

Интернет-журнал «Наукоедение» ISSN 2223-5167 <https://naukovedenie.ru/>

Том 9, №6 (2017) <https://naukovedenie.ru/vol9-6.php>

URL статьи: <https://naukovedenie.ru/PDF/115TVN617.pdf>

Статья опубликована 22.12.2017

**Ссылка для цитирования этой статьи:**

Сухоруков М.П. Исследование и нахождение оптимальных тепловых моделей электрорадиоизделий радиоэлектронной аппаратуры // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ» Том 9, №6 (2017) <https://naukovedenie.ru/PDF/115TVN617.pdf> (доступ свободный). Загл. с экрана. Яз. рус., англ.

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №16-38-00424 мол\_a.*

**УДК 004.94**

**Сухоруков Максим Петрович**

ФГБОУ ВО «Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники», Россия, Томск<sup>1</sup>  
Аспирант, заведующий лабораторией цифровых систем управления  
E-mail: Max\_sukhorukov@mail.ru

## **Исследование и нахождение оптимальных тепловых моделей электрорадиоизделий радиоэлектронной аппаратуры**

**Аннотация.** На основе стационарного теплового анализа автором проведены поиск и исследования оптимальных моделей радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата, позволяющих сократить размерность конечно-элементной модели при сохранении достоверности результатов математического моделирования. В ходе проведения исследования были рассмотрены: габаритная модель корпуса, модель распределенного теплового потока по габаритной площади корпуса, модель распределенного теплового потока по площади контакта ЭРИ и печатной платы. Математическое моделирование выполнено методом конечных элементов, реализованным в программной среде ANSYS Workbench. В работе проведено сопоставление полученных результатов математического моделирования с результатами экспериментальных исследований, что позволило говорить об адекватности и достоверности постановки задачи и разработанной подробной модели. Исследование показало, что оптимальной с точки зрения времени счета и точности является габаритная модель корпуса, погрешность результатов моделирования не превышает 2 %. Использование результатов выполненных исследований в практике проектирования радиоэлектронной аппаратуры позволит повысить её надёжность за счет снижения проектных ошибок и технологических дефектов, а также оптимизации режимов функционирования в процессе эксплуатации. Результаты работы будут полезны разработчикам радиоэлектронной аппаратуры.

**Ключевые слова:** тепловой анализ; математическое моделирование; оптимальная модель; радиоэлектронная аппаратура; космический аппарат

### **Актуальность**

В настоящее время задача обеспечения срока активного существования (САС) космических аппаратов (КА) является важнейшей научной, инженерной и экономической задачей и требует глубокого системного подхода на всех этапах создания и эксплуатации

---

<sup>1</sup> 634050, г. Томск, пр. Ленина, 40, 205/2

бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) КА [1]. Для обеспечения САС КА необходимо реализовать на всех этапах жизненного цикла предельно достижимые показатели надёжности за счет использования современных конструкторско-технологических решений РЭА и методов её проектирования.

В практике проектирования бортовой аппаратуры широко применяются методы математического моделирования, что позволяют создавать сложные конструкции и подвергать их глубокому анализу. Данный подход позволяет решать проблемы конструирования, существенно приблизив расчетные модели к реальным конструкциям.

Сегодня на предприятиях ракетно-космической отрасли, разрабатывающих и выпускающих бортовую аппаратуру для проведения анализов её функционирования, используют универсальные САЕ-системы, которые зачастую в своей работе используют метод конечных элементов.

Подробная модель бортовой РЭА КА для проведения тепловых анализов представляет собой сложную систему, которая включает в себя множество геометрических элементов: несущие конструкции 1-го и 2-го уровней, средства коммутации, металлизацию переходных отверстий, проводящий рисунок, электрорадиоизделия, припой, слой клея, лака и т. д.

Для построения конечно-элементной модели для такой системы требуется большое количество узлов и элементов, что, в свою очередь, приводит к усложнению расчётной задачи и, как следствие, увеличению временных и аппаратных ресурсов, необходимых для проведения анализа. При высокой степени детализации подробной модели проведение анализа порой становится проблематичным в силу малых вычислительных мощностей конструкторских подразделений.

Поэтому важной задачей является разработка исследование и нахождение оптимальных тепловых моделей бортовой РЭА КА для проведения стационарного теплового анализа, позволяющих сократить размерность расчетной сетки, при сохранении достоверности результатов.

### Постановка задачи

Уравнение теплового анализа в общем случае имеет вид:

$$[C(T)]\{\dot{T}\} + [K(T)]\{T\} = \{Q(t, T)\}, \quad (1)$$

где:  $t$  – время,  $\{T\}$  – температура,  $\{\dot{T}\}$  – первая производная температуры по времени,  $[C]$  – матрица удельной теплоемкости,  $[K]$  – матрица теплопроводности;  $\{Q\}$  – вектор скорости генерации тепла в системе.

В стационарном тепловом анализе все изменяющиеся со временем параметры исключаются, однако допустимыми являются нелинейные эффекты. С учетом сказанного уравнение 1 преобразуется в уравнение 2:

$$[K(T)]\{T\} = \{Q(T)\}, \quad (2)$$

Вычисление матрицы узловых температур (2) проводится при следующих допущениях:

- $[K]$  и  $\{Q\}$  являются константами или функциями температуры;
- не учитываются переходные процессы.

Для реализации условий эксплуатации бортовой аппаратуры космических аппаратов необходимы следующие типы граничных условий [2]: температура – для задания температуры

от термостабильной плиты (граничное условие I-рода) (3) и радиация – для задания температуры вакуума (граничное условие III-рода) (4).

$$T_{\text{ПОВ}} = T_{\text{Зад}}, \quad (3)$$

где:  $T_{\text{ПОВ}}$  – температура соответствующей поверхности;  $T_{\text{Зад}}$  – температура заданная.

$$-\lambda \left( \frac{\partial T}{\partial x} \right) \Big|_{\text{ПОВ}} = \varepsilon_{\text{ПР}} \sigma (T_{\text{ВН}}^4 - T_{\text{ПОВ}}^4), \quad (4)$$

где:  $\varepsilon_{\text{ПР}}$  – приведённый коэффициент черноты поверхности тела и окружающей среды;  $\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана;  $T_{\text{ВН}}$  – температура внешней среды.

Приведенный коэффициент черноты поверхности тела и окружающей среды вычисляется по формуле [3]:

$$\varepsilon_{\text{ПР}} = \left( \frac{1}{\varepsilon_{\text{П}}} + \frac{1}{\varepsilon_{\text{ВН}}} - 1 \right)^{-1}, \quad (5)$$

где:  $\varepsilon_{\text{П}}$  – коэффициент черноты поверхности тела;  $\varepsilon_{\text{ВН}}$  – коэффициент черноты внешней среды.

При задании начальных условий считаем, что температура конструкции в начальный момент времени ( $T_0$ ) распределена равномерно:

$$T|_{t=0} = T_0(x, y, z). \quad (6)$$

При проведении исследования также учитывалась удельная рассеиваемая мощность [4], которая рассчитывается как отношение рассеиваемой мощности электрорадиоизделий (ЭРИ) к объему тепловыделяющего элемента конструкции ЭРИ:

$$P_{\text{уд}} = \frac{P_{\text{рас}}}{V}, \quad (7)$$

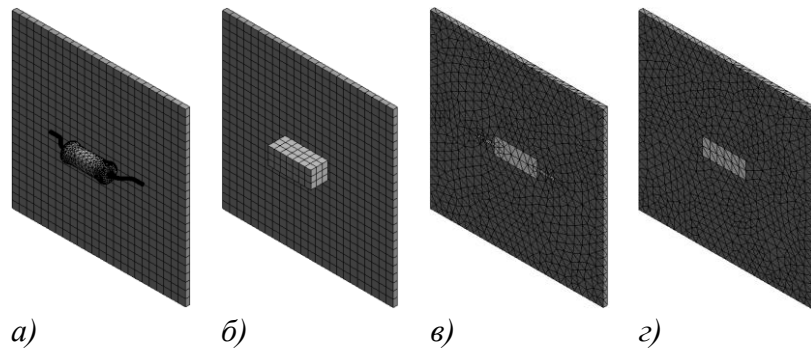
где:  $P_{\text{уд}}$  – удельная рассеиваемая мощность;  $P_{\text{рас}}$  – рассеиваемая мощность;  $V$  – объем тепловыделяющего элемента конструкции ЭРИ.

Исследование тепловых моделей бортовой РЭА КА проводилось на примере конструкции ЭРИ с гибкими выводами без дополнительного крепления корпуса (рис. 1) и ЭРИ без гибких выводов и дополнительного крепления корпуса (рис. 2).

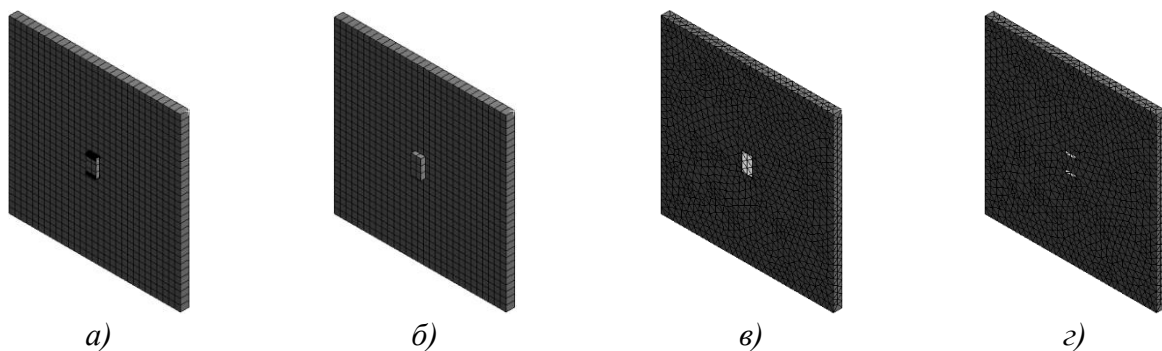
Несмотря на то, что в конструкциях бортовой РЭА КА печатная плата крепится на металлическую теплоотводящую рамку, для проверки точности тепловых моделей использовалась только пластина стеклотекстолита размерами 60x60 мм для ЭРИ с гибкими выводами без дополнительного крепления корпуса и 30x30 мм для ЭРИ без гибких выводов и дополнительного крепления корпуса толщиной 1 мм, ЭРИ располагалось в центре пластины. Данный подход позволит повысить точность сравнения характеристик моделей.

В ходе проведения исследования были рассмотрены три математические модели [5-9]:

- габаритная модель корпуса (рис. 2б, 3б);
- модель распределенного теплового потока по габаритной площади корпуса (рис. 2в, 3в);
- модель распределенного теплового потока по площади контакта ЭРИ и печатной платы (рис. 2г, 3г).



**Рисунок 1.** Варианты моделирования ЭРИ с гибкими выводами без дополнительного крепления корпуса: а) подробная модель; б) габаритная модель корпуса; в) модель распределенного теплового потока по габаритной площади корпуса; г) модель распределенного теплового потока по площади контакта  
(источник: разработано автором)



**Рисунок 2.** Варианты моделирования ЭРИ с гибкими выводами без дополнительного крепления корпуса: а) подробная модель; б) габаритная модель корпуса; в) модель распределенного теплового потока по габаритной площади корпуса; г) модель распределенного теплового потока по площади контакта  
(источник: разработано автором)

Поставленная задача была решена методом конечных элементов, реализованным в программной среде ANSYS Workbench [10].

Также были проведены экспериментальные исследования с использованием макетных образцов (рис. 3) полностью соответствующих вышеописанным тепловым моделям. Экспериментальные исследования проводились на базе «НИИ АЭМ ТУСУР» с применением камеры тепла, холода модели PAC-3100B-H-1K (CM Envirosystems Pvt Ltd), используемая при испытаниях на климатическое воздействие.



**Рисунок 3.** Макетные образцы ЭРИ: а) с гибкими выводами без дополнительного крепления корпуса б) без гибких выводов и дополнительного крепления корпуса (источник: разработано автором)

### Результаты исследования

В табл. 1, 2 приведены результаты математического моделирования, полученные при использовании исследуемых тепловых моделей ЭРИ и подробной моделей, а также результаты экспериментальных исследований, полученных с помощью макетных образцов. Значения результатов приведены для критических условий эксплуатации: рассеиваемая мощность равна максимальной рассеиваемой мощности ЭРИ, температура внешней среды (вакуум) плюс 50 °С.

**Таблица 1**

#### Результаты моделирования ЭРИ с гибкими выводами без дополнительного крепления корпуса

	Эксперимент	Модель			
		<i>a</i>	<i>б</i>	<i>в</i>	<i>г</i>
Количество элементов	-	45890	13010	18611	18480
Количество узлов	-	22689	11176	14552	14259
Максимальная температура, °С	73	74	73,2	73,5	73,5
Минимальная температура, °С	50	50	50	50	50
Время счета, с	-	3,2	1,8	2,5	2,5

*Составлено автором*

**Таблица 2**

#### Результаты моделирования ЭРИ без гибких выводов и дополнительного крепления корпуса

	Эксперимент	Модель			
		<i>a</i>	<i>б</i>	<i>в</i>	<i>г</i>
Количество элементов	-	16947	6250	8601	8607
Количество узлов	-	2499	847	8299	8334
Максимальная температура, °С	107	108,7	108,2	109,4	109,5
Минимальная температура, °С	50,8	50,6	50,4	50,2	50,2
Время счета, с	-	1,4	0,8	1,1	1,1

*Составлено автором*

Сопоставление результатов экспериментальных исследований с результатами моделирования теплового режима работы подтверждает адекватность постановки задачи.

В табл. 3, 4 приведены данные расхождения результатов моделирования с использованием исследуемых тепловых моделей по отношению к подробным моделям ЭРИ.

**Таблица 3**

#### Расхождение результатов подробной и исследуемых тепловых моделей ЭРИ с гибкими выводами без дополнительного крепления корпуса (%)

	Модель		
	<i>б</i>	<i>в</i>	<i>г</i>
Максимальная температура	-1,370	-0,274	-0,685
Минимальная температура	0,000	0,000	0,000

*Составлено автором*

**Таблица 4**

#### Расхождение результатов подробной и исследуемых тепловых моделей ЭРИ без гибких выводов и дополнительного крепления корпуса (%)

	Модель		
	<i>б</i>	<i>в</i>	<i>г</i>
Максимальная температура	0,460	-0,644	-0,736
Минимальная температура	0,395	0,791	0,791

*Составлено автором*

Анализ результатов показал, что наиболее выгодными с точки зрения времени счета является габаритная модель корпуса. При этом для ЭРИ с гибкими выводами без дополнительного крепления корпуса модели *в*, *г* имеют преимущество по точности воспроизведения теплового состояния.

В качестве оптимальной выбиралась модель, имеющая наименьшие расхождения с параметрами подробной модели ЭРИ в части влияния на тепловую картину платы, при минимальном количестве элементов и узлов расчетной сетки и времени счета.

Обобщая результаты исследований, можно сделать вывод, что оптимальной с точки зрения времени счета и точности является габаритная модель корпуса.

### **Выводы и заключение**

1. На основе стационарного теплового анализа проведены поиск и исследования оптимальных моделей радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата.
2. Сопоставление результатов расчётных и экспериментальных измерений температур исследуемых конструкций позволило говорить об адекватности и достоверности постановки задачи и разработанной подробной модели (погрешность измерения температуры не превышает  $\pm 2$  °С или  $\pm 2$  % от абсолютной температуры). Точность измерения температуры составляет  $\pm 1$  °С.
3. Исследование показало, что оптимальной с точки зрения времени счета и точности является габаритная модель корпуса. Погрешность результатов моделирования не превышает 2 %.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Морозов Егор Александрович. Метод анализа усталостной долговечности радиоэлектронной аппаратуры на основе математического моделирования термопрочностных процессов: диссертация кандидата технических наук: 05.13.18 / Морозов Егор Александрович; [Место защиты: Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники]. – Томск, 2015. – 130 с.
2. Численное моделирование напряженно-деформированных состояний модуля из низкотемпературной совместно-обжигаемой керамики вследствие тепловых режимов работы бортовой радиоэлектронной аппаратуры. Часть 1. Постановка задачи. Подготовка к моделированию / В. П. Алексеев, В. М. Карабан, С. В. Пономарев, С. Б. Сунцов // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. – Томск, 2010. – № 2 (22), часть 1. – С. 229-231.
3. Алексеев, В. П. Системное проектирование термоустойчивых радиотехнических устройств и систем / В. П. Алексеев. – Томск: Изд-во ИОА СО РАН, 2004. – 316 с.
4. Сунцов С. Б., Карабан В. М., Сухоруков М. П., Морозов Е. А. Численное моделирование напряженно деформированного состояния унифицированного электронного модуля // Изв. вузов. Физика. 2012. Т. 55. № 9/3. С. 120-125.
5. Sukhorukov M. P. Mathematical modeling exposure of shock on the electronic equipment / M. P. Sukhorukov // 13th International Scientific-Technical Conference on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering, APEIE 2016 – Proceedings. – 2016. – 2. – Pp. 351-353.
6. Armstrong C. Geometric Processing for Analysis / C. Armstrong, R. McKeag, H. Ou, M.A. Price // Proceedings of Geometric Modeling and Processing. – 2000. – Pp. 45-56.
7. Bronsvort W. Developments in Feature Modelling / W. Bronsvort, R. Bidarra, P. Nyirenda // Computer-Aided Design & Applications. – 2006. – № 5. – Pp. 655-664.
8. Lee S. H. Feature-Based Multiresolution Modeling of Solids // ACM Transactions on Graphics. – 2005. – № 4. – Pp. 1417-1441.
9. Lee S. H. Feature-based Multi-resolution and Multi-abstraction Non-manifold Modeling System to Provide Integrated Environment for Design and Analysis of Injection Molding Products / Sang Hun Lee, Kunwoo Lee, Kyu-Yeol Lee // Computers & Graphics. – 2006. – № 3 – Pp. 232-241.
10. Бруйка В. А. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: Учеб. пособ. / В. А. Бруйка, В. Г. Фокин, Е. А. Солдусова, Н. А. Глазунова, И. Е. Адеянов. – Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. – 271 с.

**Sukhorukov Maxim Petrovich**

Tomsk state university of control systems and radioelectronics, Russia, Tomsk  
E-mail: Max\_sukhorukov@mail.ru

## **Research and finding the optimal thermal models of electronic radio products of radio electronic equipment**

**Abstract.** On the basis of the stationary thermal analysis, the search and investigation of the optimal models of the radio-electronic apparatus of the spacecraft have been carried out, which make it possible to reduce the dimension of the finite element model while preserving the reliability of the results of mathematical modeling. In the course of the study, the overall body model, the model of the distributed heat flow over the overall housing area, the model of the distributed heat flow over the contact area of the ERI and the printed circuit board were considered. Mathematical modeling is performed by the finite element method implemented in the ANSYS Workbench software environment. In this paper, we compared the results of mathematical modeling with the results of experimental studies, which allowed us to speak about the adequacy and reliability of the formulation of the problem and the detailed model developed. The study showed that the overall dimensions of the hull are optimal from the point of view of accuracy and accuracy, the error in the simulation results does not exceed 2 %. The use of the results of the studies carried out in the practice of designing radio electronic equipment will increase its reliability by reducing design errors and technological defects, as well as optimizing the operating modes during operation. The results of the work will be useful for developers of electronic equipment.

**Keywords:** thermal analysis; mathematical modeling; optimal model; radio-electronic equipment; space vehicle