



Научная статья

УДК: 621.396.6:536.24:629.78

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=188271>

EDN: <https://www.elibrary.ru/UCIYAA>

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНОГО РЕШЕНИЯ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ВАКУУМА

Рубцов А.Ю.

Акционерное общество «Авиационная электроника и коммуникационные системы»,

г. Москва, Россия

✉ a.rubtsov@avecs.ru

Цитирование: Рубцов А.Ю. Разработка конструктивного решения для обеспечения теплового режима печатных плат в условиях космического вакуума // Труды МАИ: электрон. журнал. № 148. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=188271>

Аннотация. Представлена разработка конструктивного решения многослойной печатной платы, предназначенной для работы в составе электронной аппаратуры аэрокосмического назначения. Плата содержит силовые электрорадиоэлементы, требующие поддержания стабильного теплового режима для обеспечения надежной работы всей системы, для обеспечения облегченного теплового режима работы в ее структуру интегрирован металлический сердечник из алюминиево-магниевого сплава, выполняющий функцию локального теплоотвода. Проведено математическое моделирование тепловых процессов, позволившее оценить распределение температур и влияние сердечника на снижение теплового режима работы электрорадиоэлементов (силовых компонентов). Моделирование показало снижение максимальной температуры силовых компонентов более чем на 25°C. При этом использование интегрированного теплоотвода приводит к формированию выраженного температурного градиента по поверхности печатной платы, что обусловлено локализацией отвода тепла от зон наибольшего тепловыделения. Для подтверждения расчетных данных были проведены экспериментальные исследования, которые подтвердили эффективность

предложенного конструктивного решения. Полученные результаты демонстрируют надежность и стабильность теплового режима, а также подтверждают возможность использования данного подхода при разработке электронной аппаратуры для аэрокосмической техники.

Ключевые слова: печатная плата; тепловое моделирование; теплоотвод; космический вакуум; АМг2-М; тепловой режим.

DEVELOPMENT OF A STRUCTURAL SOLUTION TO ENSURE THE THERMAL REGIME OF PRINTED CIRCUIT BOARD UNDER SPACE VACUUM CONDITIONS

A.Y. Rubtsov

Joint Stock Company Aviation Electronics and Communication Systems,
Moscow, Russia

✉ a.rubtsov@avecs.ru

Citation: Rubtsov A.Y. Development of a structural solution to ensure the thermal regime of printed circuit board under space vacuum conditions // Trudy MAI. 2026. No. 148. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=188271>

Abstract. This paper presents the development of a structural design solution for a multilayer printed circuit board intended for operation as part of electronic equipment for aerospace applications. The considered printed circuit board incorporates high-power electronic components whose reliable operation requires the maintenance of a stable and controlled thermal regime under conditions of increased power dissipation and limited heat removal capabilities. To improve the thermal operating conditions of power electronic components, a metallic core made of an aluminum–magnesium alloy is integrated into the board structure. The core performs the function of a local heat sink, providing an efficient thermal path for heat removal from areas with the highest heat generation.

A detailed mathematical modeling of thermal processes was carried out to evaluate the temperature distribution across the printed circuit board and to assess the influence of the integrated metallic core on the reduction of the operating temperature of power components. The numerical simulation results demonstrated a significant decrease in the maximum temperature of power electronic components exceeding 25 °C compared to a conventional multilayer printed circuit board without an integrated heat sink. At the

same time, the use of a built-in heat sink leads to the formation of a pronounced temperature gradient over the surface of the printed circuit board, which is associated with the localized nature of heat removal from regions with the highest power dissipation.

To validate the numerical modeling results, experimental investigations were conducted under conditions simulating the operational environment of aerospace electronic systems, including vacuum conditions. The experimental data confirmed the effectiveness of the proposed design solution and showed good agreement with the calculated results. The obtained results demonstrate the reliability and thermal stability of the developed printed circuit board design and confirm the feasibility of using integrated metallic cores made of aluminum–magnesium alloys for thermal management in high-power electronic assemblies. The proposed approach can be effectively applied in the development of electronic equipment for aerospace systems, where stringent requirements are imposed on thermal performance, reliability, and mass–dimensional characteristics.

Keywords: printed circuit board; thermal modeling; heat dissipation; space vacuum; AMg2-M; thermal regime.

Введение

Одним из важнейших факторов, определяющих надежность радиоэлектронных устройств, является их тепловой режим. [2] Одни из основных конструктивных и функциональных элементов в электронной аппаратуре являются печатные платы, выполняющие роль основы для монтажа электронных компонентов и обеспечения электрических соединений. При работе активные элементы выделяют значительное количество тепла, и без эффективного отвода тепловая энергия приводит к локальному перегреву, изменению электрических параметров и выходу из строя компонентов [11,18]. В условиях космического вакуума, где отсутствует конвективный теплообмен, основными механизмами переноса энергии остаются теплопроводность и тепловое излучение [1,3]. Это обуславливает необходимость применения в конструкции печатных плат специальных теплопроводящих элементов, способных обеспечивать

эффективный отвод тепловой энергии к термостабилизированным поверхностям. Ограничения по массогабаритным показателям радиоэлектронной аппаратуры, а также требования к функциональной насыщенности и к сокращению длины электрических соединений обуславливают плотную компоновку электрорадиоэлементов (ЭРИ). Это, в свою очередь, приводит к возникновению проблем тепловой совместимости (ТС) [8]. В совокупности эти факторы требуют более совершенных методов теплового управления и оптимизации конструкций.

Цель работы — разработать конструктивное решение многослойной теплонагруженной печатной платы с интегрированным металлическим сердечником, обеспечивающее устойчивый и допустимый тепловой режим теплонагруженных элементов при эксплуатации в условиях космического вакуума. Для достижения поставленной цели были сформулированы следующие задачи:

1. Анализ и выбор оптимального материала для сердечника по критериям теплопроводности, плотности и прочностных характеристик;
2. Разработка конструктивной формы теплоотвода, обеспечивающей локализацию и эффективный отвод тепла;
3. Проведение численного математического моделирования методом конечных элементов для оценки распределения температур и расчёта тепловых моделей.
4. Проведение экспериментальных исследований для верификации расчетных данных и оценки реальной эффективности предложенного решения.

В космическом приборостроении получили широкое распространение печатные платы на металлическом основании. Причем такие платы, чаще всего, работают в условиях отсутствия конвекции. [9] На фоне актуальности задач повышения эффективности теплоотвода в подобных конструкциях новизна проведенного исследования заключается в нескольких аспектах.

Во-первых, предложена «U-образная» форма интегрированного металлического сердечника (рисунок 1), за счет которой обеспечивается локализация теплоотвода непосредственно под зонами установки силовых

элементов, сохранив при этом возможность формирования электрических соединений между ЭРИ вне зоны расположения сердечника.



Рисунок 1 - Форма интегрируемого сердечника

Во-вторых, в качестве материала интегрированного сердечника использован алюминиево-магниевый сплав АМг2-М ГОСТ 21631-76 [4] обеспечивающий рациональное соотношение теплопроводности, плотности и технологичности.

В-третьих, выполнено детальное стационарное моделирование тепловых полей с учётом реальной многослойной структуры платы и распределения тепловых источников, что позволило получить количественные оценки снижения пиковых температур и температурных градиентов по поверхности платы. Кроме того, при отработке конструкции печатной платы применены экспериментальные методики исследования макетных образцов, включающие термические и термовакуумные испытания. Это позволило сопоставить результаты моделирования с реальными измерениями и подтвердить работоспособность предложенного конструктивного решения.

Выбор материала теплоотвода осуществлялся на основе комплексного анализа теплопроводности, плотности и механической прочности (рисунок 2). Медь обладает наилучшими теплопроводными свойствами, однако её высокая плотность существенно увеличивает массу конструкции, что ограничивает её использование в бортовой электронике. Нитрид алюминия (AlN) характеризуется высокой теплопроводностью при малой плотности, но имеет значительные технологические ограничения при фрезеровании и интеграции в многослойную структуру.

Также, в качестве альтернативных материалов рассматривались алюминиевые сплавы АМг2-М и АМцМ. Сплав АМцМ обладает несколько более высокими теплопроводными и прочностными характеристиками по сравнению с АМг2-М, в связи с чем рассматривался в качестве одного из возможных материалов для использования в качестве сердечника. Однако на этапе изготовления было установлено, что данный сплав проявляет склонность к отслаиванию от диэлектрических слоев печатной платы при интеграции металлического сердечника в ее структуру.

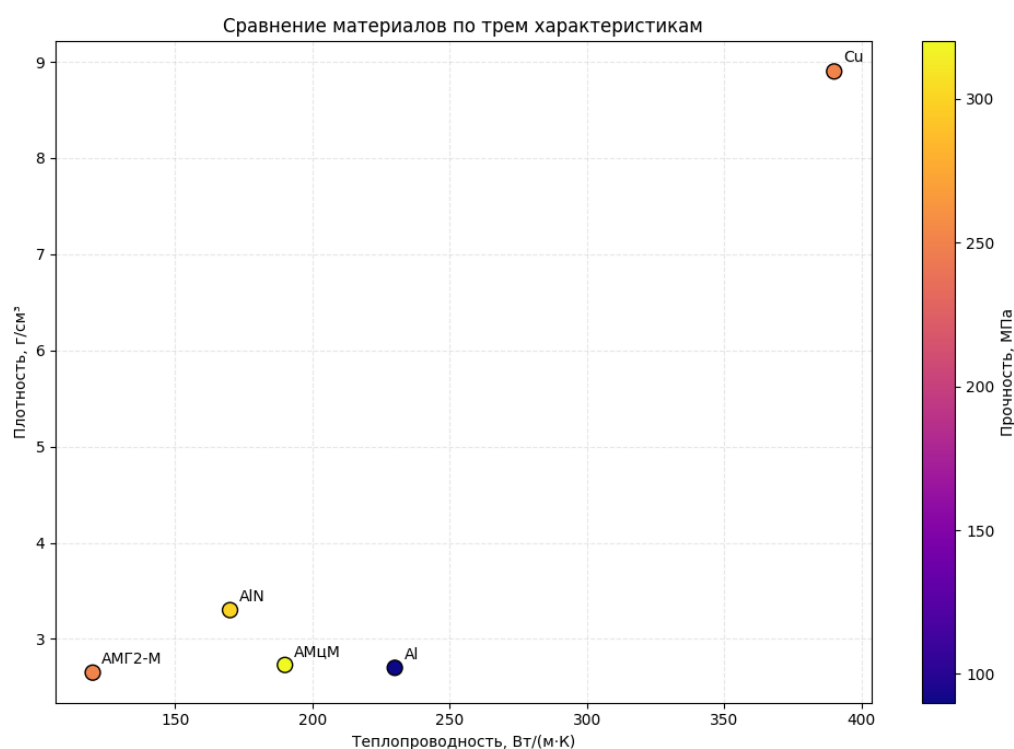


Рисунок 2 - Сравнение материалов по теплопроводности, плотности и прочности

Сплав АМг2-М выбран как компромиссное решение: он обеспечивает достаточную теплопроводность (порядка 120 Вт/(м·К)) при низкой плотности (2,65 г/см³) и обладает хорошими механическими характеристиками, что упрощает изготовление и интеграцию сердечника в производственный процесс.

Разработанная конструкция представляет собой многослойную печатную плату, функционально реализующую силовой ключ – узел, который входит в состав силового преобразователя и фактически определяет его работоспособность и эффективность.

Электрическая схема (рисунок 3) построена по последовательно-параллельной структуре силовых каскадов на транзисторах VT1–VT10, разделённых на верхний и нижний ряды.

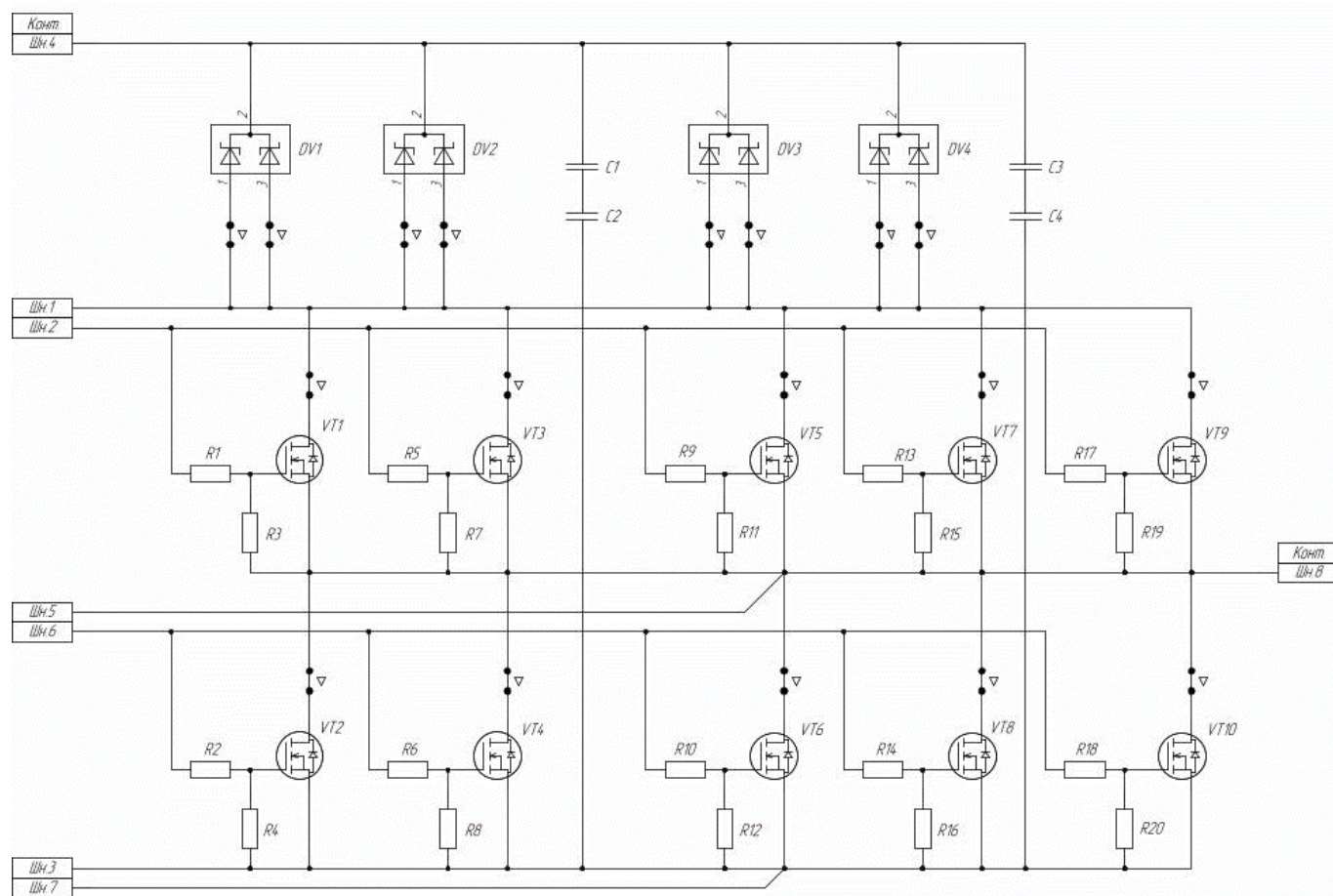


Рисунок 3- Электрическая схема силового ключа

Такое решение повышает отказоустойчивость устройства и снижает эквивалентное сопротивление открытого канала. Управление транзисторами осуществляется через демпфирующие (R1, R2, R5, R6, R9, R10, R13, R14, R17, R18) и разрядные резисторы (R3, R4, R7, R8, R11, R12, R15, R16, R19, R20), ограничивающие скорость переключения и предотвращающие сквозные токи. Дополнительно на плате установлены диодные сборки DV1–DV4, обеспечивающие рециркуляцию энергии, и конденсаторы C1–C4, формирующие входной фильтр, снижающий коммутационные выбросы.

Основные источники тепловыделения — полевые транзисторы и диодные сборки Шоттки — расположены на обеих сторонах платы, суммарное тепловыделение которых достигает 8,2 Вт. Для эффективного отвода тепла и обеспечения стабильного температурного режима предусмотрен

интегрированный металлический сердечник из сплава АМг2-М, размещённый в межслойной структуре платы и конструктивно связанный с зонами установки ключевых компонентов. Часть сердечника вынесена за габариты платы, что позволяет использовать его не только как элемент крепления, но и как основной путь отвода тепла на термостатированное основание (рисунок 4). Данное решение повышает эффективность теплопередачи и устойчивость конструкции к термомеханическим нагрузкам, что делает разработку перспективной для применения в негерметичной бортовой аппаратуре космических аппаратов.

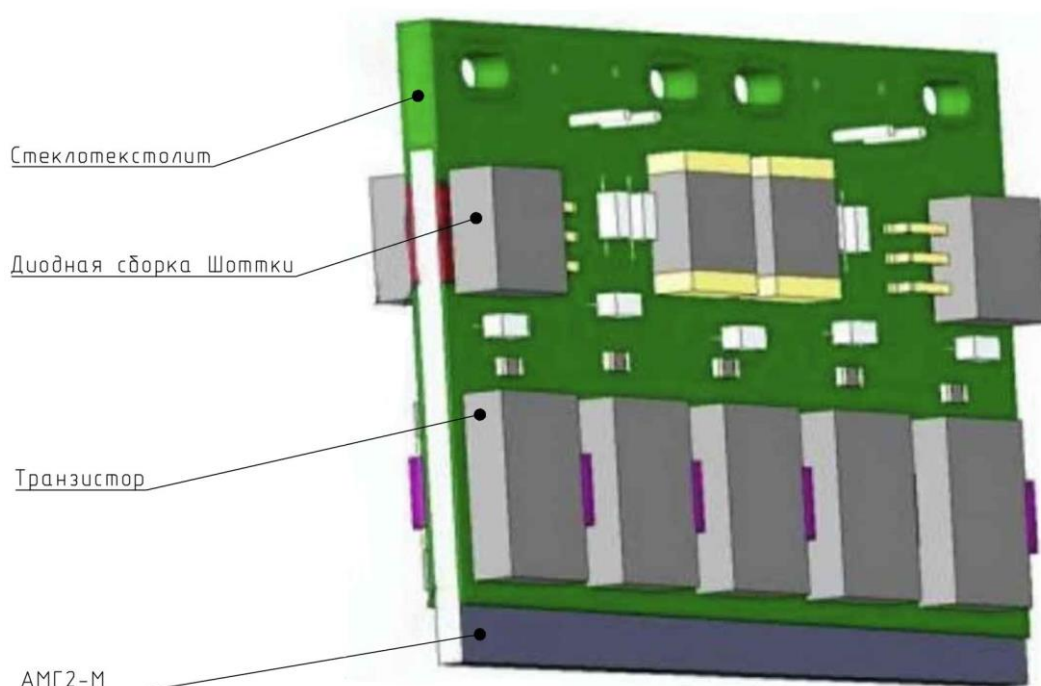


Рисунок 4 - Эскиз ПП, 3-Д вид

В рамках разработки конструкции печатной платы было выполнено предварительное схемотехническое моделирование в среде Multisim. [14, 15] В ходе моделирования были рассчитаны основные электрические параметры, характеризующие работу силовых и управляющих цепей. В качестве контрольных величин использовались значения тока утечки, амплитуды и формы управляющего напряжения, рабочий ток нагрузки, а также амплитуда и форма напряжения на нагрузке. Полученные значения соответствуют требованиям технического задания и обеспечивают корректную работы всей системы. Полученные данные сведены в таблицу 1.

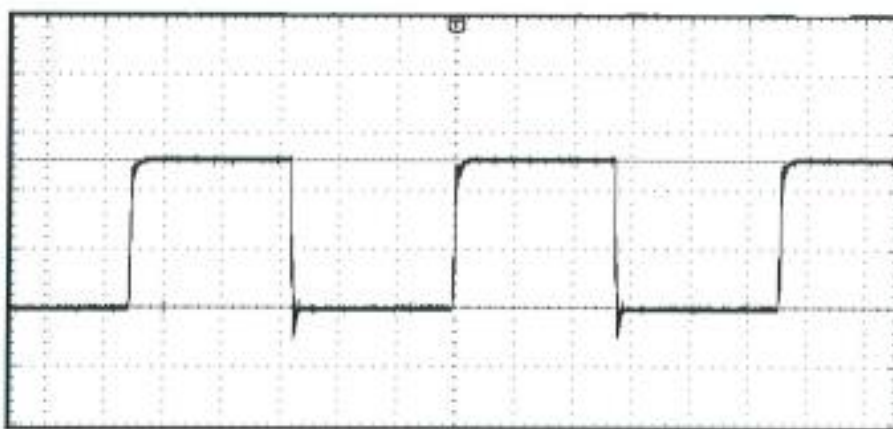
Полученные данные после схемотехнического моделирования

Требуемая характеристика	Номинал	Допуск
Ток утечки изделия $I_{ут}$, мкА, не более	0,1	-
Амплитуда управляющего напряжения, В	10	± 1
Форма управляющего напряжения	Соотв. рис. 5	-
Ток нагрузки $I_{нагр.}$, А	10	$\pm 0,5$
Амплитуда напряжения на нагрузке U_n , В	50	± 1
Форма напряжения на нагрузке	Соотв. рис. 6	-



М: 5 В/20 мкс

Рисунок 5 – Форма управляющего напряжения



М: 20 В/ 20мкс

Рисунок 6 – Форма напряжения на нагрузке

Для количественной оценки теплового состояния конструкции силового ключа проведено численное моделирование методом конечных элементов в среде ANSYS. [12, 13] Тепловое моделирование печатных плат на этапе проектирования помогает провести оптимизацию компоновки и выявить участки, где может возникнуть неконтролируемый рост температуры. [10]

Тепловой расчёт выполнялся в стационарной постановке на основе уравнения теплопроводности [5, 6, 7]:

$$\rho C \frac{dT}{dt} = \text{div}(\lambda \text{grad} T) + q_v, \quad (1)$$

где ρ – плотность материала, C – удельная теплоёмкость, λ – коэффициент теплопроводности, T – температура, q_v – мощность внутренних источников тепла.

В стационарном режиме уравнение сводится к форме:

$$\nabla^2 T + \frac{q_v}{\lambda} = 0 \quad (2)$$

Это позволяет определить распределение температуры в объёме печатной платы. Граничные условия задавались первого рода на поверхности крепления (фиксированная температура 50 °С) и третьего рода на боковых поверхностях, учитывающих радиационный теплообмен с окружающей средой.

При расчёте рассматривались две модели: плата без сердечника и плата с интегрированным сердечником из сплава АМг2-М. На рисунках 7 и 8 приведены распределения температуры по поверхности ПП. В варианте без интегрированного сердечника температура в зоне размещения диодных сборок Шоттки достигала 110°С, что составляет около 90% от предельно допустимой рабочей температуры по техническим условиям (125°С). После интеграции металлического сердечника максимальная температура снизилась до 82 °С. Такое снижение объясняется эффективным перераспределением теплового потока через сердечник, теплопроводность которого (~120 Вт/(м·К)) значительно выше, чем у диэлектрических слоев стеклотекстолита (~0,23 Вт/(м·К)).

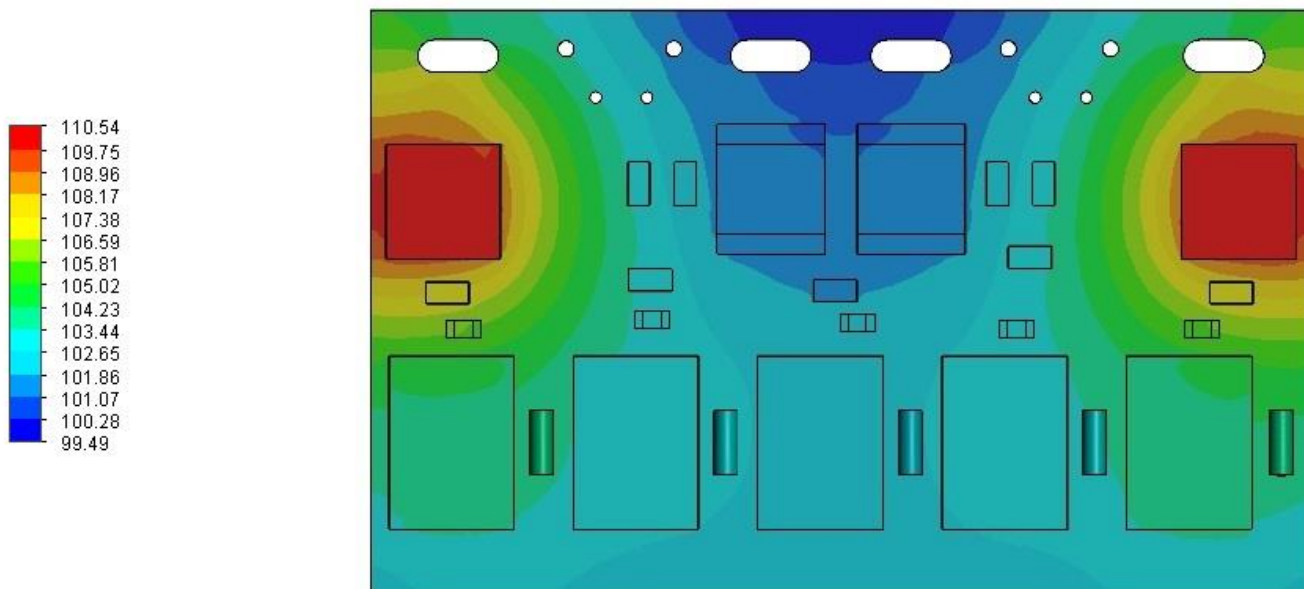


Рисунок 7 – Распределение температуры по поверхности ПП без сердечника

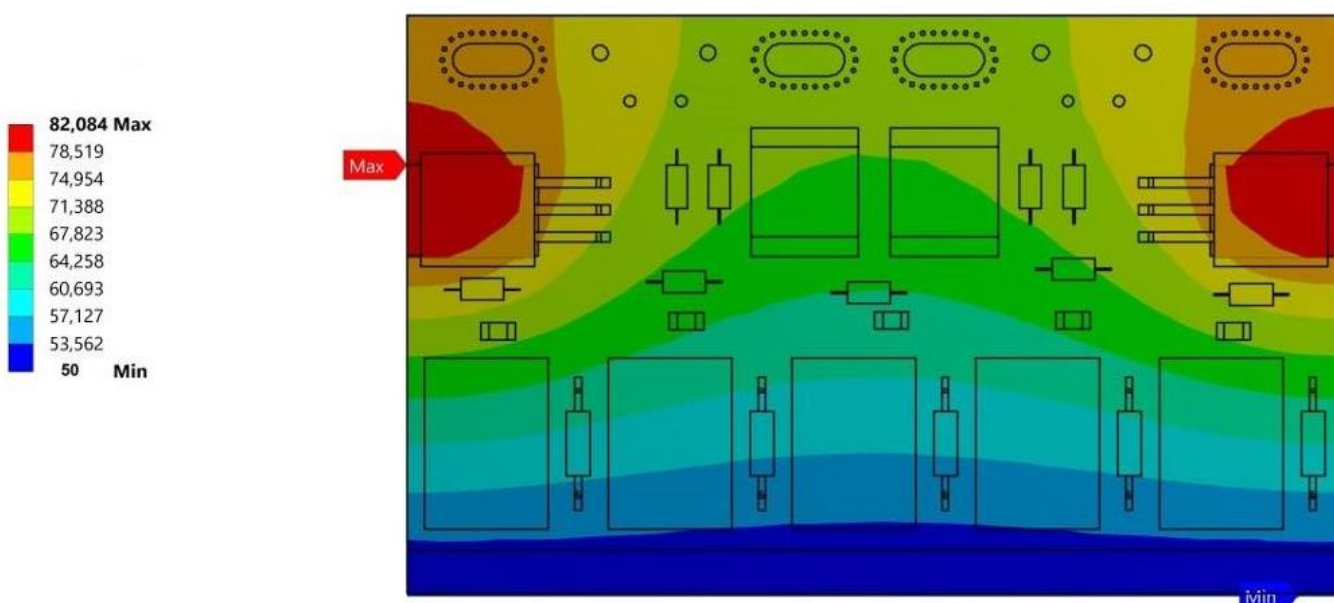


Рисунок 8 – Распределение температуры по поверхности ПП с сердечником

На температурных распределениях отчётливо видна равномерность температурного поля: изотермические линии распределены более равномерно. При этом толщина сердечника (2,5 мм) оказалась достаточной для обеспечения требуемого теплового сопротивления, а его форма позволила локализовать охлаждение только в зонах установки силовых компонентов. Таким образом, интеграция сердечника из АМг2-М в структуру МПП позволила увеличить тепловую стабильность платы при увеличении массы на 23%.

Для оценки работоспособности печатной платы и верификации расчетной тепловой модели были проведены термические и термовакуумные испытаний [16, 17]. Основная цель экспериментов – оценка тепловой стабильности конструкции и сохранения электрических параметров при воздействии повышенной и пониженной температуры и вакуума.

В рамках термических испытаний выполнялась электротермотренировка (ЭТТ). Она применялась для оценки электрической стабильности и надежности печатной платы при длительном температурном воздействии под активной нагрузкой и выполнялась в камере тепла и холода с диапазоном рабочих температур от -60 до $+85^{\circ}\text{C}$. Испытания проводились в двух режимах:

- при -20°C в течение 18 часов;
- при $+50^{\circ}\text{C}$ в течение 32 часов.

После завершения каждого температурного режима выполнялся контроль напряжения на нагрузке, а затем изделие выдерживалось в нормальных климатических условиях в течение двух часов. По окончании выдержки выполнялись визуальный осмотр и контроль основных электрических параметров: ток утечки изделия, амплитуда и форма управляющего напряжения (рисунок 9), амплитуда и форма напряжения на нагрузке (рисунок 10). Полученные значения сведены в таблицу 2.

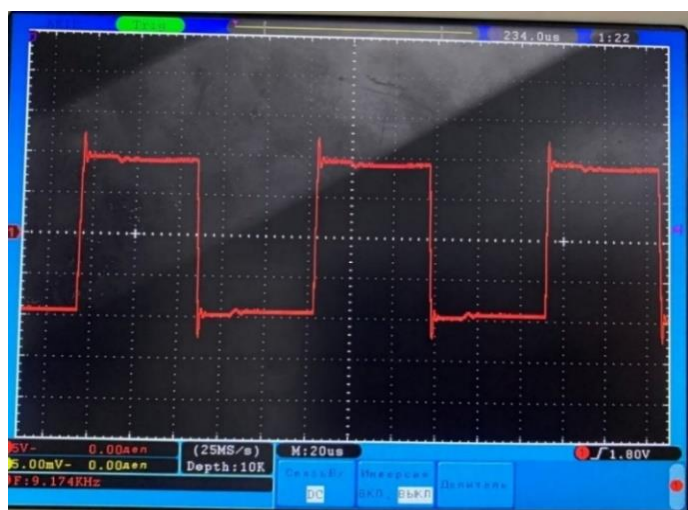


Рисунок 9 – Форма управляющего напряжения

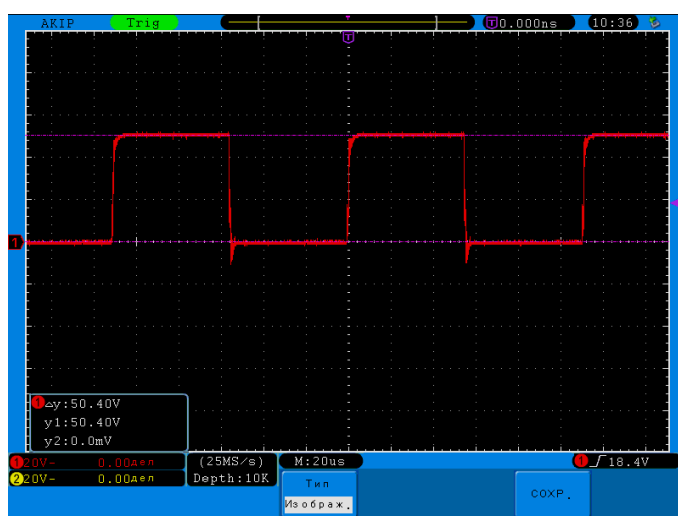


Рисунок 10 – Форма напряжения на нагрузке

Таблица 2

Полученные данные после ЭТТ

Требуемая характеристика	Номинал	Допуск	Данные проверки		
			Н.У.	-20°C	+50°C
Ток утечки изделия $I_{ут}$, мкА, не более	0,1	-	<0,1		
Амплитуда управляющего напряжения, В	10	± 1	10,2	-	-
Форма управляющего напряжения	Соотв. рис. 5	-	Соотв.	-	-
Ток нагрузки $I_{нагр.}$, А	10	$\pm 0,5$	10,1	-	-
Амплитуда напряжения на нагрузке U_n , В	50	± 1	-	50,5	50,3
Форма напряжения на нагрузке	Соотв. рис. 6	-	-	Соотв.	Соотв.

Для оценки теплового состояния изделия на каждом этапе испытаний фиксировалась максимальная температура диодных сборок Шоттки на плате. Измерения проводились с помощью инфракрасного термометра, позволяющего определить температуру поверхности без контакта. Полученные значения максимальной температуры сведены в таблицу 3.

Таблица 3

Максимальные температуры, зафиксированные на элементах

Расположение датчика	Расположение на плате	Факт. макс. температура	Допустимая температура по ТУ на ЭРИ
Диодная сборка 1	Лицевая сторона, левая часть	81,8°C	+125°C
Диодная сборка 2	Лицевая сторона, правая часть	81,2°C	+125°C
Диодная сборка 3	Обратная сторона, левая часть	80,9°C	+125°C
Диодная сборка 4	Обратная сторона, правая часть	81,3°C	+125°C

Результаты ЭТТ подтвердили, что все контролируемые параметры – остались в пределах допустимых норм и не превышали установленных допусков. Визуальный осмотр не выявил каких-либо изменений и повреждений.

Термовакuumные испытания (ТВИ) проводились для исследования конструкции в условиях, близких к реальным. Они проводились на

термовакuumном стенде в составе прибора, в его штатной компоновке (рисунок 11), что позволило учитывать тепловое влияние соседних узлов и реальное распределение тепловых потоков внутри изделия. Печатные платы устанавливались в предназначенные посадочные места основания, выполненного из магниевого сплава МА14 (ГОСТ 14957-76) с защитным химико-оксидно-хроматным покрытием, обеспечивающим коррозионную стойкость и стабильность теплового контакта. Контакт между выступающей частью металлического сердечника и основанием подвергался заливке клеем-герметиком «Эласил» 137-182 (ТУ 6-02-1-015-81). При такой установке обеспечивается надежный тепловой контакт и механическая фиксация.



Рисунок 11 – Установленные изделия в основание прибора

Испытания проводились в условиях глубокого вакуума $1,33 \times 10^{-4}$ Па и при температуре посадочного места $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+55\text{ }^{\circ}\text{C}$. Испытания включали четыре последовательных температурных цикла, каждый из которых состоял из выдержки изделия при $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$, последующей работы под нагрузкой, затем выдержки при $+55\text{ }^{\circ}\text{C}$ и дальнейшей работы при температуре $+55\text{ }^{\circ}\text{C}$. Общая продолжительность одного цикла составляла около 8 часов, после чего изделие выдерживалось в нормальных условиях и проходило контроль работоспособности.

Для контроля температурного режима в ходе ТВИ были установлены термопары. Термопары устанавливались на печатную плату, размещенную в центральном ряду прибора (рисунок 12).



Рисунок 12 – Эскиз расположения силовых ключей в основании прибора. Зеленым цветом обозначена плата, на которую устанавливаются термопары. Вид сверху.

Выбор именно этой платы обусловлен тем, что она подвержена наибольшему тепловому влиянию соседних изделий, что обеспечивает получение наиболее наглядных данных о температурном режиме.

На выбранной плате термопары закреплялись непосредственно на наиболее теплонагруженных элементах – на корпусах четырех диодных сборок. Такой подход обеспечивает регистрацию температур именно в тех узлах, где тепловое моделирование показывает наибольшие тепловые нагрузки, и позволяет корректно сопоставить экспериментальные данные с расчетными. Полученные значения температур сведены в таблицу 4.

Таблица 4

Максимальные температуры, зафиксированные на элементах в местах установки термопар

Расположение датчика	Расположение на плате	Факт. макс. температура	Допустимая температура по ТУ на ЭРИ
Диодная сборка 1	Лицевая сторона, левая часть	77,8°C	+125°C
Диодная сборка 2	Лицевая сторона, правая часть	78,0°C	+125°C
Диодная сборка 3	Обратная сторона, левая часть	78,2°C	+125°C
Диодная сборка 4	Обратная сторона, правая часть	77,9°C	+125°C

Полученные значения находились в пределах допустимых по ТУ. Максимальная температура зафиксирована на диодной сборке, находящейся на обратной стороне в левой части платы и составила 78,2°C, что ниже расчетного значения 82,1°C, полученного при математическом моделировании. Снижение

температуры свидетельствует об эффективности предложенных решений, прежде всего использования металлического сердечника, жестко закрепленного к основанию прибора. Проведенные ТВИ подтвердили сохранение работоспособности изделия, его отсутствие видимых механических повреждений и соответствие электрических параметров в условиях, максимально приближенных к реальной эксплуатации.

Заключение

Предложенная автором конструкция является эффективным решением для силовых модулей, эксплуатируемых в условиях космического вакуума и ограниченного теплообмена. Она обеспечивает стабильный и допустимый тепловой режим, снижая локальные перегревы. Математическое моделирование показало снижение максимальной температуры силовых элементов более чем 25°C, а результаты термических и термовакуумных испытаний подтвердили расчетные данные и продемонстрировали надежность работы изделия в условиях приближенным к условиям эксплуатации. Полученные результаты позволяют применять данное конструктивное решение при проектировании силовых модулей для электронной аппаратуры аэрокосмического назначения, а также других систем, где критично поддержание термической стабильности компонентов при ограниченном теплоотводе.

Конфликт интересов

Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest

The author declares no conflict of interest.

Список источников

1. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: Учебник для авиационных специальностей вузов/В.С. Авдуевский, Б.М. Галицейский, Г. А. Глебов и др.; Под общ. ред. В.С. Авдуевского, В.К. Кошкина. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992.

2. Теплообмен в космосе: учеб. пособие/С.В. Цаплин, С.А. Болычев, А.Е. Романов. - Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2018.
3. Бухмиров В.В. Тепломассообмен: Учеб. пособие // ФГБОУВПО «Ивановский государственный энергетический университет имени В.И. Ленина». – Иваново, 2014.
4. ГОСТ 21631-76 «Листы из алюминия и алюминиевых сплавов. Технические условия».
5. Е. В. Аметистов, В. А. Григорьев и др. Тепло- и массообмен. Теплотехнический эксперимент: Справочник; под общ. ред. В. А. Григорьева и В. М. Зорина. – М.: Энергоиздат, 1982.
6. F.P. Incropera, D.P. DeWitt, T.L. Bergman, and A.S. Lavine, Fundamentals of Heat and Mass Transfer, 6th ed., John Wiley & Sons, 2006.
7. A. Bejan, Heat Transfer, John Wiley & Sons, 1993.
8. Макеев П. А., Чермошенцев С. Ф. Апробация методики автоматизированного размещения элементов на гибко-жесткой печатной плате на практических примерах. // Труды МАИ. 2024. № 134. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178481>
9. Костин А.В. Методика расчёта ширины печатных проводников печатных плат на металлическом основании для приборов космических аппаратов при переменном токе. // Труды МАИ. 2020. № 114. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=118933>
10. A modeling method for thermal steady-state simulation of the four-layer printed circuit board. – Zhang Y. и Chen L. Plos one. 2024.
11. Роткоп, Л. Л. Обеспечение тепловых режимов при конструировании радиоэлектронной аппаратуры / Л. Л. Роткоп, Ю. Е. Спокойный. – М.: Сов. радио, 1976. – 230 с.
12. Алексеев, В. Ф. Моделирование тепловых полей электронных систем в среде ANSYS / В. Ф. Алексеев, Д. В. Лихачевский, Г. А. Пискун // BIG DATA and Advanced Analytics. BIG DATA и анализ высокого уровня: сборник материалов VI

Международной научно-практической конференции, Минск, 20–21 мая 2020 года: в 3 частях. Ч. 3 / редкол.: В. А. Богуш [и др.]. – Минск : Бестпринт, 2020. – С. 282–286.

13. Карабан В.М. Возможности проведения расчета теплового режима печатных плат в системе имитационного моделирования ANSYS Icerak / В.М. Карабан, И.О. Суслов // Матер. XVI Междунар. науч. конф., посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем акад. М.Ф. Решетнева. - 2012. - Ч. 1. - С. 179-180.

14. Multisim. Руководство пользователя и лабораторный практикум [Текст] : учебное пособие для студентов высших учебных заведений, обучающихся по направлению подготовки: 15.03.14 - "Автоматизация технологических процессов и производств", 37.03.04 - "Управление в технических системах" / Н. А. Быковский, Л. Н. Пучкова, Н. Н. Фанакова [и др.] ; Министерство образования и науки Российской Федерации, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Уфимский государственный нефтяной технический университет", Филиал в г. Стерлитамаке. — Уфа: Изд-во УГНТУ, 2017. — 93 с.: ил, схемы, табл.: 20 см.; ISBN 978-5-7831-1502-8.

15. Гололобов, В. Н. Схемотехника с программой Multisim для любознательных [Текст]: учебное пособие / В. Н. Гололобов. — СПб. : Наука и Техника, 2019. — 272 с. — ISBN 978-5-94387-880-0.

16. Федоров, В.К. Контроль и испытания в проектировании и производстве радиоэлектронных средств / В.К. Федоров, Н.П. Сергеев, А.А. Кондрашин; под ред. В.К. Федорова. - М.: Техносфера, 2005. - 502 с.

17. Лисейкин, В.А. Основы теории испытаний. Экспериментальная отработка ракетно-космической техники / В.А. Лисейкин, Н.Ф. Моисеев, Г.Г. Сайдов, О.П. Фролов; под ред. В. К. Чванова. - Москва: Машиностроение - Полет: Виарт Плюс, 2015. - 264 с.

18. Быков В.В. Обеспечение тепловых режимов энергопреобразующей аппаратуры космических аппаратов. Вестник науки Сибири, 2014, № 3 (13). – с. 16-20.

References

1. Avduevskii V.S., Galitseiskii B.M., Glebov G.A., et al. Osnovy teploperedachi v aviatsionnoi i raketno-kosmicheskoi tekhnike. Moscow, 1992.
2. Tsaplin S.V., Bolychev S.A., Romanov A.E. Teploobmen v kosmose. Samara, 2018.
3. Bukhmirov V.V. Teplomassoobmen. Ivanovo, 2014.
4. GOST 21631-76. Listy iz alyuminiya i alyuminievykh splavov. Tekhnicheskie usloviya, 1976.
5. Ametistov E.V., Grigor'ev V.A., et al. Teplo- i massoobmen. Teplotekhnicheskii eksperiment. Moscow, 1982.
6. Incropera F.P., DeWitt D.P., Bergman T.L., Lavine A.S. Fundamentals of Heat and Mass Transfer. 6th ed., 2006.
7. Bejan A. Heat Transfer. 1993.
8. Makeev P.A., Chermoshentsev S.F. Aprobatsiya metodiki avtomatizirovannogo razmeshcheniya elementov na gibko-zhestkoi pechatnoi plate na prakticheskikh primerakh. Trudy MAI, Vol. 134, 2024. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=178481>
9. Kostin A.V. Metodika rascheta shiriny pechatnykh provodnikov pechatnykh plat na metallicheskom osnovanii dlya priborov kosmicheskikh apparatov pri peremennom toke. Trudy MAI, No. 114, 2020.
10. Zhang Y., Chen L. A modeling method for thermal steady-state simulation of the four-layer printed circuit board. PLOS One, 2024.
11. Rotkop L.L., Spokoinyi Yu.E. Obespechenie teplovykh rezhimov pri konstruirovanii radioelektronnoi apparatury. Moscow, 1976.
12. Alekseev V.F., Likhachevskii D.V., Piskun G.A. Modelirovanie teplovykh polei elektronnykh sistem v srede ANSYS. BIG DATA and Advanced Analytics, pp. 282–286, 2020.
13. Karaban V.M., Suslov I.O. Vozmozhnosti provedeniya rascheta teplovogo rezhima pechatnykh plat v sisteme imitatsionnogo modelirovaniya ANSYS Icepak. Proceedings of the XVI International Scientific Conference, pp. 179–180, 2012.

14. Bykovskii N.A., Puchkova L.N., Fanakova N.N., et al. Multisim. Rukovodstvo pol'zovatelya i laboratornyi praktikum. Ufa, 2017.
15. Gololobov V.N. Skhemotekhnika s programmoi Multisim dlya lyuboznatel'nykh. Saint Petersburg, 2019.
16. Fedorov V.K., Sergeev N.P., Kondrashin A.A. Kontrol' i ispytaniya v proektirovanii i proizvodstve radioelektronnykh sredstv. Moscow, 2005.
17. Liseikin V.A., Moiseev N.F., Saidov G.G., Frolov O.P. Osnovy teorii ispytaniy. Eksperimental'naya otrabotka raketno-kosmicheskoi tekhniki. Moscow, 2015.
18. Bykov V.V. Obespechenie teplovykh rezhimov energopreobrazuyushchei apparatury kosmicheskikh apparatov. Vestnik nauki Sibiri, No. 3 (13), pp. 16–20, 2014.

Информация об авторах

Андрей Юрьевич Рубцов, ведущий инженер-конструктор, АО «Авиационная электроника и коммуникационные системы», г. Москва, Россия; e-mail: a.rubtsov@avecs.ru

Information about the authors

Andrey Y. Rubtsov, Lead Design Engineer, JSC Aviation Electronics and Communication Systems, Moscow, Russia; e-mail: a.rubtsov@avecs.ru

Получено 26 января 2026 ● Принято к публикации 03 июня 2026 ● Опубликовано 25 июня 2026
Received 26 January 2026 ● Accepted 03 June 2026 ● Published 25 June 2026
