РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ МИНИМАЛЬНОГО ТЕПЛОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ МЕЖДУ СОПРЯЖЕННЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ ПРИ ИМИТАЦИИ УСЛОВИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Е. А. Старостин, А. П. Лебедев,
М. С. Московских, Е. П. Маслов ✉

АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Переход к негерметичной конструкции приборного отсека космического аппарата неизбежно приводит к дополнительным тепловым нагрузкам на элементы бортовой радиоэлектронной аппаратуры за счет изменения схемы теплообмена. Тепловой режим работы бортовой радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата – один из важных факторов обеспечения длительного срока активного существования космического аппарата. Обеспечение длительного срока активного существования космических аппаратов является важнейшей научной, инженерной и экономической задачей, решение которой требует глубокого системного подхода на всех этапах создания и эксплуатации бортовой радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата. Стратегической задачей для обеспечения длительного срока активного существования космического аппарата является реализация на всех этапах жизненного цикла бортовой радиоэлектронной аппаратуры предельно достижимых показателей надежности за счет использования современных конструкторско-технологических решений, а также эффективных методов ее проектирования и производства. В статье приведены результаты экспериментальных работ по снижению сопротивления теплопередачи между приборами бортовой радиоэлектронной аппаратуры и системой терморегулирования космического аппарата. В результате работы получены основные данные по улучшению эффективности теплоотвода энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата и подтверждена эффективность мер по обеспечению теплоотвода бортовой радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата.

Ключевые слова: система электропитания, система терморегулирования, космический аппарат, энергопреобразующая аппаратура, радиоэлектронная аппаратура, гипертеплопроводящая секция.

Введение

Изготовление современного конкурентоспособного космического аппарата с длительным сроком активного существования, отвечающего требованиям заказчика, подразумевает использование бортовой аппаратуры с минимальными массогабаритными характеристиками, большой функциональностью и высокой надежностью. Выполнение первых двух требований в большой степени обеспечивается системо- и схмотехническими реше-

ниями, использованием современной элементной базы и конструкцией приборов. Повышение надежности аппаратуры подразумевает под собой ряд решений: применение высоконадежной элементной базы и качественных материалов, использование передовых технологий, полноценный контроль качества изготавливаемой бортовой аппаратуры и поддержание оптимальных тепловых режимов радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) как в процессе ее изготовления, так и в условиях космического пространства [1; 4; 5].

Под тепловым режимом РЭА понимают пространственно-временное распределение температуры в ней. Тепловой режим зависит от количества рассеиваемой мощности в блоке и счи-

✉ e-p-maslov@iss-reshetnev.ru

© Старостин Е. А., Лебедев А. П.,
Московских М. С., Маслов Е. П., 2019

тается нормальным, если температуры всех элементов конструкций блока в заданных условиях эксплуатации не превышает предельно-допустимых норм [2; 6].

Известно, что большая часть всей потребляемой мощности энергопреобразующей аппаратурой (ЭПА) рассеивается в виде тепла, что может создать опасные перегревы как термочувствительных, так и теплонагруженных элементов (бескорпусных транзисторов, диодных матриц, ферритовых сердечников и т. п.).

Передача тепловой энергии, рассеиваемой в блоке, осуществляется известными тремя способами: конвекцией, излучением и теплопроводностью. Причем для аппаратуры, работающей в условиях космического пространства (в условиях вакуума), основными видами передачи тепла являются теплопроводность и излучение. Теплопередача осуществляется от нагруженных элементов к основаниям блоков (рамкам, печатным платам), от них тепло передается корпусу и далее в окружающее пространство [3–5].

В настоящей статье приведены результаты исследовательской работы по созданию методики обеспечения минимального теплового сопротивления между элементами (узлами) комплекса энергопреобразующего (КЭП) и термостабилизированным основанием (сотопанелью) системы терморегулирования космического аппарата (КА) в условиях космического пространства.

Описание исследования

Учитывая неоднородность тепловыделения прибора РЭА (рис. 1), важной задачей является создание равномерного теплоотвода от основания прибора к термостабилизированной плите.

Рис. 1. Распределение температуры по основанию модуля шунтового стабилизатора КЭП, °C ($T_c = +45$ °C)

В общем случае модель теплопередачи описывается следующим двумерным стационарным

уравнением теплопроводности, учитывающим сток тепла:

$$-\lambda d \left(\frac{\partial^2 T(x, y)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T(x, y)}{\partial y^2} \right) + \alpha_c (T(x, y) - T_c(x, y)) = q(x, y), \quad (1)$$

где $T(x, y)$ – распределение температуры поверхности основания прибора, °C; λ – теплопроводность материала основания, Вт/(м·K); d – толщина материала основания, м; $q(x, y)$ – распределение плотности теплового потока на поверхность блока без учета потока к области отвода тепла, Вт/м²; $T_c(x, y)$ – распределение температуры стока тепла, °C; α_c – коэффициент теплопередачи между теплоотводящей поверхностью и поверхностью основания прибора, Вт/(м²·K).

В общем случае, если толщина d и теплопроводность λ зависят от координаты, они должны быть записаны в левой части уравнения под производными по координатам (для краткости уравнение записано с помощью символа дивергенции div и градиента ∇):

$$\text{div}(-\lambda(x, y) \cdot d(x, y) \cdot \nabla T(x, y)) + \alpha_c \cdot (T(x, y) - T_c(x, y)) = q(x, y). \quad (2)$$

В качестве граничных условий используются условия второго рода. Это дает возможность учитывать потоки тепла на границах блока (перетекания тепла по корпусу прибора). На левой и правой границах условие имеет вид:

$$\lambda d \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=0} = q_L(y), \quad \lambda d \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=L_x} = q_R(y), \quad (3)$$

на верхней и нижней границах:

$$\lambda d \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=0} = q_B(x), \quad \lambda d \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=L_y} = q_T(x), \quad (4)$$

где q – плотность потоков тепла на единицу длины соответствующей границы, Вт/м.

Вместо (1) иногда целесообразно использовать более общий вид уравнения:

$$\text{div}(-\lambda(x, y) \cdot d(x, y) \cdot \nabla T(x, y)) + g(x, y) \cdot T(x, y) = f(x, y), \quad (5)$$

где коэффициенты равны:

$$f(x, y) = q(x, y) + \alpha_c T_c(x, y), \quad g(x, y) = \alpha_c.$$

Проведенные расчеты показывают, при идеальном состоянии перепад температуры должен быть не более 5 °C, но практические данные не подтверждают этого. Основная причина – неравномерное пятно теплового контакта между основанием прибора и термостабилизированной плитой.

Соответственно, большое влияние оказывает равномерность теплового контакта прибора с теплоотводящей поверхностью.

Обеспечение оптимального теплового режима электрорадиоизделий (ЭРИ) является одним из определяющих факторов при проектировании бортовой РЭА КА негерметичного исполнения. Исходя из максимально допустимой по техническим условиям температуры ЭРИ (для обеспечения ресурса 150000 часов температура ЭРИ должна быть не более 50 °С) и максимальной температуры посадочной поверхности прибора (40 °С), градиент температуры в приборе не должен превышать 10 °С.

Блок или прибор РЭА устанавливается на теплоотводящее основание, в качестве которого может выступать охлаждающая панель (при испытаниях) или сотовая панель с охлаждающими магистралями. Тепловой контакт приводит к некоторому перепаду температуры, который отражается на температурах всего прибора и требует контроля в ходе испытаний.

Отвод тепла от энергонагруженных элементов осуществляется через поверхность конденсации гипертеплопроводящей секции, металлическую рамку к основанию узла, а затем через основание узла на термостабилизированную поверхность КА, либо, при испытаниях, – на термостабилизированную плиту термовакуумной установки. Уменьшение теплового сопротивления от ЭРИ до посадочной поверхности прибора достигается за счет применения теплопроводной прокладки, нанесенной на основание узлов КЭП. В качестве теплопроводящей прокладки в данной работе выступала паста кремнеорганическая 131-179 и материалы: лента «Спутник», Gap Pad VO Ultra Soft AC.

Достоинствами пасты являются следующие свойства:

- теплопроводность – не менее 1,8 Вт/(м·°С);
- параметры газовыделения пасты удовлетворяют требованиям к материалам для использования в КА (РВП = 0,07 %, ПМ = 0,32 %; ПМР = 0,25 %, ЛКВ = 0,07).
- позволяет производить демонтаж приборов.

В процессе работы были отработаны различные способы установки узлов КЭП на термостабилизированную плиту и проведены измерения перепадов температур в установке имитации космического пространства в условиях вакуума:

1. Толщина наносимого слоя теплопроводящей пасты – от 0,2 до 0,4 мм. Отработка данного способа установки прибора на термостабилизированную плиту не дала положительных результатов. При оценке выполненных работ получили значительную площадь отсутствия контакта термопасты с поверхностью КЭП, что не обеспечивает равномерную теплопередачу по всему основанию в условиях вакуума. Перепад температуры от теплона-

груженного элемента прибора до теплоотводящей поверхности (сотопанели) составил более 16 °С, что может привести к выходу из строя термочувствительные элементы РЭА.

Внешний вид установки на пасту показан на рис. 2.

Рис. 2. Внешний вид установки на пасту с толщиной наносимого слоя от 0,2 до 0,4 мм

2. Установка узлов КЭП на теплопроводящую пасту с использованием ленты «Спутник». При отработке данного способа были выявлены недостатки: высокая трудоемкость разметки узлов, подготовки, нарезки, приклеивания ленты «Спутник»; при удалении направляющих из ленты остаются непокрытые пастой участки, на которых остаются частицы липкого слоя ленты; после снятия прибора с плиты наблюдается отсутствие пасты в местах приклеивания ленты.

Результаты установки узла КЭП на теплопроводящую пасту с использованием ленты «Спутник» показаны на рис. 3 и 4.

Рис. 3. Внешний вид нанесения теплопроводящей пасты с использованием ленты «Спутник»

Рис. 4. Внешний вид демонтированного узла с термостабилизированной плиты

3. Установка узла на плиту для термовакуумных испытаний с использованием материала Gap Pad VO Ultra Soft AC (основа – силиконовый каучук на стекловолоконной основе). Из-за липкости материала Gap Pad и большой площади контактирования раскрепление узла с плиты сильно затруднено. Без специальных приспособлений узел с плиты раскрепить невозможно. После снятия узла с плиты липкий слой материала Gap Pad отклеивается от основания узла и остается на плите. При отрыве наблюдается незначительное растяжение материала, что не позволяет использовать его повторно. На поверхности материала Gap Pad имеются следы прижатия от контакта основания и плиты. Отмечена недостаточная степень прижатия в местах, удаленных от мест крепления. Перепад температуры от теплонагруженного элемента прибора до теплоотводящей поверхности (сотопанели) составил более 26°C , что недопустимо для эксплуатации ЭРИ (при температуре посадочной поверхности 40°C перегрев составит более 70°C) и может привести к выходу из строя термочувствительные элементы РЭА.

Внешний вид установки с использованием материала Gap Pad VO Ultra Soft AC показан на рис. 5.

Рис. 5. Внешний вид установки с использованием материала Gap Pad VO Ultra Soft AC

4. Нанесение пасты 131-179 с уменьшенной вязкостью (показатель «пенетрации» – 160-165 у. е.) с использованием специально разработанного ребристого шпателя для обеспечения минимальной толщины слоя теплопроводящей пасты. Получены наилучшие результаты (наименьшая площадь отсутствия контакта, мелкий рисунок, идеальный контакт в местах установки силовых блоков, наименьшая трудоемкость, при установке и креплении паста заполняет неровности поверхностей). Примененный способ позволил достичь наилучшего результата по уменьшению сопротивления теплопередачи, соответственно улучшил теплоотвод по сравнению с предыдущими способами более чем в два раза. Перепад температуры от теплонагруженного элемента прибора до теплоотводящей поверхности (сотопанели) не превысил 6°C .

Внешний вид установки ребристым шпателем с использованием пасты 131-179 с уменьшенной вязкостью показан рис. 6 и 7.

Рис. 6. Внешний вид нанесения ребристым шпателем теплопроводящей пасты 131-179 с уменьшенной вязкостью

Рис. 7. Внешний вид демонтированного узла ребристым шпателем при использовании пасты 131-179 с уменьшенной вязкостью

Заключение

Энергопреобразующая аппаратура систем электропитания КА любого назначения является важнейшей аппаратурой, обеспечивающей бортовое электропитание КА требуемого качества. Это обстоятельство требует обеспечения высокой надежности ЭПА при длительных сроках ее эксплуатации, обеспечения качества бортового электропитания как в статических, так и динамических электрических режимах эксплуатации ЭПА.

Несмотря на достижения электроники, важность поддержания оптимального теплового режима работы ЭРИ, особенно для приборов с большим тепловыделением, таких как КЭП, не уменьшается, а скорее возрастает, так как является одним из определяющих факторов, обеспечивающих надежность, габариты, качество и другие эксплуатационные и экономические характеристики.

Полученная методика позволяет добиться высокого качества обеспечения минимального теплового сопротивления между КЭП и термостабилизированной плитой КА.

Полученные положительные результаты установки приборов бортовой РЭА на термостабилизирующие поверхности – достигнут перепад температуры между энергонагруженными элемен-

тами и термостабилизированным основанием не более 6 °С – нашли практическое применение как при испытаниях аппаратуры, так и при изготовлении КА.

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
- [2] Дульнев Г. Н., Шарков А. В. Системы охлаждения приборов. Л. : ЛИТМО, 1984.
- [3] Керн Д., Краус А. Развитые поверхности теплообмена. М. : Энергия, 1977. 464 с.
- [4] Васильев Е. Н., Деревянко В. А., Косенко В. Е. Расчет теплообмена в негерметичных космических аппаратах // Теория и эксперимент в современной физике: юбилейный вып. науч. статей ; Красноярский государственный университет. Красноярск, 2000. С. 76–78.
- [5] Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 344 с.
- [6] Нестеров Д. А., Деревянко В. В., Сунцов С. Б. Программный комплекс теплового моделирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры с плоскими тепловыми трубами // Решетневские чтения : материалы XX Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2017.
- [7] Сунцов С. Б. Узел космического аппарата. Пат. № 2052911, Российская Федерация, 1992.
- [8] Сунцов С. Б., Косенко В. Е., Деревянко В. А. Модуль радиоэлектронной аппаратуры с гипертеплопроводящим основанием. Пат. № 2403692, Российская Федерация, 2010, бюл. № 31.
- [9] Пономарев С. В., Карабан В. М., Сунцов С. Б., Алексеев В. П. Способ стабилизации температуры элементов микросхем и микросборок : заявка 2010148836, Российская Федерация ; заявл. 30.11.2010; опубл. 20.06.2012.
- [10] Пономарев С. В., Карабан В. М., Сунцов С. Б., Алексеев В. П. Способ стабилизации температуры электро-радиоэлементов : заявка 2010148837, Российская Федерация ; заявл. 30.11.2010; опубл. 20.06.2012.

DEVELOPMENT OF TECHNOLOGY TO ENSURE MINIMAL THERMAL RESISTANCE BETWEEN MATING SURFACES WHILE SIMULATING OUTER SPACE CONDITIONS

E. A. Starostin, A. P. Lebedev, M. S. Moskovskih, E. P. Maslov

*JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation*

The transition to the leaky design of the instrument compartment of the spacecraft inevitably leads to additional thermal loads on the components of the onboard electronic equipment due to a change in the heat transfer scheme. The thermal mode of operation of the onboard radio-electronic equipment of the spacecraft is one of the important factors for ensuring the long term active existence of the spacecraft. Ensuring the long term of active existence of spacecraft is the most important scientific, engineering and economic task, the solution of which requires a deep systematic approach at all stages of the creation and operation of onboard electronic equipment of the spacecraft. The strategic objective for ensuring the long term of the spacecraft's active existence is the implementation at all stages of the life cycle of onboard radio-electronic equipment of the highest achievable reliability indicators through the using of modern design and technological solutions, as well as effective methods for its design and production. This article presents the results of experimental work to reduce heat transfer resistance between onboard electronic equipment and the spacecraft's thermal control system. As a result of the work, the main data were obtained on improving the heat sink efficiency of the energy-converting equipment of the spacecraft, the effectiveness of measures to ensure heat removal of the onboard radio-electronic equipment of the spacecraft was confirmed.

Keywords: onboard power system, thermal control system, spacecraft, Power Conditioning Unit, radio electronic equipment, hyperheat-conducting section.

References

- [1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011. 488 p. (In Russian)
- [2] Dulnev G. N., Sharkov A. V. *Sistemy ohlazhdeniya priborov* [Instrument cooling systems]. Leningrad, LITMO, 1984. (In Russian)
- [3] Kern D., Kraus A. *Razvitye poverhnosti teploobmena* [Developed heat transfer surfaces]. Moscow, Energy, 1977, 446 p. (In Russian)
- [4] Vasiliev E. N., Derevyanko V. A., Kosenko V. E. *Raschet teploobmena v negermetichnykh kosmicheskikh apparatah* [Calculation of heat transfer in unpressurized spacecraft] // *Teoriya i eksperiment v sovremennoy fizike: yubilejnyy vyp. nauch. statej* [Theory and Experiment in Modern Physics: anniversary issue of scientific articles]. Krasnoyarsk, Krasnoyarsk State University, 2000, pp. 76–78. (In Russian)
- [5] Tumanov A. V., Zelentsov V. V., Scheglov G. A. *Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of the layout of spacecraft onboard equipment]. Moscow, BMSTU, 2010, 344 p. (In Russian)
- [6] Nesterov D. A., Derevyanko V. V., Suntsov B. B. *Programmnyy kompleks teplovogo modelirovaniya bortovoj radioelektronnoj apparatury s ploskimi teplovymi trubami* [Software package for thermal modeling of on-board electronic equipment with flat heat pipes] // *Reshetnevskie chteniya : materialy XIX Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Reshetnev readings: materials of the XX International scientific-practical conference]. Krasnoyarsk, 2017. (In Russian)
- [7] Suntsov S. B. *Uzel kosmicheskogo apparata* [Node of a spacecraft]. Patent RU 2052911, 1992. (In Russian)
- [8] Suntsov B. B., Kosenko V. E., Derevyanko V. A. *Modul' radioelektronnoj apparatury s giperteploprovodyashchim osnovaniem* [Module of electronic equipment with a hyperthermal base]. Patent RU 2403692, 2010, bulletin no. 31. (In Russian)
- [9] Ponomarev S. V., Karaban V. M., Suntsov B. B., Alekseev V. P. *Sposob stabilizacii temperatury elementov mikroshem i mikroborok* [Method for stabilizing the temperature of elements of microcircuits and microassemblies]. Application RU 2010148836, 2012. (In Russian)
- [10] Ponomarev S. V., Karaban V. M., Suntsov B. B., Alekseev V. P. *Sposob stabilizacii temperatury elektroradioelementov* [Method for stabilizing the temperature of radio-electronic elements]. Application RU 2010148837, 2012. (In Russian)