

ПОВЫШЕНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ПРИБОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Н. А. Тестоедов, В. В. Двирный, Е. А. Морозов, Г. В. Двирный, Н. В. Еременко*

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
*E-mail: erko@iss-reshetnev.ru

Требования к долговечности бортовых приборов определяются особенностями их работы в составе мощных телекоммуникационных космических аппаратов (КА). Срок активного существования космических аппаратов – до 15 лет, мощность – до 15 кВт, десятки транспондеров в С-, Ku-, Ka- и L-диапазонах частот приводят к необходимости разработки и наземной экспериментальной отработки (НЭО) большого количества теплонагруженных приборов КА. Для сужения температурного диапазона работы бортовых приборов очень важно принять правильную концепцию проектного облика системы терморегулирования (СТР) КА. Приведен пример основных положений концепции СТР теплонагруженного КА. Для повышения долговечности бортовых приборов КА необходимо обеспечить качественную кондуктивную связь приборов с приборными панелями или обшивками приборных панелей КА, на которые они установлены. Тепловые анализы для бортовых приборов необходимо выполнять при различных режимах работы оборудования, например, методом конечных элементов, реализованном в приложении COSMOS для программы SolidWorks. Для обеспечения длительного срока работы электрорадиоизделий бортовых приборов теплонагруженных КА необходимо обеспечить коэффициент токовой нагрузки 30...50 %. Рассмотрены «горячий» и «холодный» расчетные случаи температуры посадочных мест бортовых приборов, при этом температура электрорадиоизделий составила от –10 до +40 °С. Надежность напрямую связана с долговечностью бортовых приборов, которая, в свою очередь, зависит от протекающих в конструкциях термочувствительных процессов. Дан анализ теоретических исследований. Результаты теоретических исследований термочувствительных процессов бортовых приборов подтверждены результатами НЭО и положительными результатами эксплуатации мощных телекоммуникационных космических аппаратов «Экспресс-АМ5» и «Экспресс-АМ6». Приведены результаты прецизионных измерений в термовакуумных условиях типичной платы бортового прибора разработки и производства АО «ИСС» в диапазоне температур от –100 до +100 °С.

Ключевые слова: долговечность приборов космического аппарата, наземная экспериментальная отработка, теплонагруженные приборы, система терморегулирования, термочувствительность.

Vestnik SibGAU
Vol. 16, No. 2, P. 430–437**EXTENDING THE LIFE OF SATELLITE ON-BOARD UNITS**

N. A. Testoedov, V. V. Dvirnyi, E. A. Morozov, G. V. Dvirnyi, N. V. Eremenko*

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin Str., Jeleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
*E-mail: erko@iss-reshetnev.ru

When units operate on-board of a high capable telecommunication satellite (SC), their life shall expectancy be enhanced. 15-year lifetime, 15kW power, tenths of transponders in C-, Ku-, Ka- and L-bands on-board a spacecraft stipulate the need to develop and to perform a ground development testing on a large amount of thermally stressed on-board units. To be able to reduce on-board units operating temperature ranges it is very important to implement a correct approach in SC thermal control subsystem (TCS) design; an example of main concepts of TCS design for a thermally stressed SC is provided. With the purpose to extend the life of SC on-board units it is necessary to ensure effective conductive paths between the units and the SC panels or SC panels skins where the units are installed. Thermal analyses for on-board units shall be performed considering different modes of units operation, using, for example, a finite-element method, available in COSMOS application of SolidWorks. To ensure long operating life of unit EEE parts used on thermally stressed SC derating of 30...50 % shall be provided. Hot and cold cases of on-board unit baseplate temperatures are being reviewed; the calculation gives the temperatures from minus 10 to plus 40 °C for EEE parts. On-board units' reliability directly depends on their life expectancy, which, in its turn, depends on the thermal resistance processes occurring within them. A review of theoretical estimation has been provided. The results of the calculations

performed for on-board units correlate well with the results of the ground tests and are validated by the results of successful operation of powerful communications satellites such as Express-AM5 and Express-AM6. The paper demonstrates the results of accurate measurements in the temperature range from minus 100 to plus 100 °C done under thermal vacuum for a typical printed circuit board used within an onboard unit designed and manufactured by JSC ISS.

Keywords: on-board units extended life expectancy, ground testing, thermally stressed units, thermal control subsystem, thermal strength.

Введение. Современное состояние космических средств связи характеризуется потребностью в мощных телекоммуникационных КА. Так, 26 декабря 2013 г. осуществлен запуск российского спутника «Экспресс-AM5» разработки и изготовления АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» (АО «ИСС») с 84 транспондерами *C*-, *Ku*-, *Ka*- и *L*-диапазонов. В качестве модуля служебных систем на КА «Экспресс-AM5» впервые применена унифицированная негерметичная платформа «Экспресс-2000» мощностью порядка 15 кВт [1]. На базе той же платформы собственной разработки 21 октября 2014 г. выведен на орбиту КА «Экспресс-AM6», созданный в АО «ИСС», полезная нагрузка которого составила 72 транспондера и 11 антенн, работающих в диапазонах частот *C*, *Ku*, *Ka* и *L* [2]. Новый спутник для российской орбитальной группировки «Экспресс-AM8» на срок активного существования (САС) 15 лет, имеющий 42 транспондера в диапазонах частот *C*, *Ku*, *Ka*, 2 марта 2015 г. доставлен самолетом АН-124-100 «Руслан» на космодром Байконур для подготовки к запуску [3].

Актуальность проблемы улучшения долговечности и надежности бортовой аппаратуры. Тенденции развития космической отрасли были обсуждены на XIX ежегодной конференции операторов и пользователей сети спутниковой связи и вещания в России SatComRus в начале октября 2014 г., где в качестве основных трендов и перспектив развития участники уделили внимание ресурсам мощных телекоммуникационных КА типа «Экспресс» разработки и производства АО «ИСС» [2].

Требования повышенной энерговооруженности и САС до 15 лет в вышеперечисленных КА делают актуальной проблему повышения долговечности и надежности различной бортовой электронной аппаратуры.

Средства обеспечения улучшения долговечности бортовой аппаратуры. В АО «ИСС» такой положительный опыт имеется, например, при создании КА SESAT [4]. Благодаря примененной активной газожидкостной системе, обеспечившей для радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) температуру теплоносителя на выходе из радиатора в узком температурном диапазоне (27 ± 1 °C), были созданы комфортные условия, которые совместно с другими техническими решениями обеспечили к настоящему времени полноторный САС КА SESAT (15 лет).

По результатам исследования профессора Г. Н. Дульнева, сужение температурного диапазона работы радиоэлектронных устройств на 10 °C уменьшает интенсивность их отказов на 25 % [5].

Состав системы терморегулирования для геостационарных КА. Для обеспечения улучшения долговечности бортовой аппаратуры важно принять пра-

вильную концепцию проектного облика СТР КА, например на следующих принципах, для геостационарного КА модульного исполнения:

1. Использование в качестве основных радиаторов СТР КА наружной поверхности сотовых приборных панелей полезной нагрузки (ПН) и платформы, расположенных на северной и южной панелях и покрытых высокоэффективным терморегулирующим покрытием ОСО-С на ПН и на платформе для обеспечения в течение заданного САС в периоды солнцестояний отвода тепловой мощности от оборудования ПН, включая теплопритоки от антенной подсистемы, на начало САС и на конец САС от оборудования платформы.

2. Использование автономных радиаторов СТР для терморегулирования аккумуляторных батарей (АБ) и обеспечения отвода тепловой мощности от АБ в периоды солнцестояний и в периоды прохождения теневых участков Земли и для терморегулирования двигательных блоков ориентации и стабилизации КА.

3. Применение тепловых труб (ТТ), встроенных в северную и южную панели ПН и платформы. ТТ обеспечивают отвод тепла от оборудования ретранслятора (РТР) и платформы, отвод тепла от теплообменных участков жидкостного контура (ЖК), равномерное распределение тепла по северной и южной панелям КА для обеспечения требуемого теплоотвода в космическое пространство.

4. Применение ЖК на северной и южной панелях ПН, встраиваемого в панели платформы, который обеспечивает отвод избыточного тепла от оборудования, расположенного на панели контрольно-измерительной системы (КИС) и астроплате, и частично от оборудования ПН, перенос избыточного теплового потока между северной и южной панелями ПН, сужение диапазона регулирования температуры оборудования КА.

На рис. 1 показан пример расположения радиоэлектронного прибора КА.

Важным моментом является кондуктивная связь тепловыделяющего оборудования с приборными панелями или обшивками приборных панелей, например, за счет использования теплопроводящих заполнителей.

При этом существует проблема сплошности заполнения и контроля сплошности, поскольку незаполненные места контакта иногда наблюдаются при отстыковке приборов для замены по результатам наземных испытаний.

Тепловой анализ как средство оценки тепловой нагруженности бортовой аппаратуры. Тепловые анализы приборов выполняют при различных режимах работы оборудования [6]. Пример теплового анализа конструкции прибора приведен в работе [7].

Для обеспечения длительного срока работы электрорадиоизделий (ЭРИ) бортовых приборов (БП) теп-

лонагруженных КА необходимо провести тщательный анализ их токовой нагрузки и обеспечить коэффициент нагрузки, равный отношению рабочего тока к максимально допустимому не более 30...50 %.

Для проведения тепловых анализов БП рассмотрим типичную конструкцию, которая представляет собой металлическую рамку с приклеенными к ней с двух сторон многослойными печатными платами (МПП). Рамка выполнена из алюминиевой плиты, например, из сплава АМг6Б размером 231×174 мм, шириной от 15 до 35 мм. Толщина основания рамки – 1 мм; толщина стенок – 2...7 мм. Имеются крышки толщиной 1 мм и кронштейны толщиной 2...5 мм.

МПП выполнены из стеклотекстолита с экранами из медной фольги. Суммарная толщина каждой платы – 0,9 мм. МПП крепится к рамке специальной клеевой пленкой. На МПП производится монтаж электрорадиоизделий.

БП, например, состоит из 20 рамок с МПП и имеет геометрические характеристики 174×340×397 мм.

Для проведения анализа стационарного теплового режима БП использовался метод конечных элементов (МКЭ), реализованный в приложении COSMOS для программы Solid Works.

Программа COSMOS использовалась:

- для создания трехмерной геометрической модели;
- задания теплофизических свойств материалов конструкции;
- генерирования конечно-элементной сетки;
- задания тепловых граничных условий;

– вывода результатов расчета в графическом виде. Расчетная тепловая модель включает модели рамок и кронштейнов.

Конечно-элементная модель БП представлена на рис. 2. Теплофизические характеристики материалов приведены в табл. 1. Тепловыделение ЭРИ задавалось равномерно на местах установки ЭРИ. Тепловыделение в БП задавалось равномерно распределенным по поверхности рамок.

На контактных поверхностях БП задавалась постоянная температура 40,1 °С, с учетом термического сопротивления заполнителя контакта между БП и его посадочной поверхностью.

В тепловом анализе рассмотрены «горячий» расчетный случай при максимальной гарантированной температуре посадочного места БП +40 °С и «холодный» расчетный случай при минимальной гарантированной температуре посадочного места БП –10 °С и отсутствии тепловыделения в приборе. В этом случае температура ЭРИ составит не ниже –10 °С.

Теплоотвод от ЭРИ осуществляется за счет теплопроводности от корпуса элемента через клеевые соединения, подставки, прокладки на основание, а также по выводам элемента через проводники печатной платы на основание.

Конструктивные параметры установки тепловыделяющих ЭРИ характеризуются теплонагруженностью, количеством выводов и их длиной, контактной площадью с материалом. Общая расчетная схема ЭРИ приведена на рис. 3.

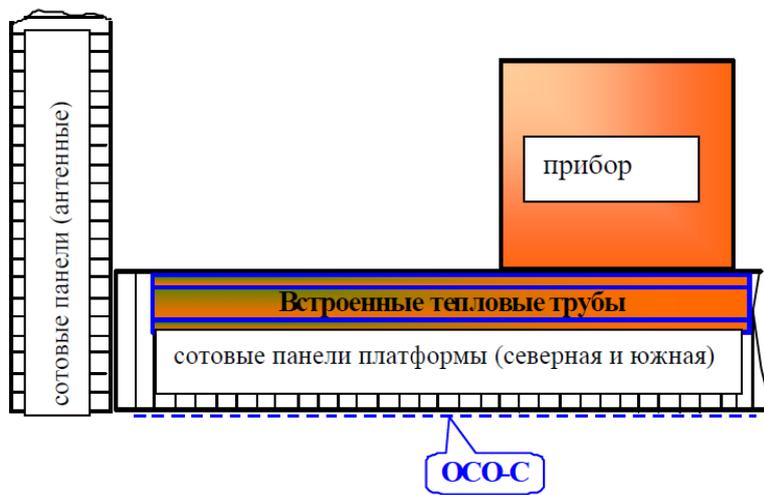


Рис. 1. Размещение прибора на северной и южной панелях платформы

Таблица 1

Теплофизические характеристики материалов

Элемент конструкции	Материал	Коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К)
Кронштейны	АМг6Б	117
Рамки блоков	АМг6Б	117
Плата	Стеклотекстолит + медные экраны	0,3
Выводы ЭРИ	Оловянистая бронза	84
Клеи, пасты	Эластосил 137-182	1,5
	У-9М	0,3
	ПКС-171	1

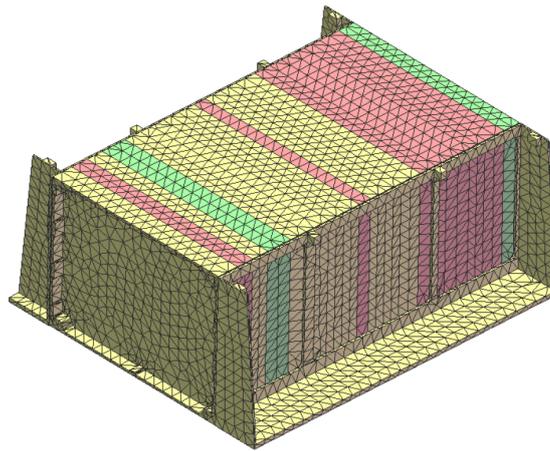
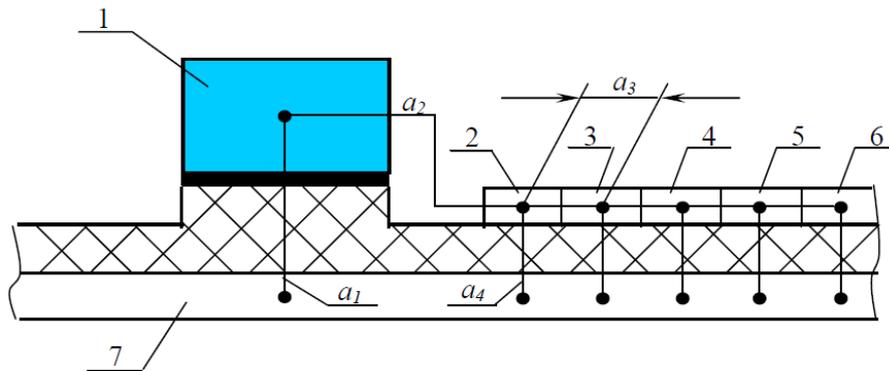


Рис. 2. Конечно-элементная модель БП



1 – ЭРИ; 2-6 – расчетные узлы проводника печатной платы; 7 – рамка блока.

Тепловые проводимости:

a_1 – между ЭРИ и рамкой блока через клей и текстолит;

a_2 – между ЭРИ и проводником печатной платы по выводам ЭРИ;

a_3 – между расчетными узлами проводника печатной платы;

a_4 – между расчетными узлами проводника печатной платы и рамкой блока.

Рис. 3. Расчетная схема ЭРИ

Для проведения теплового расчета проводник печатной платы и стеклотекстолит разбиты по длине на участки, например по 5 мм.

На тепловыделяющих ЭРИ учитываются значения тепловых проводимостей a_i , тепловыделения ЭРИ, температура рамок в местах установки ЭРИ, перепады температуры ЭРИ относительно рамки.

Принимается допущение, что максимальные температуры ЭРИ, в которых рассеиваемая мощность отсутствует или незначительна, равны максимальным температурам конструкции прибора в местах установки ЭРИ.

Результат теплового анализа. Результаты расчета конструкции прибора показали, что температура посадочных мест БП находится в заданных пределах

(от -10 до $+40$ °С). Расчеты показали, что температура ЭРИ БП находится в допустимых пределах.

Влияние напряженно-деформируемых состояний на бортовые приборы. Надежность напрямую связана с долговечностью, которая, в свою очередь, зависит от протекающих в конструкциях БП термочрезвычайных процессов в экстремальных условиях орбитального полета. Циклические напряженно-деформируемые состояния приводят к усталостным изменениям в таких элементах конструкции, как проводники, металлизированные переходные отверстия, паяные и клеевые соединения, выводы и корпуса компонентов, полупроводниковые кристаллы, платы и подложки, что может привести к механическим и электрическим разрушениям и отказу после длительной эксплуатации [8].

Разрушение от усталости имеет ряд особенностей [9]:

- разрушение происходит при напряжениях, меньших предела текучести или временного сопротивления;

- разрушение начинается на поверхности локально, в местах концентрации напряжений. Локальные концентрации напряжений создают повреждения поверхности в результате циклического нагружения поверхности. В результате циклического нагружения концентрация напряжений возникает также из-за дефектов в виде следов обработки, воздействия среды;

- разрушение протекает в несколько стадий, характеризующих процессы накопления повреждений в материале, образование трещин усталости, постепенное развитие и слияние некоторых из них в одну магистральную трещину и быстрое окончательное разрушение;

- разрушение имеет характерное строение излома, отражающее последовательность процессов усталости. Излом состоит из очага разрушения (места образования микротрещин) и двух зон – усталости и долома.

Напряженное и деформированное состояние обычно можно изучить с большей точностью, чем провести оценку опасности этих состояний. Другими словами, из двух основных этапов оценки прочности – установления напряженного и деформированного состояния, а также соответствующих температурных полей и оценки опасности, т. е. собственно расчета на прочность, второй менее изучен, о чем свидетельствуют работа [10], в которой приведены результаты расчетов на термическую усталость, работа [11] – расчеты на термическую устойчивость, работа [12] – расчеты на ползучесть. Для анализа напряженно-деформированного состояния элементов сложных теплонапряженных конструкций бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) КА, в которых применены материалы с зависящими от температуры физическими характеристиками, в последнее время все чаще применяются не аналитические [13–18], а более универсальные и гибкие численные методы. Кроме анализа работоспособности теплонапряженных конструкций при анализе неупругого поведения конструк-

ций часто используют численные методы решения задач термоупругости. Такой анализ можно проводить последовательными приближениями или последовательными этапами нагружения, например, методом конечных разностей (МКР) [15; 16; 19], при котором дифференциальное уравнение заменяется системой алгебраических уравнений (разностным уравнением).

Экспериментальные исследования. Результаты теоретических исследований расчетов подтверждаются в процессе НЭО. Основными понятиями, определяемыми при экспериментальных исследованиях, являются относительные деформации плат в различных точках. Для плат предложено нанести две взаимно перпендикулярные полосы вдоль и поперек с установкой меток по краям, и в термовакуумных условиях провести прецизионные измерения перемещения меток при различных температурах. Затем при многократном увеличении на микроскопе исследовать величину микротрещин, которые принять за допустимые деформации. Точность прецизионных измерений должна быть не хуже 1/3 величины трещины.

Предложенный метод является усовершенствованием применения известных методов хрупких тензочувствительных покрытий. Можно также использовать методы, основанные на применении оптических чувствительных покрытий, которые, однако, не позволяют измерить линейные перемещения с требуемой точностью, особенно при большом количестве контролируемых точек.

Во избежание монтажных напряжений при крайних температурах важен геометрический контроль посадочных мест под БП, как, например, показано на рис. 4 [20].

В табл. 2, на рис. 5, 6 приведены результаты испытаний типичной платы БП в термовакуумных условиях, где X1, Y1, Z1, X2, Y2, Z2 – координаты измеренных точек P1–P4; begin – начальное положение точек, end – конечное положение точек, delta – разница между конечным и начальным положением. На рис. 7 показана установка платы БП при проведении термовакуумных испытаний.

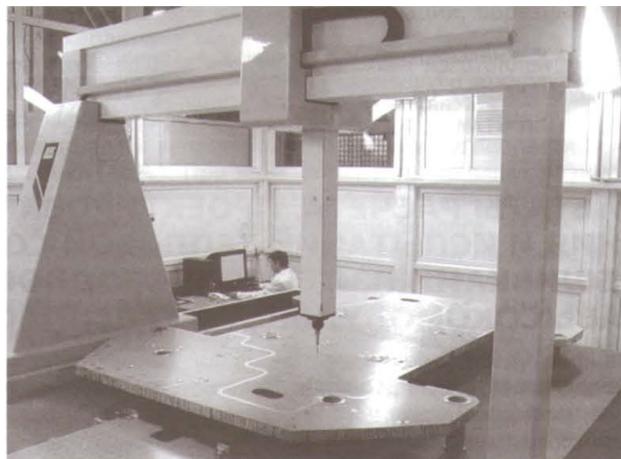


Рис. 4. Геометрический контроль базовой панели модуля полезной нагрузки мощного телекоммуникационного КА разработки и производства АО «ИСС» системой КИМ G-90 CS 45.20.12 (оптико-механический метод измерения)

Результаты испытаний платы БП в термовакuumных условиях

Name	Begin			End			Delta			
	X1	Y1	Z1	X2	Y2	Z2	dX	dY	dZ	Magnitude
НУ1--+100										
P1	72,00	85,80	-0,09	72,07	85,88	-0,08	0,07	0,08	0,00	0,11
P2	55,24	-98,66	0,09	55,30	-98,75	0,09	0,06	-0,09	0,00	0,11
P3	-69,52	-89,41	-0,09	-69,60	-89,50	-0,08	-0,07	-0,09	0,00	0,12
P4	-57,72	102,27	0,08	-57,77	102,37	0,08	-0,05	0,10	0,00	0,12
Name	Begin			End			Delta			
	X1	Y1	Z1	X2	Y2	Z2	dX	dY	dZ	Magnitude
НУ1--100										
P1	72,00	85,80	-0,09	72,10	85,95	-0,08	0,10	0,14	0,01	0,17
P2	55,24	-98,66	0,09	55,33	-98,83	0,09	0,09	-0,16	-0,01	0,19
P3	-69,52	-89,41	-0,09	-69,63	-89,57	-0,08	-0,11	-0,16	0,01	0,19
P4	-57,72	102,27	0,08	-57,79	102,45	0,08	-0,08	0,18	-0,01	0,19

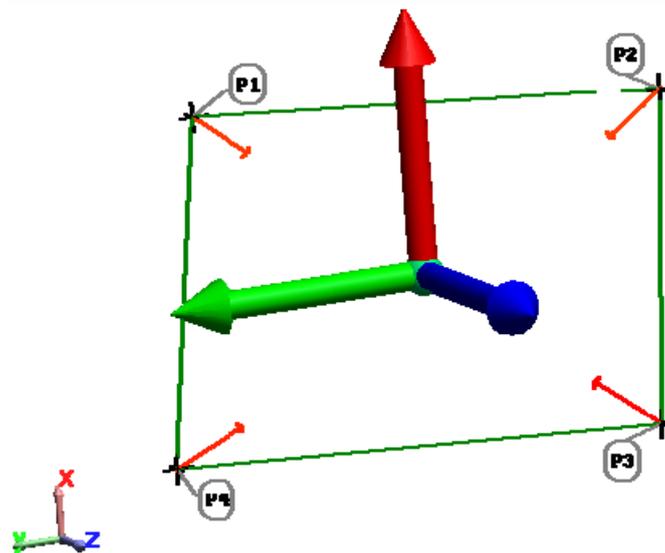


Рис. 5. График отклонения точек при режиме «плюс 100 и вакуум»

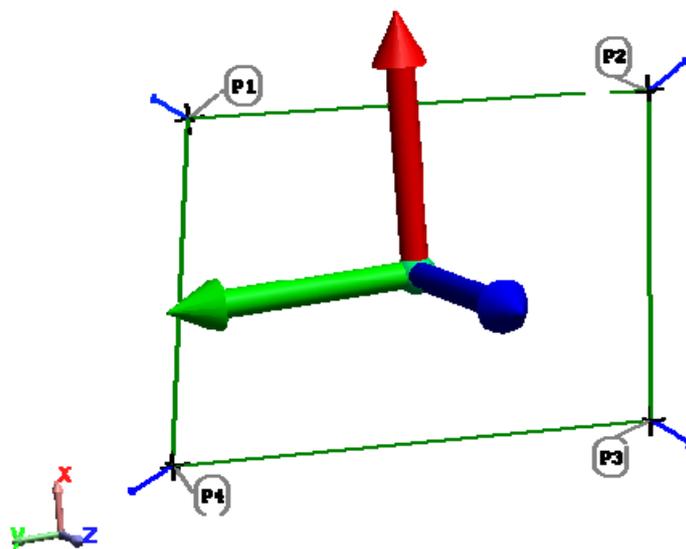


Рис. 6. График отклонения точек при режиме «минус 100 и вакуум»

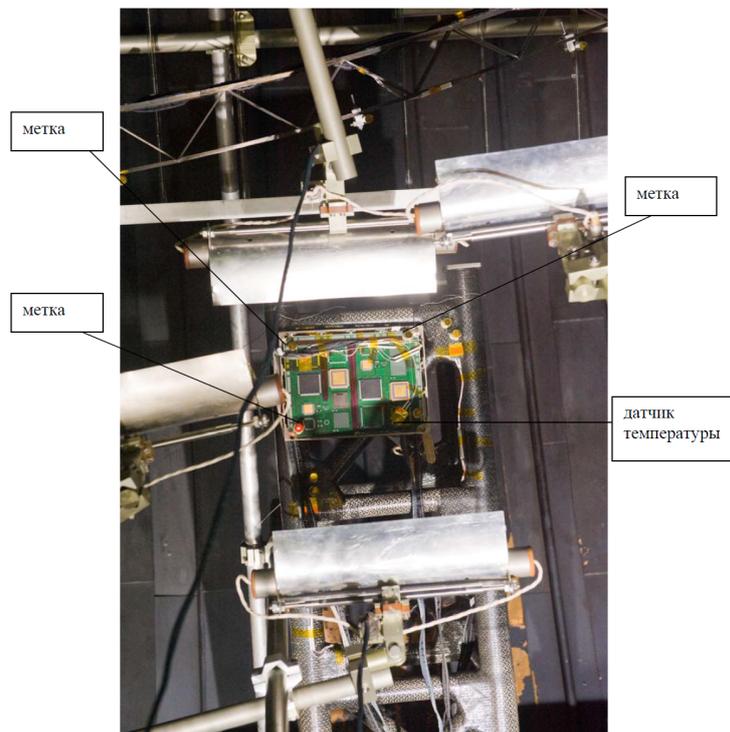


Рис. 7. Плата БП на термовакуумных испытаниях

Результаты измерений показывают, что максимальные магнитуды при максимальных крайних температурах -100 и $+100$ °С лежат в пределах от 0,278 до 0,290, и от 0,173 до 0,192 соответственно. Можно сделать вывод о том, что результаты тепловых анализов подтверждаются данными измерений, проведенными во время наземно-экспериментальной отработки.

Заключение. Снижение нагрузок на комплектующие (от 30 до 50 %) позволяет увеличить долговечность бортовых приборов. Снижение нагрузок – практический способ сокращения отказов и увеличения надежности как на уровне комплектующих и приборов, так и на уровне КА в целом. Сужение температурного диапазона работы бортовых приборов, при правильном построении СТР КА, обеспечении кондуктивного обмена между БП и панелями КА и отвода тепла с панелей, подтвержденном тепловыми анализами, обеспечит увеличение долговечности БП современных высокоэнерговооруженных КА, подверженных воздействию термоупругих деформаций. Правильность данного подхода подтверждена положительными результатами эксплуатации телекоммуникационных космических аппаратов на базе платформ «Экспресс-1000» и «Экспресс-2000» разработки и изготовления АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» со сроком активного существования 15 лет, имеющих на борту транспондеры различных диапазонов мощностью до 15 кВт.

Библиографические ссылки

1. Надежность КА в современной среде // Новости космонавтики 2014. Т. 24, № 02 (373). С. 56–59.
2. «Экспресс-АМ6»: пополнение орбитальной группировки России // Сибирский спутник / ОАО

«Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». 2014, № 15 (369). С. 1.

3. «Экспресс-АМ8» – новый спутник для российской орбитальной группировки // «Сибирский спутник» / ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». 2015. № 4 (377). С. 1.

4. SESAT спутник. Свободная общедоступная мультязычная универсальная интернет-энциклопедия [Электронный ресурс] // RU.WIKIPEDIA.ORG : URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Sesat_\(%F1%EF%F3%F2%ED%E8%EA\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Sesat_(%F1%EF%F3%F2%ED%E8%EA)) (дата обращения: 01.04.2015)

5. Дульнев Г. Н., Семьяшкин Э. М. Теплообмен в радиоэлектронных аппаратах. М. : Энергия, 1968. 361 с.

6. Теплообмен в приборостроении / Г. М. Кондратьев [и др.] // Прикладная физика. Серия «Выдающиеся ученые ИТМО». СПб. : СПбГУ ИТМО, 2003. 560 с.

7. Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol. I: Fundamental Technologies / ed. by David G. Gilmore. 2nd ed.; American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA). Reston, Virginia, 2002, 836 p.

8. Прогнозирование надежности узлов и блоков радиотехнических устройств космического назначения на основе моделирования напряженно-деформируемых состояний / С. Б. Сунцов [и др.] // Томск : Изд-во Том. гос. ун-та систем управления и радиоэлектроники, 2012. 114 с.

9. Материаловедение : учеб. для вузов / Б. Н. Арзамасов [и др.]. 7-е изд. М. : Изд-во МГТУ, 2005. 648 с.

10. Соболев Н.Д., Егоров В.И. Термическая усталость и термический удар // Прочность и деформация в неравномерных температурных полях. М. : Госатомиздат, 1962. С. 94–183.

11. Шаповалов Л. А. Термическая устойчивость пластин и оболочек // Прочность и деформация в неравномерных температурных полях. М. : Госатомиздат, 1962. С. 241–255.

12. Основы расчета на ползучесть неравномерно нагретых деталей // Прочность и деформация в неравномерных температурных полях. М. : Госатомиздат, 1962. С. 183–239.

13. Карташов Е. М. Аналитические методы в теории теплопроводности твердых тел. 3-е изд. М. : Высш. шк., 2001. 550 с.

14. Самарский А. А., Бабищевич П. Н. Вычислительная теплопередача. М. : Едиториал УРСС, 2003. 784 с.

15. Моделирование тепловыделяющих систем / А. Р. Дорохов [и др.] Томск : Изд-во НТЛ, 2000. 233 с.

16. Беляев Н. М., Рядно А. А. Методы теории теплопроводности : в 2 ч. М. : Высш. шк., 1982. 327 с.

17. Зарубин В.С. Инженерные методы решения задач теплопроводности. М. : Энергоатомиздат, 1983. 326 с.

18. Темников А. В., Слесаренко А. П. Современные приближенные методы решения задач теплообмена. Самара : Изд-во СамПИ, 1991. 88 с.

19. Самарский А. А. Численные методы математической физики. М. : Научный мир, 2000. 316 с.

20. Халиманович В. И., Синьковский Ф. К., Ишенина Н. Н. Сотовые конструкции для космических аппаратов связи и навигации: опыт проектирования и изготовления // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники : сб. материалов III Междунар. науч.-практ. конф. (27–29 мая 2009, г. Днепропетровск) / Укр. НИИ технологии машиностроения. Днепропетровск, 2009. С. 161–171.

References

1. [Reliability of satellite in the modern environment]. *Novosti kosmonavtiki*. 2014, Vol. 24, No. 02 (373), P. 56–59 (In Russ.).

2. [Express-AM6. Replenishment of the telecom satellite orbital constellation]. *Sibirskii sputnik ISS-Reshetnev*. 2014, No. 15 (369), P. 1 (In Russ.).

3. [A new satellite for the Russian satellite orbital constellation]. *Sibirskii sputnik ISS-Reshetnev*. 2015, No. 4 (377), P. 1 (In Russ.).

4. *SESAT sputnik*. [SESAT Satellite]. Wikipedia, the free encyclopedia. Available at: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Sesat_\(%F1%EF%F3%F2%ED%E8%EA\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Sesat_(%F1%EF%F3%F2%ED%E8%EA)) (accessed 01.04.2015).

5. Dul'nev G. N., Semyashkin E. M. *Teploobmen v radioelektronnykh apparatakh* [Heat transfer in avionics]. Moscow: Energiya, 1968. 361 p.

6. Kondrat'ev G. M., Dul'nev G. N., Platonov E. S. et al. [Heat transfer in unit design]. *Prikladnaya fizika*. St.Petersburg: SPbGU ITMO, 2003. 560 p.

7. *Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I: Fundamental Technologies*. Edited by David G. Gilmore.–2nd ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Reston, Virginia, 2002, 836 p.

8. Suntsov S. B., Alekseev V. P., Karaban V. M. et al. *Prognozirovanie nadezhnosti uzlov i blokov radio-tekhnicheskikh ustroystv kosmicheskogo naznacheniya na osnove modelirovaniya napryazhenno-*

deformiruemyykh sostoyanii [Prediction of reliability for spacecraft avionics on the basis of modelling] Tomsk, Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics Publ., 2012, 114 p.

9. Arzamasov B. N., Makarova V. I., Mukhin G. G. et al. *Materialovedenie* [Materials science]. College textbook. 7th ed. Moscow, Moscow State Technical University Publ., 2005, 648 p.

10. Sobolev N. D., Egorov V. I. [Thermal fatigue and thermal shock]. *Prochnost' i deformatsiya v neravnomernykh temperaturnykh polyakh* [Strength and distortion in uneven temperature fields]. Moscow, Gosatomizdat Publ., 1962, P. 94–183.

11. Shapovalov L. A. [Thermal strength of plates and shells]. *Prochnost' i deformatsiya v neravnomernykh temperaturnykh polyakh* [Strength and distortion in uneven temperature fields]. Moscow, Gosatomizdat Publ., 1962, P. 241–255.

12. [Basics to estimate yield for unevenly temperature stressed parts]. *Prochnost' i deformatsiya v neravnomernykh temperaturnykh polyakh* [Strength and distortion in uneven temperature fields]. Moscow, Gosatomizdat Publ., 1962, P. 183–239.

13. Kartashov E. M. *Analiticheskie metody v teorii teploprovodnosti tverdykh tel* [Analytical methods in rigid bodies thermal conductivity theory]. 3rd ed. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 2001, 550 p.

14. Samarskii A. A., Babishchevich P. N. *Vychislitel'naya teploperedacha* [Calculated thermal transfer]. Moscow, Editorial URSS Publ., 2003, 784 p.

15. Dorokhov A. R., Zavorin A. S., Kazanov A. M. et al. *Modelirovanie teplovyydel'yayushchikh sistem* [Modeling of dissipating systems]. Tomsk, NTL Publ., 2000, 233 p.

16. Belyaev N. M., Ryadno A. A. *Metody teorii teploprovodnosti* [Thermal conductivity theory methods]. Two vol.. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1982, 327 p.

17. Zarubin V. S. *Inzhenernye metody resheniya zadach teploprovodnosti* [Engineering methods to solve thermal conductivity aspects]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1983, 326 p.

18. Temnikov A. V., Slesarenko A. P. *Sovremennye priblizhennyye metody resheniya zadach teploobmena* [Advanced methods of approximate problem solving on heat transfer]. Samara, SamPI Publ., 1991, 88 p.

19. Samarskii A. A. *Chislennyye metody matematicheskoi fiziki* [Mathematical physics numerical methods]. Moscow: Nauchnyi mir, 2000, 316 p.

20. Khalimanovich V. I. et al. [Communication and navigation satellite honeycomb panels. Experience in design and manufacturing]. *Effektivnost' sotovykh konstruktсий v izdeliyakh aviatsionno-kosmicheskoi tekhniki* [Efficiency of aircraft/spacecraft honeycomb structures]. 3rd international workshop package, Dnepropetrovsk, May, 27–29, 2009. Ukr. NII tekhnologii mashinostroyeniya. Dnepropetrovsk, 2009, P. 161–171 (In Russ.).