z$, $+Y$ (детерминированной и недетерминированной составляющей) в свою очередь вносят вклад различных бортовых систем в величину уровня немоделируемых ускорений (НМУ), что существенно влияет на траекторию КА.

Для решения этой проблемы мы предлагаем использовать разработанные нами теплопроводящие панели, которые увеличивают эффективности теплоотвода от радиоэлектронной аппаратуры на борту космического аппарата (КА) и имеют, при этом, значительно меньшие габариты. При работе с такими конструкциями необходимо разработать расчетный алгоритм для оценки отводимых тепловых потоков при различных рабочих режимах распределения тепловой нагрузки на поверхность панели. Этот алгоритм необходим как на этапе разработки КА с использованием таких структур в системе терморегулирования, так и при определении оптимальной компоновки приборов и аппаратуры КА.

В данной работе представлена двухмерная математическая модель теплообмена в тепловой панели. На основе модели описан алгоритм оценки работоспособности панели по капиллярному ограничению для заданного распределения тепловой нагрузки на поверхность. Модель позволяет получить распределение температурного поля на поверхности панели.

Конструкция силовой тепловой панели. Силовая тепловая панель представляет собой плоскую герметичную панель, представляющую собой единую сложную конструкцию из алюминиевого сплава, изготовленную методом аддитивных технологий и состоящую из двух перекрестных каналов с фитилями, пористой структуры, закрытую со всех сторон тонким слоем алюминия. Размеры тепловой панели ограничены конструктивными размерами рабочей зоны 3D-принтеров. На сегодняшний момент основные размеры доходят до 600–800 мм. Увеличение рабочей площади по сравнению с гипертеплопроводящими панелями [10], размер которых достигает 100 x 300 мм, дает возможность монтажа крупногабаритной радиоэлектронной аппаратуры. При этом внутренняя структура панелей такова, что теплоноситель свободно перемещается по всей плоскости панели внутри крестообразно расположенных каналов с фитилями, заполненными рабочей жидкостью (аммиак, вода и т.д.) (смотри рисунок 1). Перенос тепла по панели осуществляется за счет движения рабочего вещества в виде пара от области нагрева к области конденсации по паровым каналам и обратно, в виде жидкости по фитилю. Главная особенность тепловой панели с фазовым переходом состоит в высокоэффективной системе отвода тепла и равномерного распределения температуры по поверхности панели с разницей до 1–2 °С. При нагреве жидкий теплоноситель начинает испаряться и в виде пара двигается в зону испарения, затем конденсируясь, по фитилю в виде жидкости перемещается снова к зоне нагрева, таким образом распределяя тепло по панели. Движение рабочего вещества осуществляется за счет капиллярных сил, что не требует использования насосов и сложных контуров для перекачивания охлаждающей жидкости.

Капиллярный напор фитиля должен превышать сумму давлений, возникающих в жидкости, движущейся по фитилю, и в паре, движущемуся по паровым каналам. В обратном случае, фитиль, находящийся под тепловыделяющим элементом осушается, и эффективная теплопроводность панели резко падает.

Технология изготовления силовой тепловой панели предполагает модернизацию ее конфигурации за счет введения внутренних паровых каналов с фитилем, конкретные размеры которых неизвестны и подбираются экспериментальным путем.

Для расчета вводятся удельные средние величины, характеризующие эффективные сечения для паровых каналов и фитиля в продольном и поперечном направлениях, физические параметры (пористость фитиля и степень его насыщенности жидкостью).

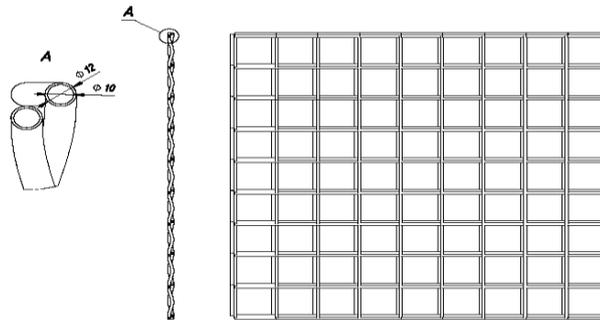


Рис. 1. Строение каналов внутри силовой термопанели

Fig. 1. The structure of the channels inside the power thermal panel

Математическая модель. Введем величины, характеризующие эффективные продольные и поперечные сечения для паровых каналов и фитиля [11–15]. Определим такие величины для описания движения пара: S_{vx} , S_{vy} – доля эффективного сечения парового канала от общего сечения панели для продольного направления x и поперечного y соответственно. Аналогично для описания движения жидкости: Slx , Sly – доля эффективного сечения фитиля от общего сечения панели для продольного направления x и поперечного y соответственно. Величины S_{vx} , S_{vy} , Slx , Sly безразмерные, могут равняться от 0 до 1.

Входными условиями задачи является поток тепла на поверхность панели $Q(x, y)$, где $x \in [0, H]$, $y \in [0, W]$. Величины H , W , – длина и ширина панели. Из стационарности задачи следует, что количество испаряющегося теплоносителя из фитиля в паровые каналы на единицу площади в каждой точке панели равно $\dot{m} = Q / \lambda$, где λ – скрытая теплота парообразования.

Для движения жидкости в фитиле можно записать уравнение сохранения массы:

$$\operatorname{div} \mathbf{m}_l = - \dot{m} / D, \quad (1)$$

где $\mathbf{m}_l = (m_{lx}, m_{ly})$ – поток массы жидкости внутри фитиля, D – толщина панели за вычетом толщины стенок корпуса панели.

Для описания движения газовой фазы теплоносителя используем формулу, аналогичную (1):

$$\operatorname{div} \mathbf{m}_v = \dot{m} / D, \quad (2)$$

где $\mathbf{m}_v = (m_{vx}, m_{vy})$ – поток массы пара в паровых каналах.

Панель будет работать успешно в том случае, если разница давлений между газообразной и жидкостной фазами в каждой точке будет меньше капиллярного давления.

$$P_c = \frac{2\sigma \cos \theta}{rc}, \quad (3)$$

где rc – радиус пор фитиля, σ – коэффициент поверхностного натяжения, θ – минимальный угол смачивания материала фитиля теплоносителем.

Можно найти распределения давления в газообразной и жидкостной фазе $P_v(x, y)$ и $P_l(x, y)$ с точностью до константы. Поскольку существует точка (x_{min}, y_{min}) внутри панели (в области конденсатора), в которой можно принять $P_v = P_l$, разность давлений между газообразной и жидкостной фазой можно записать следующим образом

$$\Delta P = P_v(x, y) - P_l(x, y) - (P_v(x_{min}, y_{min}) - P_l(x_{min}, y_{min})) \quad (4)$$

Если $\max(\Delta P) > P_c$, то капиллярные силы не будут способны подтягивать теплоноситель, фитиль в панели будет осушаться, и панель не будет удовлетворительно работать.

Таким образом, капиллярное условие для работы панели можно записать следующим образом:

$$\max(\Delta P) < P_c \quad (5)$$

Распределение температуры на поверхности панели будет определяться температурой насыщенного пара в заданной точке, плотностью мощности нагрева и тепловым сопротивлением слоя фитиля и корпуса панели:

$$T(x, y) = T_s(P_v(x, y)) + Q(x, y)R, \quad (6)$$

где $R = R_f + R_w$ сумма тепловых сопротивлений фитиля и стенки корпуса панели. Тепловое сопротивление фитиля можно оценить: $R_f = c / k_f$, где c – толщина фитиля (расстояние от парового канала до поверхности), k_f – теплопроводность наполненного теплоносителем фитиля.

Тепловое сопротивление стенки равно: $R_w = t / k_w$, где t – толщина стенки, k_w – теплопроводность материала корпуса панели.

Перенос ламинарного потока жидкости в пористом фитиле в зависимости от вида фитиля определяется либо по закону Дарси (для жидкостей, подчиняющихся закону Навье-Стокса)

$$-\Delta P - \frac{\eta}{k} \vec{u} + p \vec{f} = 0, \quad (7)$$

$\text{div } \vec{u} = 0$, либо Пуазейля (одно из самых простых точных решений уравнений Навье-Стокса).

$$Q = \frac{\pi R^4}{8\eta l} (P_1 - P_2) = \frac{\pi d^4}{128\eta l} \Delta P, \quad (8)$$

Кинетика фазового перехода жидкость-пар, т.е. скорость испарения и конденсации, может быть определена с помощью критерия Кн (число Кнудсена). Максимальный тепловой поток при испарении с плоской поверхности в вакуум

$$q_{\max} = f \frac{LP_{ж}}{\sqrt{2\pi R_0 T_{ж} / \mu}}, \quad (9)$$

R_0 – универсальная газовая постоянная, L – скрытая теплота парообразования. В ряде случаев перенос энергии и вещества в тепловых трубах может происходить при частичном осушении пористого фитиля. В итоге расчет тепловой трубы основывается на уравнениях динамики потока жидкости и пара, описании кинетики фазовых переходов на поверхности раздела «жидкость-пар», а также уравнениях переноса энергии в артерии трубки, в капиллярно-пористой части (фитиле) и в самой оболочке трубы.

Поток жидкости в пористом теле фитиля должен быть более подробно описан законом Дарси.

$$m = p_{\text{ж}} V_{\text{ж}} = - \frac{K_{\text{ж}}}{\mu_{\text{ж}}} \text{grad} P \quad (10)$$

Проинтегрировав это уравнение, получаем перепад давления в двух точках фитиля. Проницаемость $K_{\text{ж}}$ зависит от пористости Π фитиля и степени его насыщения жидкостью $b_{\text{ж}}$

$$K_{\text{ж}} = f(\Pi, b_{\text{ж}}), \quad (11)$$

Еще одной характеристикой пористого тела является дифференциальная кривая распределения поверхностной проницаемости $f(K)$ (подобно кривой распределения пор по радиусу). Для однородного материала такая кривая может быть представлена как дельта функция K или линейная комбинация этих функций.

$$f(K) = \sum_{i=1}^N \delta A_i, \quad A_i \text{ удовлетворяет условию } \sum_{i=1}^N A_i = 1, \quad N \text{ конечно.} \quad (12)$$

Если $f(K)$ не может быть представлена как конечное число функций, то материал неоднородный. Если $f(K)$ представлена одним членом – материал гомогенный. Если материал описывается двумя или более функциями $f(K)$ то он гетерогенный. Если $f(K)$ зависит от прямоугольных координат x_i ($i=1,2,3$) и угловых координат Ψ, θ , то пористый материал является анизотропным. Если отсутствует зависимость от угловых координат – материал изотропный

$$P(K_1 \leq K \leq K_2) = \int_{K_1}^{K_2} f(x_i \theta \psi) dx_i d\theta d\psi. \quad (13)$$

Заключение. Представленная математическая модель процессов теплопередачи в тепловой панели позволяет прогнозировать различные режимы работы теплопередающего устройства высокотемпературных циклов.

Таким образом, использование в малых КА новой конструкции тепловой панели позволит не только решить проблему неравномерности и несимметричности тепловых потоков с панелей КА, но и обеспечит требования ТЗ к предельному уровню немоделируемых ускорений при работе бортовых систем.

References

1. Beloysov L. U. *Ocenivanie parametrov dvizheniya kosmicheskikh apparatov* [Estimation of motion parameters of spacecraft]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2002, 216 p.
2. Malahovskij E. E., Poznyak E. L., Shulyaka A. A. [Flexible controlled apparatus with disturbances from internal sources]. *Kosmicheskiye issledovaniya*. 1995, Vol. 33, No. 5, P. 538–545 (In Russ.).
3. Maximov I. A. [Problems of support of reliable operation of modern spacecraft under factors of space and technogeneous character destabilizing influence]. *Vestnik SibGAU*. 2010, Vol. 30, No. 4, P. 100–101 (In Russ.).
4. Caplin S. V., Bolychev S. A. [A system for providing thermal conditions for an experimental model of an optical-telescopic complex of a spacecraft]. *Vestnik SamGU*. 2013, No. 9/2(110), P. 236–243 (In Russ.).
5. Alekseev N. G., Zagar O. V., Kas'yanov A. O. [A system for ensuring the thermal regime of the device with temperature control in a narrow range]. *Materialy XI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XI Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2007, P. 213 (In Russ.).

6. Kosenko V. E., Zvonary V. D., Suntsov S. B., Derevyanko V. A., Vasilyev E. N., Nesterov D. A. [The use of hyper-heat-conducting structures in the development of leaky space vehicles of increased power and resource]. *Materialy XVII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferencii "Sistemnyy analiz, upravlenie i navigatsiya"* [Materials XVII International Scientific Conference "System analysis, management and navigation"]. Evpatoria, 2012, P. 20–22 (In Russ.).
7. Kosenko V. E., Zvonary V. D., Suntsov S. B., Chebotarev V. E., Fatkulin R. F., Bakirov M. T., Derevyanko V. A., Makukha M. V. [The Results of Using Heat-Conductive structures in the apparatus of spacecraft]. *Materialy XXI Mezhdunarodnoy nauchnoy konferencii "Sistemnyy analiz, upravlenie i navigatsiya"* [Materials XXI International Scientific Conference "System analysis, management and navigation"]. Moscow, MAI, 2016, P. 45–47 (In Russ.).
8. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. Spacecraft thermal control. Cambridge, UK: Woodhead Publishing Limited, 2012. 413p.
9. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft / A.V. Delkov et al. *Chemical and Petroleum Engineering*. 2016, No. 9, P. 714–719.
10. Suntsov S. B., Kosenko V. E., Derevyanko V. A. *Modul' radioelektronnoy apparatury s giperteploprovodnyashchim osnovaniem* [The module of electronic equipment with hyperthermally conductive]. Patent RF, no 2403692, 2009.
11. Vasilyev E. N., Derevyanko V. A., Nesterov D. A., Kosenko V. E., Chebotarev V. E. [Computational modeling of heat exchange processes in thermal control systems of spacecraft]. *Vychislitel'nyye tekhnologii*. 2009, Vol. 14, Iss. 6, P. 19–28 (In Russ.).
12. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft. *Proceedings of 12th Intern. Conf. on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering*. APEIPE 2014, P. 591–593.
13. Tanasienko F. V., Shevchenko Y. N., Delikov A. V., Kishkin A. A. [Two-dimensional thermal model of the thermal control system for nonhermetic formation spacecraft]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19. No. 3, P. 445–451 (In Russ.).
14. Kraev M. V., Zagor O. V., Kraev V. M., Golikovskaya K. F. *Nestacionarnyye teplovyye rezhimy kosmicheskikh apparatov sputnikovykh sistem* [Non-stationary thermal conditions of spacecraft of satellite systems]. Krasnoyarsk, 2004, 280 p.
15. Faghri A. Heat Pipe Science and Technology. Taylor and Francis Group, 1995, 874 p.

Библиографические ссылки

1. Белоусов Л. Ю. Оценивание параметров движения космических аппаратов. М. : Физматлит, 2002. 216 с.
2. Малаховский Е. Е., Позняк Э. Л., Шуляка А. А. Гибкий управляемый аппарат при возмущениях от внутренних источников // Космические исследования. 1995. Т. 33, № 5. С. 538–545.
3. Максимов И. А. Проблемы обеспечения надежного функционирования современных космических аппаратов в условиях дестабилизирующего воздействия факторов космического пространства и факторов техногенного характера // Вестник СибГАУ. 2010. № 4(30). С. 100–101.
4. Цаплин С. В., Болычев С. А. Система обеспечения теплового режима экспериментальной модели оптико-телескопического комплекса космического аппарата // Вестник СамГУ. 2013. № 9/2(110). С. 236–243.
5. Алексеев Н. Г., Загар О. В., Касьянов А. О. Система обеспечения теплового режима прибора с регулированием температуры в узком диапазоне // Решетневские чтения : материалы XI Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2007, г. Красноярск) : в 2 ч. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2007. С. 213.

6. Применение гипертеплопроводящих структур при разработке негерметичных космических аппаратов повышенной мощности и ресурса / В. Е. Косенко, В. Д. Звонарь, С. Б. Сунцов, В. А. Деревянко и др. // Системный анализ, управление и навигация : материалы XVII Междунар. науч. конф. Евпатория. 2012. С. 20–22.
7. Результаты применения гипертеплопроводящих структур в аппаратуре космических аппаратов / В. Е. Косенко, В. Д. Звонарь, С. Б. Сунцов, В. Е. Чеботарев и др. // Системный анализ, управление и навигация : материалы XXI Междунар. науч. конф. М. : МАИ. 2016. С. 45–47.
8. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. Spacecraft thermal control. Cambridge, UK: Woodhead Publishing Limited, 2012. 413p.
9. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft / A. V. Delkov et al. // Chemical and Petroleum Engineering. 2016. No. 9. P. 714–719.
10. Патент № 2403692 Российская Федерация, МПК НО5К 1/00. НО5К 7/20. Модуль радиоэлектронной аппаратуры с гипертеплопроводящим основанием / Сунцов С. Б., Косенко В. Е., Деревянко В. А. № 2009116488/07 ; заявл. 29.04.2009 ; опубл. 10.11.2010, Бюл. № 31.
11. Вычислительное моделирование процессов теплообмена в системах терморегулирования космических аппаратов / Е. Н. Васильев, В. А. Деревянко, Д. А. Нестеров, В. Е. Косенко, В. Е. Чеботарев // Вычислительные технологии. 2009. Т. 14, вып. 6. С. 19–28.
12. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft // Proceedings of 12th Intern. Conf. on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering, APEIPE 2014. P. 591–593.
13. Двухмерная тепловая модель системы терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения / Ф. В. Танасиенко, Ю. Н. Шевченко, А. В. Делков, А. А. Кишкин // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 445–451.
14. Нестационарные тепловые режимы космических аппаратов спутниковых систем / М. В. Краев, О. В. Загар, В. М. Краев, К. Ф. Голиковская. Красноярск, 2004. 280 с.
15. Faghri A. Heat Pipe Science and Technology. Taylor and Francis Group, 1995. 874 p.

© Яркова Е. А., Ярков И. С., Кольга В. В., 2020

Kolga Vadim Valentinovich – Dr. Sc., Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Yarkov Ivan Sergeevich – Postgraduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

Yarkova Evgeniya Aleksandrovna – Postgraduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Yarkova.sib@yandex.ru.

Кольга Вадим Валентинович – доктор педагогических наук, кандидат технических наук, профессор, профессор кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Ярков Иван Сергеевич – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева.

Яркова Евгения Александровна – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Yarkova.sib@yandex.ru.