

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ КАМЕР ДЛЯ ОТРАБОТКИ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ НЕГЕРМЕТИЧНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.А. Алексеев¹

Н.С. Кудрявцева²

А.С. Титова¹

vladimir.alekseev@niitp.ru

nkudr@mai.ru

alina.titova@niitp.ru

¹ Научно-исследовательский институт точных приборов,
Москва, Российская Федерация

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

Аннотация

Предложен расчетно-экспериментальный метод выбора параметров испытательных камер для отработки тепловых режимов бортовой аппаратуры негерметичных отсеков космических аппаратов. Поставлена задача определить критериальные условия, обеспечивающие поле температур аппаратуры в космическом аппарате идентичное полю температур этой же аппаратуры в климатической камере, при одинаковых тепловыделениях аппаратуры. Это позволит частично заменить дорогие и трудоемкие испытания тепловых режимов бортовой аппаратуры в тепловакуумных камерах на испытания в климатической камере. Приведены сравнительные результаты тепловых испытаний типового блока бортовой аппаратуры в тепловакуумной и климатической камерах при температурах, полученных с помощью предложенного расчетно-экспериментального метода

Ключевые слова

Космический аппарат, системы обеспечения теплового режима, термовакуумная и климатическая камеры, бортовая аппаратура, негерметичный отсек, электрорадиоизделия

Поступила в редакцию 28.04.2017
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

Введение. Вопросы теплообмена в радиоэлектронной аппаратуре (РЭА) являются объектом исследований отечественных и зарубежных ученых и инженеров начиная с середины XX в. [1–4]. Тепловые режимы бортовой аппаратуры космических аппаратов, методы их расчетов, моделирования и анализа подробно описаны в работах [5–10]. Задачи теплового проектирования не теряют своей актуальности и сегодня [11–13]. Численные методы, применяемые в задачах теплообмена (методы конечных разностей и конечных элементов, коллокаций, решение двухточечных нелинейных краевых задач и др.), изложены и сопоставлены на многочисленных примерах в работе [14]. Рассмотрены приложения этих методов к исследованию основных процессов теплообмена (теплопроводности, конвекции, излучения), а также явлений сложного теплообмена.

При переводе испытаний из тепловакуумных (ТВК) в климатические камеры (КК) возникают вопросы учета влияния свободной конвекции в замкнутых

каналах аппаратуры и вынужденной конвекции в объеме испытательной камеры, взаимодействия естественной и вынужденной конвекции [15–18]. Вопросы моделирования и идентификации процессов теплообмена [19–24], теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов [25, 26], математическое моделирование процессов теплообмена [27, 28], а также обеспечение требуемых температур при функционировании высокомогущной целевой бортовой аппаратуры негерметичных спутников Земли являются важнейшими составляющими комплекса сложных инженерных и аналитических задач, решаемых при проектировании и разработке современных систем обеспечения теплового режима космических аппаратов.

Одним из важнейших, наиболее затратным и трудоемким этапом создания бортовой РЭА является этап наземной тепловой отработки. При тепловых испытаниях аппаратуры, размещаемой в негерметичном отсеке, важную роль играет имитация тепловых процессов, обеспечивающих адекватность штатным условиям эксплуатации. Принято, что блоки бортовой аппаратуры, предназначенные для эксплуатации на орбите полета космического аппарата, монтируются в негерметичных отсеках. На этапе наземных тепловых испытаний аппаратуры должны воспроизводиться условия, обеспечивающие адекватность эксплуатационным воздействиям на аппаратуру на борту космического аппарата [29, 30]. Для условий штатной эксплуатации бортовой аппаратуры должно учитываться влияние вакуума на тепловое состояние аппаратуры, поэтому условия штатной эксплуатации наиболее точно моделируются в ТВК. Для оптимизации этапа наземных отработочных испытаний по стоимости и трудоемкости рассматривается задача перевода части тепловых испытаний аппаратуры из ТВК в тепловые испытательные камеры.

Современная малогабаритная бортовая аппаратура, устанавливаемая в негерметичном отсеке космического аппарата, содержащая комплексные системы высокоскоростных радиолоний и средств связи, имеет, как правило, кассетную компоновку [23, 28]. За основу ее конструкции в космической отрасли принята кассета с корпусом двутаврового сечения или в виде швеллера, в составе которой с одной или двух сторон крепятся печатные платы с электрорадиоизделиями (ЭРИ). Корпус кассеты выполняется литьем или фрезерованием из алюминиевого сплава АМг6, имеющего теплопроводность $\lambda = 122 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ (при $20 \text{ }^\circ\text{C}$). Степень черноты внешней поверхности алюминиевой кассеты в зависимости от применяемых покрытий может находиться в пределах $\varepsilon = 0,2\text{--}0,9$. Печатные платы формируются из стеклотекстолита FR-4 ($\lambda = 0,3 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$) и металлизированных слоев. Рассматривая печатную плату как единое тело, можно принять эквивалентную теплопроводность печатной платы $\lambda = 0,5\text{--}10 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ в зависимости от компоновки платы [6, 31]. Набор кассет, скрепленных шпильками, составляет устройство, блок или прибор. Размеры кассет унифицированы и равны $(70\text{--}280) \times (120\text{--}150)$ мм. Ширина кассет переменная и зависит от высоты устанавливаемых ЭРИ. Пять основных типов унифицированных кассет высотой 120 мм показаны на рис. 1. Схема бортовой аппаратуры кассетной конструкции приведена на рис. 2.

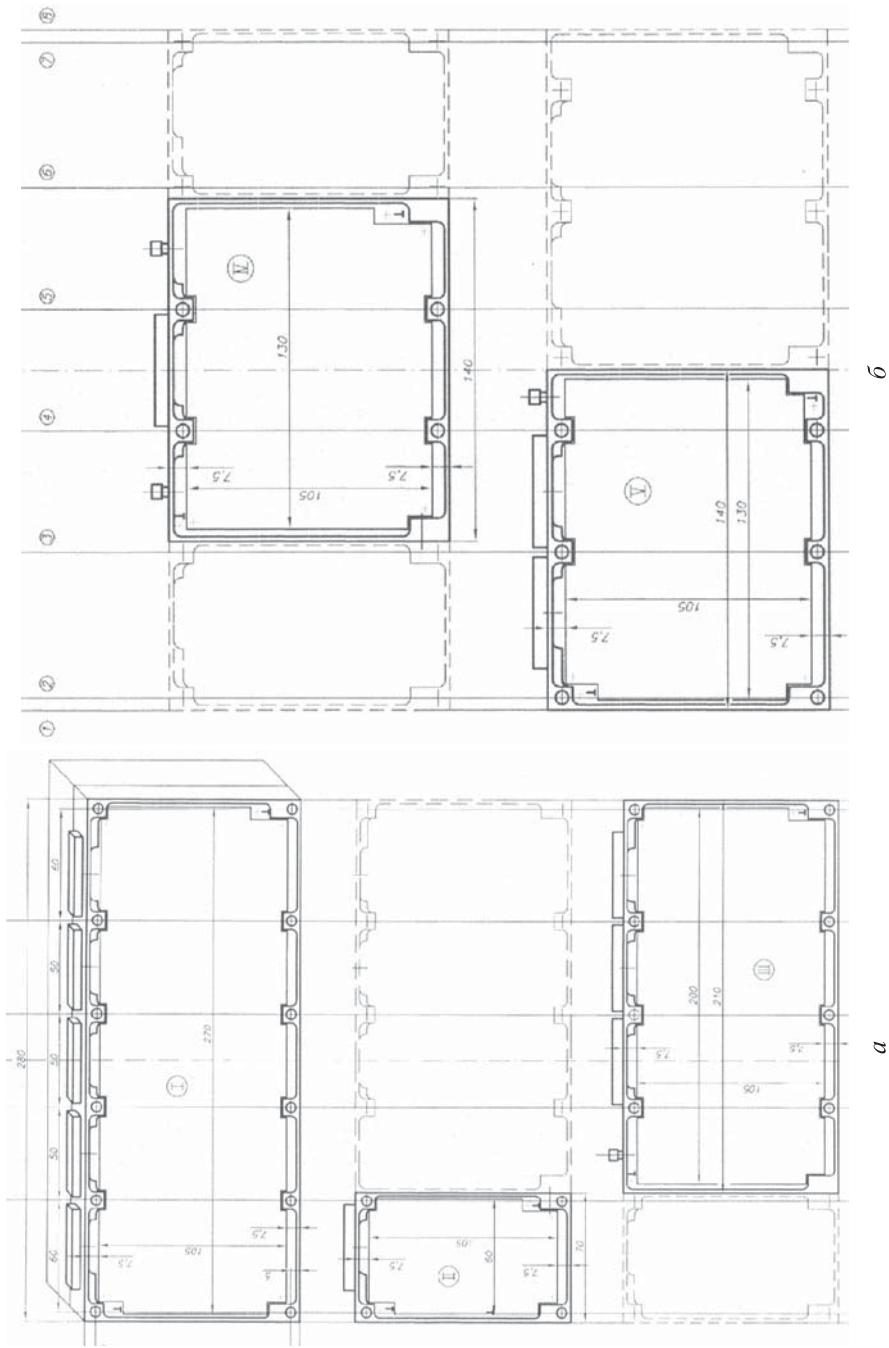


Рис. 1. Унифицированные кассеты:

а — первого-третьего типов; *б* — четвертого и пятого типов

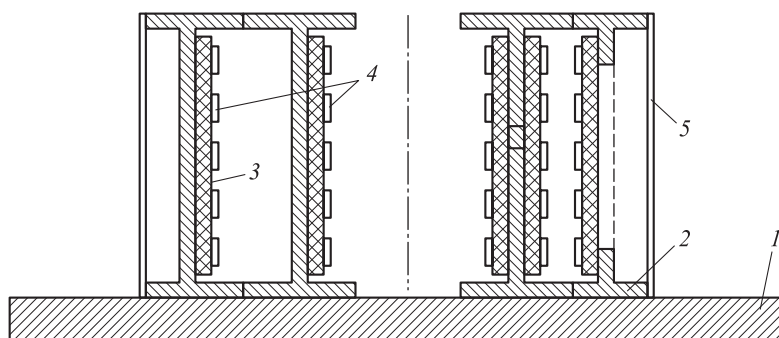


Рис. 2. Схема бортовой аппаратуры кассетной конструкции:

1 — установочная поверхность; 2 — корпус кассеты; 3 — печатная плата; 4 — ЭРИ; 5 — крышка

В настоящей работе рассматривается негерметичная бортовая аппаратура, наиболее часто применяемая в современных спутниках и перспективная для дальнейшего использования в космической технике. Основными процессами, определяющими тепловой режим такой аппаратуры и электронных компонентов, являются теплопроводность по конструктивным элементам и лучистый теплообмен.

В соответствии с ГОСТ РВ 20.39.304–98 [29] бортовая аппаратура космической техники, предназначенная для установки в негерметизированных отсеках, в течение всего срока эксплуатации должна быть устойчивой к воздействию пониженного до $1,3 \cdot 10^{-4}$ Па (10^{-6} мм рт. ст.) атмосферного давления, пониженной до -50 °С температуры окружающих конструкций, повышенной до 50 °С (рабочей, предельной до 60 °С) температуры окружающих конструкций.

Степень сложности средств, необходимых для обеспечения требуемого теплового режима бортовой аппаратуры, определяется тепло- и холодоустойчивостью применяемых ЭРИ. Для обеспечения теплового режима основной номенклатуры ЭРИ требуется использование пассивных и активных средств обеспечения теплового режима для поддержания их температур на требуемом уровне. При этом оценивается тепловое состояние всех входящих в состав электронных приборов ЭРИ в режимах перегрева и переохлаждения (при максимальных и минимальных рабочих температурах окружающих конструкций) и принимаются необходимые конструктивные и функциональные мероприятия по их обеспечению.

Для теплового режима целевой бортовой аппаратуры в системе обеспечения теплового режима спутника предусматривают термостатируемые термопанели (называемые и термоплатами), на которых с хорошим тепловым контактом устанавливают аппаратуру или ее отдельные составные части. Термопанели входят в систему терморегулирования космического аппарата. По жидкостному контуру термоплаты циркулирует теплоноситель, температура и расход которого регулируют таким образом, чтобы на плате обеспечивались требуемые тепловые потоки и температуры. Обычно на термопанелях космического аппарата во время работы аппаратуры (в сеансах приема-передачи информации) на их поверхностях поддерживают температуру в пределах $-20 \dots +50$ °С. Схема термоплаты с установ-

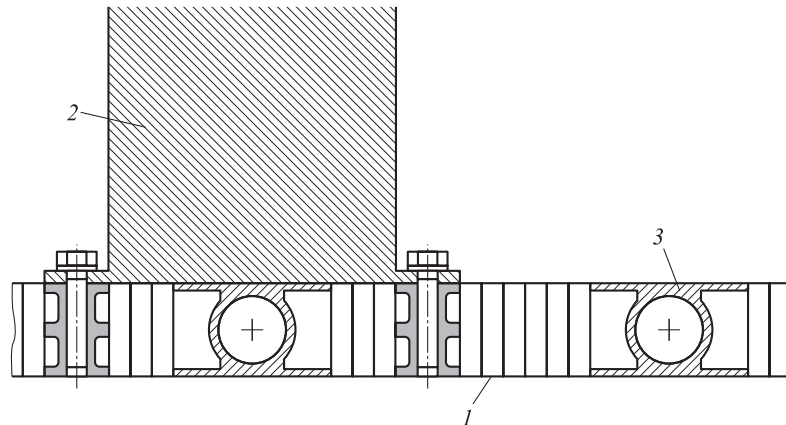


Рис. 3. Схема термостатируемой платы космического аппарата с установленным прибором:
1 — термоплата; 2 — блок бортовой аппаратуры; 3 — жидкостной контур термоплаты

ленным на нее прибором приведена на рис. 3. Термоплаты, входящие в состав системы обеспечения теплового режима космического аппарата, являются наиболее эффективными средствами терморегулирования бортовой аппаратуры при перегреве и переохлаждении.

При переводе испытаний из ТВК в КК на тепловой режим аппаратуры могут оказать влияние как присутствие свободной и вынужденной конвекции воздуха, так и эффекты конденсации жидкости. Для исключения возможности выпадения росы на ЭРИ скорость изменения температуры в интервале от -10 до $+10$ °С при испытаниях в КК должна быть не более $0,1$ °С/мин, а в остальных интервалах температур — 2 °С/мин. При необходимости предусматриваются системы осушки воздуха. При испытаниях приборов на воздействие максимальной повышенной и минимальной пониженной рабочих температур проводится выдержка в течение времени, в зависимости от массы прибора [30].

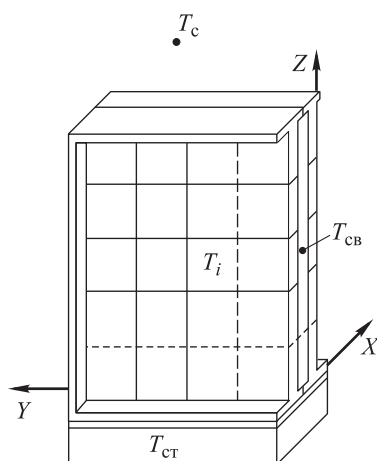


Рис. 4. Расчетная схема блока аппаратуры

Математическое моделирование тепловых режимов РЭА. Основой методического подхода при формировании расчетных моделей РЭА является метод поэтапного моделирования, суть которого заключается в последовательном использовании ряда расчетных и математических моделей, степень детализации которых повышается при переходе от одного этапа расчета к другому. При этом результаты расчета, полученные на каждом этапе, используются для формулирования граничных условий при расчете на последующем этапе [5, 7, 31].

При проведении расчетов теплового режима конструкция РЭА рассматривалась

в виде системы изотермических тел с сосредоточенными параметрами. При этом предполагается, что каждый элемент рассматриваемой системы может иметь тепловые связи с окружающей средой (конвекцией и излучением), с тепловыми стоками вне прибора (кондукцией и излучением), а также с элементами системы. Принимается, что в элементе может рассеиваться собственная мощность, а также мощность, подводимая для терморегулирования элемента, которая зависит от его температуры. Расчетная схема блока аппаратуры показана на рис. 4.

В общем случае тепловой режим РЭА описывается системой уравнений:

$$C_i \frac{dT_i}{d\tau} = P_i - \sum_{j=1}^N \sigma_{ij}^{\text{конд}} (T_i - T_j) - \sum_{i=1}^N \sigma_i^{\text{ст}} (T_i - T_{\text{ст}}) - \sum_{j=1}^N \sigma_0 \varphi_{ij} \varepsilon_{ij} S_{ij} (T_i^4 - T_j^4) - \sum_{i=1}^N \sigma_0 \varphi_i \varepsilon_i S_i (T_i^4 - T_c^4) - \sum_{i=1}^N \sigma_{i-c}^{\text{конв}} (T_i - T_c) - \sum_{i=1}^N \sigma_{i-cb}^{\text{конв}} (T_i - T_{cb}),$$

где $i = 1, 2, \dots, N$ (N — число расчетных элементов), $j = 1, 2, \dots, N, j \neq i$; начальное условие: при $\tau = 0$ $T_i = T_{\text{нач}, i}$ (T_i и $T_{\text{нач}, i}$ — температура i -го расчетного элемента и его начальная температура); C_i — средняя теплоемкость i -го расчетного элемента; P_i — мощность тепловыделения i -го расчетного элемента; $\sigma_{ij}^{\text{конд}}$ — тепловые кондуктивные проводимости между элементами разбиения; $\sigma_i^{\text{ст}}$ — тепловые кондуктивные проводимости между элементами разбиения и стоком теплоты; $T_{\text{ст}}$ — температура поверхности теплостока; σ_0 — постоянная Стефана — Больцмана, $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт / (м² · К⁴); ε_{ij}, S_{ij} — приведенная степень черноты и взаимная поверхность излучения между i -м и j -м элементами; φ_{ij} — средний угловой коэффициент между элементами; ε_i, S_i — степень черноты и эффективная поверхность излучения i -го расчетного элемента в окружающую среду; T_c — температура окружающей среды (окружающих конструкций); φ_{i-c} — угловой коэффициент между элементами и окружающими конструкциями; $\sigma_{i-c}^{\text{конв}}$ — тепловые проводимости между элементами и окружающей средой; $\sigma_{i-cb}^{\text{конв}}$ — тепловые проводимости между элементами и средой внутри прибора; T_{cb} — средняя температура газовой среды, движущейся внутри прибора;

$$\sum_{i=1}^N \sigma_{i-cb}^{\text{конв}} (T_{cb} - T_i) + 2c_p G (T_{cb} - T_c) = 0.$$

Здесь c_p, G — удельная теплоемкость и массовый расход газовой среды.

Тепловые проводимости между элементами и окружающей средой или газовой средой внутри прибора можно определить через коэффициенты теплоотдачи:

$$\sigma_{i-c}^{\text{конв}} = \alpha_{i-c} S_{i-c}, \quad \sigma_{i-cb}^{\text{конв}} = \alpha_{i-cb} S_{i-cb},$$

где S_{i-c} и S_{i-cb} — эффективные поверхности теплоотдачи i -го элемента в окружающую среду и среду внутри прибора.

Коэффициент внешней теплоотдачи конвекцией при вынужденной конвекции воздуха в КК определяется из критериальных уравнений:

$$\alpha_{i-c} = \text{Nu} \frac{\lambda_{\text{в}}}{l}; \quad \text{Nu} = C \text{Re}^m; \quad \text{Re} = \frac{wl}{\nu},$$

где w — скорость потока воздуха в КК; ν — коэффициент кинематической вязкости воздуха; $\lambda_{\text{в}}$ — коэффициент теплопроводности воздуха; l — определяющий размер (длина стенки вдоль потока воздуха).

Коэффициент теплоотдачи конвекцией внутри блока аппаратуры: $\alpha_{i-\text{св}} = f(\lambda_{\text{в}}, \text{Gr}, \varepsilon_k)$ можно определить из зависимостей, представленных в [15–18, 32]; ε_k — экспериментально определяемый коэффициент конвекции, при установке аппаратуры на термоплате равен единице [32].

Математическое моделирование теплового режима блока РЭА по приведенным уравнениям выполнялось в среде MATLAB. Система дифференциальных уравнений решалась методом Рунге — Кутты. При необходимости значительного увеличения числа элементов разбиения моделирование может также проводиться с использованием специализированного программного обеспечения трехмерного моделирования для термического анализа электронного оборудования, в данном случае программного комплекса FloTHERM. Объект исследования разбивается на элементарные ячейки с помощью виртуальной декартовой сетки в трехмерных координатах и решаются уравнения сохранения массы, импульса и энергии в пределах каждой ячейки. Тепловая модель в программном комплексе FloTHERM также описывает процесс взаимного теплообмена между отдельными ячейками и внешний теплообмен с окружающей средой.

Результатом решения заданной тепловой математической модели является получение полей температур $T_i = (T_1, \dots, T_N)$ по конструкции блока аппаратуры в стационарном или динамическом режимах. Погрешность математического моделирования теплового режима аппаратуры системой обыкновенных дифференциальных уравнений теплового баланса составляет 10...15 % [33], что подтверждается многолетней практикой проектирования, анализа и испытаний различных блоков аппаратуры.

Расчетно-экспериментальный метод выбора параметров испытательных камер. Точное воспроизведение штатных условий эксплуатации бортовой аппаратуры в КК невозможно из-за наличия в них силы тяжести, нормального давления воздуха, свободного конвективного течения воздуха внутри блока аппаратуры и вынужденного конвективного движения воздуха, взаимодействующего с блоком аппаратуры снаружи. Поэтому тепловым испытаниям аппаратуры в КК должен предшествовать этап расчета параметров камеры, при которых обеспечивается адекватность эксплуатационным воздействиям, заданным в техническом задании.

Граничные условия по температурам для блока РЭА определяются температурой среды, окружающей аппаратуру (T_c). Если аппаратура устанавливается

в негерметичном отсеке космического аппарата, то температурой среды является температура окружающих аппаратуру стенок и конструкций негерметичного отсека.

При тепловакуумных испытаниях T_c моделируется температурой стенок (экрана) в ТВК. При испытаниях в КК T_c моделируется температурой воздуха в ней. Если аппаратура устанавливается на термоплату, то температура термостабилизированной плиты ($T_{тп}$) также является граничным условием по температурам для блока аппаратуры. При испытаниях в ТВК и КК $T_{тп}$ моделируется температурой имитатора термоплаты, на который устанавливается блок аппаратуры. Таким образом, при создании в КК тепловых условий, адекватных условиям негерметичного отсека космического аппарата, в качестве определяемого параметра камеры рассматривается варьируемая температура воздуха на входе в камеру ($T_{вх}$) и при необходимости температура имитатора термоплаты $T_{тп}$.

В качестве главного критерия адекватности тепловых режимов блока аппаратуры эксплуатационным воздействиям принимается соответствие расчетных температур ЭРИ для условий пребывания в КК значениям температур при штатной эксплуатации.

Предложенный метод выбора параметров испытательных камер состоит из трех этапов.

1. Формирование тепловой модели блока бортовой аппаратуры, функционирующего в негерметичном отсеке космического аппарата. Определение полей температур по блоку аппаратуры на рабочем режиме при заданной температуре окружающих конструкций T_c .

Возможность получить данные о действительном тепловом режиме и конкретных температурах ЭРИ аппаратуры во время штатной эксплуатации в негерметичном отсеке космического аппарата на орбите полета имеется крайне редко. Поэтому эталонные температуры ЭРИ для дальнейшего выбора параметров КК определяются в ходе экспериментального физического (натурного) или математического моделирования тепловых режимов бортовой аппаратуры в ТВК.

2. Формирование математической модели этого же блока бортовой аппаратуры, функционирующего в КК. Проведение серии расчетов полей температур аппаратуры в КК при варьируемой температуре воздуха T_v или температуре имитатора термоплаты $T_{тп}$.

3. Выбор параметров КК, которые обеспечивают поле температур функционирующего в ней блока аппаратуры, адекватное полю температур этого же блока, функционирующего в негерметичном космическом аппарате. Температура воздуха T_v и другие варьируемые параметры тепловой испытательной камеры для задаваемых тепловыделений элементов блока аппаратуры в зависимости от типа аппаратуры определяются по минимаксному критерию равномерной линейной аппроксимации (невязки): требуется, чтобы максимальное отклонение температур соответствующих изотермических элементов аппаратуры в ТВК и КК было минимальным:

$$\max_{i=1,\dots,N} |T_{i\text{КК}}(T_{\text{в}}) - T_{i\text{ТВК}}| \rightarrow \min_{T_{\text{в}}}$$

где $T_{i\text{КК}}, T_{i\text{ТВК}}$ ($i = 1, \dots, N$) — температуры соответствующих ЭРИ в КК и ТВК, полученные из уравнений теплового баланса прибора в ТВК и КК; N — число элементов.

Полученное критериальное уравнение позволяет выбрать такие параметры КК, которые обеспечивают поле температур $T_{\text{КК}} = (T_{\text{КК1}}, \dots, T_{\text{ККN}})$ блока аппаратуры, функционирующего в КК, адекватное полю температур $T_{\text{ТВК}} = (T_{\text{ТВК1}}, \dots, T_{\text{ТВКN}})$ этого же блока РЭА, функционирующего в негерметичном отсеке космического аппарата (или в ТВК), при одинаковых тепловыделениях элементов.

Точность предлагаемого подхода оценивалась в результате проведения тепловых испытаний типовой бортовой аппаратуры в ТВК и КК и составила 15...20 % относительной погрешности.

Результаты испытаний в ТВК и КК. Для типового блока бортовой аппаратуры, состоящего из двух кассет, с боковых сторон закрытых крышками, проводилось физическое моделирование тепловых режимов при испытаниях в ТВК и КК. В качестве объекта испытаний использовался опытный образец, имитирующий РЭА, работающую в негерметичных отсеках космических аппаратов. Блок состоит из двух кассет, с боковых сторон закрытых крышками. Каждая кассета, входящая в состав объекта испытаний, конструктивно состоит из алюминиевой платы-рамки, на которой с одной стороны установлена печатная плата с шестью дорожками по 20 резисторов каждая. Общий вид рассматриваемого блока аппаратуры приведен на рис. 5. Тепловая мощность распределялась равномерно по всем ЭРИ блока аппаратуры и составляла 70 Вт в режиме перегрева и ноль ватт (ЭРИ выключены) в режиме переохлаждения.

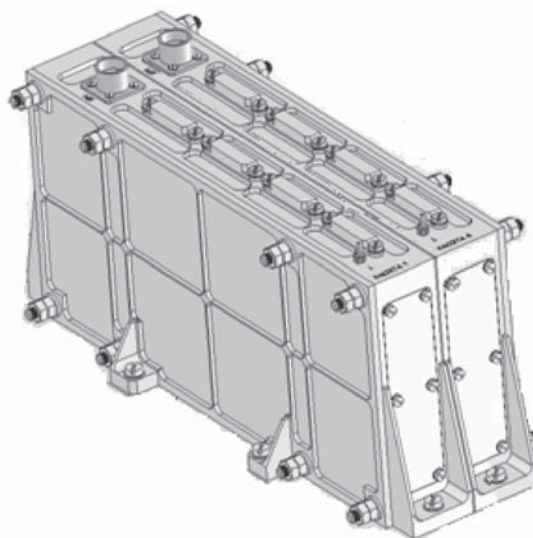


Рис. 5. Типовой блок бортовой РЭА

При проведении испытаний в условиях вакуума используется ТВК ВУ-6, в которой создается пониженное давление от 10^{-5} до 10^{-6} мм рт. ст. (от $1,33 \cdot 10^{-3}$ до $1,33 \cdot 10^{-4}$ Па). Штатные условия окружающей среды в приборном отсеке КА имитируются в ТВК «черным» экраном (цилиндрической вставкой), температура которого поддерживается в пределах ± 50 °С, а на имитаторе термоплаты космического аппарата — от -10 до $+40$ °С. Для поддержания заданных температур использовались штатные нагревательные элементы, имеющиеся в ТВК ВУ-6. Для достижения заданного уровня пониженного давления использовался жидкий азот.

Испытания при нормальном атмосферном давлении проводились в КК типа feutron с рабочим объемом 1 м^3 и возможностью регулирования температуры воздуха в диапазоне от -70 до $+120$ °С. Средняя скорость воздуха в рабочем объеме камеры, измеренная термоанемометром, $v = 1,4$ м/с. Прибор устанавливается через теплопроводную прокладку на основание радиатора, температура на котором поддерживается с помощью вентиляторов и нагревателей и регулируется по встроенным датчикам температуры. Следует отметить, что в рассматриваемой конфигурации имитатора термоплаты не предусмотрена возможность охлаждения установочной поверхности ниже температуры воздуха в КК.

Для измерения температуры использовались хромель-копелевые термопары типа ТХК-0,2-3-250. Места установки термопар внутри блока аппаратуры схематически показаны на рис. 6.

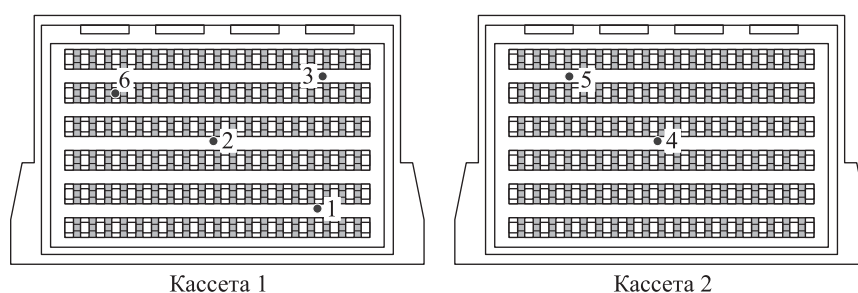


Рис. 6. Места измерения характерных температур блока аппаратуры

По предложенному критериальному условию были определены требуемые температуры воздуха для проведения испытаний в КК, обеспечивающие адекватность тепловых режимов блока аппаратуры: $T_{\text{в}} = +45$ °С на режиме перегрева и $T_{\text{в}} = -15$ °С на режиме переохлаждения.

Результаты физического моделирования при испытаниях в стационарных режимах перегрева и переохлаждения блока аппаратуры в ТВК и КК приведены в таблице.

Как следует из таблицы, учет особенностей отработочных испытаний аппаратуры в рассматриваемых ТВК и КК, а также оптимизация методов физического и математического моделирования позволяют добиться совпадения температур блока аппаратуры в ТВК и КК, с разностью температур ($T_{\text{КК}} - T_{\text{ТВК}}$) не превышающей $4,3$ °С, что составляет 6 % относительной погрешности.

Температуры элементов блока аппаратуры при испытаниях

Испытательные камеры	Температуры элементов блока аппаратуры, °С						Граничные температуры, °С	
	T_1	T_2	T_3	T_4	T_5	T_6	$T_{гп}$	T_3 или $T_в$
<i>Режим перегрева, $P = 70$ Вт</i>								
ТВК	68,8	86,2	81,8	49,8	51,3	94,9	+40	+50
КК	73,1	84,5	82,6	53,9	53,6	94,0	+45	+45
ΔКК–ТВК	+4,3	-1,5	+0,8	+4,1	+2,3	-0,9	+5	-5
<i>Режим переохлаждения, $P = 0$</i>								
ТВК	-11,4	-10,7	-11,8	-11,1	-11,7	-12,3	-10	-50
КК	-11,3	-12,0	-11,5	-10,8	-12,3	-11,5	-10	-15
ΔКК–ТВК	+0,1	-1,3	+0,3	+0,3	-0,6	+0,8	0	+35

Выводы. 1. Рассмотрены особенности конструкции и условий функционирования целевой бортовой аппаратуры негерметичных отсеков космических аппаратов, влияющие на обеспечение требуемого теплового режима при испытаниях в ТВК и КК.

2. Разработан расчетно-экспериментальный метод выбора параметров испытательных камер для наземной отработки тепловых режимов бортовой аппаратуры, позволяющий перевести часть испытаний из ТВК в КК, адекватные по воздействиям условиям штатной эксплуатации на орбите полета.

3. Выбраны температуры воздуха в КК, которые обеспечивают поле температур блока аппаратуры при испытаниях в КК, адекватное полю температур этого же блока при испытаниях в ТВК.

ЛИТЕРАТУРА

1. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: Энергия, 1977. 343 с.
2. Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С. Теплопередача. М.: Энергоиздат, 1981. 415 с.
3. Якоб М. Вопросы теплопередачи. М.: Изд-во иностранной литературы, 1960. 517 с.
4. Шнейдер П. Инженерные проблемы теплопроводности. М.: Изд-во иностранной литературы, 1960. 478 с.
5. Robert D. Karam. Satellite thermal control for systems engineers. AIAA, 1998. 274 p.
6. Дульнев Г.Н. Тепло- и массообмен в радиоэлектронной аппаратуре. М.: Высшая школа, 1984. 247 с.
7. Дульнев Г.Н., Парфенов В.Г., Сигалов А.В. Методы расчета теплового режима приборов. М.: Радио и связь, 1990. 312 с.
8. Кошкин В.К., ред. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.
9. Фаворский О.Н., Каданер Я.С. Вопросы теплообмена в космосе. М.: Высшая школа, 1972. 280 с.

10. Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.Н. Расчет теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1979. 208 с.
11. Негерметичная платформа космического аппарата для дистанционного зондирования Земли / Е.А. Шангина, А.С. Рыбаков, К.А. Пасечник, П.А. Зайцев, А.Ю. Власов // Сибирский журнал науки и технологий. 2010. № 6. С. 95–97.
12. Novel analytical and numerical methods in heat transfer enhancement and thermal management / A. Andreozzi, G. Lauriat, Q. Wang, S. Karellas, Y. Jaluria // Journal of Applied Mathematics. 2016. Vol. 2016. DOI: 10.1155/2016/8450794
URL: <https://www.hindawi.com/journals/jam/2016/8450794>
13. Heat transfer enhancement of phase change materials for thermal energy storage applications: a critical review / N.I. Ibrahim, F.A. Al-Sulaiman, S.R. Bekir, B.S. Yilbas, A.Z. Sahin // Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2017. Vol. 74. P. 26–50.
14. Ши Д. Численные методы в задачах теплообмена. М.: Мир, 1988. 544 с.
15. Дрейцер Г.А. Теплообмен при свободной конвекции. М.: Изд-во МАИ, 2002. 97 с.
16. Дрейцер Г.А. Основы конвективного теплообмена в каналах. М.: Изд-во МАИ, 1989. 84 с.
17. Гебхарт Б., Джалурия Й., Махаджан Р., Саммакия Б. Свободно конвективные течения, тепло- и массообмен. Кн. 2. М.: Мир, 1991. 528 с.
18. Попов И.А. Гидродинамика и теплообмен внешних и внутренних свободно-конвективных вертикальных течений с интенсификацией. Интенсификация теплообмена. Казань: Центр инновационных технологий, 2007. 326 с.
19. Елисеев В.Н., Товстоног В.А., Боровкова Т.В. Об эффективности оребрения охлаждаемой поверхности ребрами с внутренними источниками теплоты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2014. № 2 (95). С. 28–43.
20. Резник С.В., Фишер В.П., Мартинес Д. и др. Моделирование и идентификация процессов теплообмена в пористых материалах тепловой защиты многоразовых аэрокосмических систем // Инженерно-физический журнал. 2004. Т. 77. № 3. С. 3–8.
21. Алифанов О.М., Вабищевич П.Н., Михайлов В.В. и др. Основы идентификации и проектирования тепловых процессов и систем. М.: Логос, 2001. 400 с.
22. Merzlikin V., Timonin V., Tovstonog V. Multilayered semitransparent and opaque heat-insulating coatings for diesel combustion chamber // SAE Technical Papers. 2009. No. 24.
DOI: 10.4271/2009-24-0116
URL: <https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/2009-24-0116>
23. Alexeev V.A., Shishanov A.V., Chukin V.F., Skobelev S.S., et. al. Heat storages based on shape-stable phase-transitional material // Applied Thermal Engineering. 2008. Vol. 28. No. 4. P. 261–265.
DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2006.02.024
URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359431106000664>
24. Prosuntsov P.V. Parametric identification of thermophysical properties of highly porous partially transparent materials based on the solution of a two-dimensional problem of radiative-conductive heat transfer // Heat Transfer Research. 2005. Vol. 36. No. 6. P. 481–500.
DOI: 10.1615/HeatTransRes.v36.i6.60 URL: <http://www.dl.begellhouse.com/journals/46784ef93dddff27,2d58897c62eef9fc,62bbfacc0d0f44bc.html>
25. Расчетно-экспериментальное определение теплопроводности углепластика в плоскости армирования на основе бесконтактного измерения температуры / С.В. Резник, П.В. Просунцов, О.В. Денисов, Н.М. Петров, А.В. Шуляковский, Л.В. Денисова // Тепловые процессы в технике. 2016. № 12. С. 557–563.

26. Денисова Л.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В. Теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов сетчатых рефлекторов космических антенн // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. № 1. С. 92–105.
27. Просунцов П.В., Данилова Д.А. Математическое моделирование процессов комбинированного теплообмена и оптимизация параметров теплозащитного покрытия с системой радиационных экранов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2012. Спец. вып. «Прогрессивные материалы, конструкции и технологии ракетно-космического машиностроения». С. 59–66.
28. Математическое моделирование тепловых процессов малогабаритной бортовой аппаратуры / В.А. Алексеев, Н.С. Кудрявцева, В.В. Малоземов, В.С. Пичулин, А.С. Титова, И.А. Шангин // Вестник МАИ. 2010. Т. 17. № 1. С. 55–61.
29. ГОСТ РВ 20.39.304–98. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Требования стойкости к внешним воздействующим факторам. М.: Стандартинформ, 2015. 54 с.
30. ГОСТ РВ 20.57.306–98. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Методы испытаний на воздействие климатических факторов. М.: Стандартинформ, 2015. 26 с.
31. Аксаментов В.А., Беднов С.М., Залетаев С.В. и др. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов. Т. 2. Расчет температурных полей конструкций летательного аппарата и его элементов. Калининград: ГОНТИ, 1989. 184 с.
32. Алексеев В.А., Дуононов В.В., Кудрявцева Н.С., Титова А.С. Экспериментальное исследование свободно-конвективного течения и теплопередачи в замкнутых каналах малогабаритной бортовой аппаратуры негерметичных спутников Земли // Тепловые процессы в технике. 2016. Т. 8. № 5. С. 201–206.
33. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Ненарокомов А.В. Обратные задачи в исследовании сложного теплообмена. М.: Янус-К, 2009. 300 с.

Алексеев Владимир Антонович — д-р техн. наук, профессор, заместитель главного конструктора, начальник лаборатории тепловых режимов НИИ точных приборов (Российская Федерация, 127490, Москва, ул. Декабристов, вл. 51).

Кудрявцева Наталья Сергеевна — д-р техн. наук, профессор кафедры «Системы жизнеобеспечения» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (Российская Федерация, 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4).

Титова Алина Сергеевна — канд. техн. наук, старший научный сотрудник лаборатории тепловых режимов НИИ точных приборов (Российская Федерация, 127490, Москва, ул. Декабристов, вл. 51).

Просьба сослаться на эту статью следующим образом:

Алексеев В.А., Кудрявцева Н.С., Титова А.С. Расчетно-экспериментальный метод выбора параметров испытательных камер для отработки тепловых режимов бортовой аппаратуры негерметичных космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 2. С. 72–88. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-2-72-88

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL TECHNIQUE FOR SELECTING CHAMBER PARAMETERS FOR THERMAL CONDITION TESTING OF ONBOARD EQUIPMENT IN UNPRESSURISED SPACECRAFT

V.A. Alekseev¹

N.S. Kudryavtseva²

A.S. Titova¹

vladimir.alekseev@niitp.ru

nkudr@mai.ru

alina.titova@niitp.ru

¹ Scientific Research Institute For Precision Instruments, Moscow, Russian Federation

² Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

Abstract

We present a combined computational and experimental technique for selecting chamber parameters for testing thermal conditions of onboard equipment mounted in unpressurised spacecraft compartments. The task was to determine criteria ensuring that the temperature field of the equipment inside the craft stays identical to the temperature field of the same equipment inside the climate chamber, equipment thermal emissions being equal. This makes it possible to partially replace expensive and labour-intensive thermal condition testing of onboard equipment in thermal vacuum chambers with climate chamber testing. We supply comparative thermal test results of a standard onboard equipment unit in a thermal vacuum chamber and a climate chamber at temperatures derived by means of the computational and experimental technique presented

Keywords

Spacecraft, temperature control systems, thermal vacuum chamber, climate chamber, onboard equipment, unpressurised compartment, Electrical, Electronic and Electro-mechanical (EEE) parts

Received 28.04.2017

© BMSTU, 2018

REFERENCES

- [1] Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* [Heat transfer fundamentals]. Moscow, Energiya Publ., 1977. 343 p.
- [2] Isachenko V.P., Osipova V.A., Sukomel A.S. *Teploperedacha* [Heat transfer]. Moscow, Energoizdat Publ., 1981. 415 p.
- [3] Yakob M. *Voprosy teploperedachi* [Heat transfer aspects]. Moscow, Izd-vo inostrannoy literatury Publ., 1960. 517 p.
- [4] Schneider P.J. *Conduction heat transfer*. Addison-Wesley, 1955. 395 p.
- [5] Robert D. Karam. *Satellite thermal control for systems engineers*. AIAA, 1998. 274 p.
- [6] Dul'nev G.N. *Teplo- i massoobmen v radioelektronnoy apparature* [Heat and mass transfer in radioelectronic equipment]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1984. 247 p.
- [7] Dul'nev G.N., Parfenov V.G., Sigalov A.V. *Metody rascheta teplovogo rezhima priborov* [Calculation method for thermal conditions of equipment]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1990. 312 p.
- [8] Koshkin V.K., red. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Heat transfer fundamentals in aerotechnics and rocket-and-space equipment]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 528 p.
- [9] Favorskiy O.N., Kadaner Ya.S. *Voprosy teploobmena v kosmose* [Heat transfer aspects in space]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1972. 280 p.

- [10] Zaletaev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchev O.N. Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata [Heat transfer calculation for aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 208 p.
- [11] Shangina E.A., Rybakov A.S., Pasechnik K.A., Zaytsev P.A., Vlasov A.Yu. Untightened platform of space vehicle for remote sounding of the Earth. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii* [Scientific Journal of Science and Technology], 2010, no. 6, pp. 95–97 (in Russ.).
- [12] Andreozzi A., Lauriat G., Wang Q., Karellas S., Jaluria Y. Novel analytical and numerical methods in heat transfer enhancement and thermal management. *Journal of Applied Mathematics*, 2016, vol. 2016. DOI: 10.1155/2016/8450794
Available at: <https://www.hindawi.com/journals/jam/2016/8450794>
- [13] Ibrahim N.I., Al-Sulaiman F.A., Bekir S.R., Yilbas B.S., Sahin A.Z. Heat transfer enhancement of phase change materials for thermal energy storage applications: a critical review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2017, vol. 74, pp. 26–50.
- [14] Shih T.M. Numerical heat transfer. CRC Press, 1984. 563 p.
- [15] Dreytser G.A. Teploobmen pri svobodnoy konveksii [Heat transfer in natural convection]. Moscow, MAI Publ., 2002. 97 p.
- [16] Dreytser G.A. Osnovy konvektivnogo teploobmena v kanalakh [Fundamentals of convection heat transfer in channels]. Moscow, MAI Publ., 1989. 84 p.
- [17] Gebhart B., Jaluria Y., Mahajan R.L., Sammakia B. Buoyancy-induced flows and transport. CRC Press, 1988. 1001 p.
- [18] Popov I.A. Gidrodinamika i teploobmen vneshnikh i vnutrennikh svobodno-konvektivnykh vertikal'nykh techeniy s intensivatsiyey. Intensifikatsiya teploobmena [Hydrodynamics and heat transfer of inner and outer vertical convection currents with intensification. Heat transfer intensification]. Kazan', Tsentr innovatsionnykh tekhnologiy Publ., 2007. 326 p.
- [19] Eliseev V.N., Tovstonog V.A., Borovkova T.V. On the efficiency of cooling surfaces with fins containing internal heat sources. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinotr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2014, no. 2 (95), pp. 28–43 (in Russ.).
- [20] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Fisher W.P.P., et al. Modeling and identification of the processes of heat exchange in porous materials of thermal protection of reusable aerospace systems. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2004, vol. 77, no. 3, pp. 471–477.
DOI: 10.1023/B:JOEP.0000036492.18328.f2
Available at: <https://link.springer.com/article/10.1023/B%3AJOEP.0000036492.18328.f2>
- [21] Alifanov O.M., Vabishchevich P.N., Mikhaylov V.V., et al. Osnovy identifikatsii i proektirovaniya teplovykh protsessov i sistem [Fundamentals of intensification and heat transfer processes and systems engineering]. Moscow, Logos Publ., 2001. 400 p.
- [22] Merzlikin V., Timonin V., Tovstonog V. Multilayered semitransparent and opaque heat-insulating coatings for diesel combustion chamber. *SAE Technical Papers*, 2009, no. 24. DOI: 10.4271/2009-24-0116
Available at: <https://www.sae.org/publications/technical-papers/content/2009-24-0116>
- [23] Alekseev V.A., Shishanov A.V., Chukin V.F., Skobelev. S.S., et al. Heat storages based on shape-stable phase-transitional material. *Applied Thermal Engineering*, 2008, vol. 28, no. 4, pp. 261–265. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2006.02.024
Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359431106000664>

- [24] Prosuntsov P.V. Parametric identification of thermophysical properties of highly porous partially transparent materials based on the solution of a two-dimensional problem of radiative-conductive heat transfer. *Heat Transfer Research*, 2005, vol. 36, no. 6, pp. 481–500.
DOI: 10.1615/HeatTransRes.v36.i6.60 Available at: <http://www.dl.begellhouse.com/journals/46784ef93dddf27,2d58897c62eef9fc,62bbfacc0d0f44bc.html>
- [25] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Denisov O.V., et al. Numerical and experimental estimation of heat conductivity of carbon plastic in a reinforcement plane on the basis of contactless measurement of temperature. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2016, no. 12, pp. 557–563 (in Russ.).
- [26] Kalinin D.Yu., Reznik S.V., Denisova L.V. Theoretical and experimental studies of heat-transfer modes of space antenna mesh reflectors. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2011, no. 1, pp. 92–105 (in Russ.).
- [27] Prosuntsov P.V., Danilova D.A. Mathematical simulation of combined heat transfer process and parameters optimization of thermal protection system with radiation screen system. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2012, spec. iss. "Progressive materials, constructions and technologies of rocket-space mechanical engineering", pp. 59–66 (in Russ.).
- [28] Alekseev V.A., Kudryavtseva N.S., Titova A.S., et al. Mathematical modeling of heat processes of miniature onboard equipment. *Vestnik MAI*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 55–61 (in Russ.).
- [29] GOST RV 20.39.304–98. Apparatura, pribory, ustroystva i oborudovanie voennogo naznacheniya. Trebovaniya stoykosti k vneshnim vozdeystvuyushchim faktoram [State standard RV 20.39.304–98. Apparatus, tools and equipment designed for military applications. Demands to environmental durability]. Moscow, Standartinform Publ., 2015. 54 p.
- [30] GOST RV 20.57.306–98. Apparatura, pribory, ustroystva i oborudovanie voennogo naznacheniya. Metody ispytaniy na vozdeystvie klimaticheskikh faktorov [State standard RV 20.57.306–98. Apparatus, tools and equipment designed for military applications. Testing methods for climatic factors impact]. Moscow, Standartinform Publ., 2015. 26 p.
- [31] Aksamentov V.A., Bednov S.M., Zaletaev S.V., et al. Rukovodstvo dlya konstruktorov po obespecheniyu teplovykh rezhimov. T. 2. Raschet temperaturnykh poley konstruktivnykh letatel'nogo apparata i ego elementov [Guide line for engineers on maintaining thermal conditions. Vol. 2. Thermal fields calculation of aircraft and its elements]. Kaliningrad, GONTI Publ., 1989. 184 p.
- [32] Alekseev V.A., Duyunov V.V., Kudryavtseva N.S., Titova A.S. Experimental study of natural convection flow and heat transfer in closed channels of miniature onboard equipment for unpresurized earth satellite. *Teplovye protsessy v tekhnike*, 2016, vol. 8, no. 5, pp. 201–206 (in Russ.).
- [33] Alifanov O.M., Artyukhin E.A., Nenarokomov A.V. Obratnye zadachi v issledovanii slozhnogo teploobmena [Inverse problems in the study of complex heat exchange]. Moscow, Yanus-K Publ., 2009. 300 p.


Alekseev V.A. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Deputy Chief Design Officer, Head of Laboratory of Thermal Conditions, Scientific Research Institute For Precision Instruments (Dekabristov ul. 51, Moscow, 127490 Russian Federation).

Kudryavtseva N.S. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Life Support Systems, Moscow Aviation Institute (National Research University) (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, A-80 GSP-3, 125993 Russian Federation).

Titova A.S. — Cand. Sc. (Eng.), Senior Research Fellow, Laboratory of Thermal Conditions, Scientific Research Institute For Precision Instruments (Dekabristov ul. 51, Moscow, 127490 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Alekseev V.A., Kudryavtseva N.S., Titova A.S. Computational and Experimental Technique for Selecting Chamber Parameters for Thermal Condition Testing of Onboard Equipment in Unpressurised Spacecraft. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2018, no. 2, pp. 72–88 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-2-72-88



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана вышла в свет монография автора
С.А. Бекетова
«Теория управляемого движения гусеничных машин»

Изложены основные теории движения гусеничных машин. Представлена математическая модель движения, позволяющая исследовать управляемое движение гусеничных машин. Определены граничные условия и общие закономерности управляемого движения гусеничных машин. Приведены теоретические основы выбора параметров элементов трансмиссии. Для научных и инженерно-технических работников, занимающихся исследованием, проектированием и созданием механических систем гусеничных машин, а также для студентов и аспирантов высших технических учебных заведений машиностроительных специальностей.

По вопросам приобретения обращайтесь:
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
+7 (499) 263-60-45
press@bmstu.ru
www.baumanpress.ru