

УДК 681.3:621.396:629.78

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТОПОЛОГИИ ПЛАТЫ
ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА
СВЕРХБОЛЬШОЙ ИНТЕГРАЛЬНОЙ СХЕМЫ
В ЭЛЕКТРОННОМ БЛОКЕ КОСМИЧЕСКОГО
ПРИМЕНЕНИЯ**

Н.П. СЕМЕНА, А.А. КОНОВАЛОВ

Институт космических исследований РАН, Москва

Рассматривается проблема использования современных сверхбольших интегральных схем с большим тепловыделением в бортовых системах космического применения. Представлен метод внедрения элементов системы обеспечения тепловых режимов внутрь печатной стеклотекстолитовой платы. На примере процессорного модуля для проекта "Спектр-РГ" продемонстрирована эффективность этого метода.

ВВЕДЕНИЕ

В начале развития космической техники была реализована концепция обеспечения условий для аппаратуры, близких к условиям на Земле. Однако при подобном подходе на служебные системы, которые позволяли создавать такие условия (гермоотсеки, активные системы терморегулирования), приходилась значительная часть веса, энергозатрат и габаритов, при понижении общей надежности космического аппарата (КА). Поэтому стало активно развиваться направление создания аппаратуры, стойкой к воздействию внешних факторов космического пространства. Это позволило почти полностью отказаться от гермоотсеков. В настоящее время большинство автоматических космических аппаратов имеют негерметичное исполнение.

В свою очередь, отсутствие газа внутри аппаратуры космического применения привело к изменению условий теплообмена между электронными элементами и окружающим пространством. Была полностью исключена конвективная составляющая теплообмена, являющаяся основной в наземных условиях. Между разработчиками космического аппарата и разработчиками аппаратуры сложилось разделение зон ответственности, границей которых являлись посадочные места прибора. За транспортировку теплового потока от электронного элемента к посадочным местам прибора отвечал разработчик прибора. Далее тепловой поток попадал в общую систему терморегулирования космического аппарата, функционирование которой должен был обеспечить разработчик космического аппарата.

До недавнего времени задача транспортировки тепла от электронных элементов к посадочным местам прибора решалась вполне успешно из-за значительных габаритов и низкого объемного тепловыделения электронных элементов [1]. Требуемый уровень теплообмена в основном обеспечивался излучением тепла с поверхности электронных элементов на корпус. В исключительных случаях электронный элемент соединялся с корпусом твердотельным теплопроводом.

Использование в качестве теплопроводов тепловых труб и капиллярных насосов ограничивалось малой стойкостью теплоносителей к космической радиации, сложностью конструкции аппаратуры со встроенными тепловыми трубами и трудностью наземных испытаний такой аппаратуры из-за невозможности воспроизведения состояния невесомости. Использование активных средств охлаждения, приближенных к охлаждаемому элементу, таких как элементы Пельтье или испарителей, ограничивалось уменьшением надежности и повышением энергопотребления и габаритно-массовых характеристик подобных приборов.

В настоящее время совершенствование электронной аппаратуры идет по пути роста количества вычислительных операций на любом этапе обработки информации за меньшее количество времени при общей миниатюризации аппаратуры. С точки зрения теплового проектирования это означает, что габариты электронных элементов уменьшаются, а их тепловыделение растет. В наземной аппаратуре тепловыделение процессора составляет более 100 Вт при сравнительно небольшой площади микросхемы. Космическая аппаратура традиционно отстает от наземной по этому показателю. Однако в бортовой аппаратуре уже применяются элементы поверхностного монтажа — микросхемы с большой степенью интеграции — с тепловыделением ~ 2 Вт при площади поверхности 1 см^2 . В отличие от подобных по тепловыделению транзисторов и других элементов, эти микросхемы не имеют встроенного радиатора, конструктивно вынесенного далеко от контактов, с возможностью его крепления к теплопроводу или корпусу прибора. Исходя из ограничений по габаритам и весу, чрезвычайно трудно внедрить в современный электронный блок с высокой плотностью монтажа специальные теплопроводы для отдельных тепловыделяющих элементов.

В настоящей статье предложено изменить подход к проектированию бортовой электронной аппаратуры таким образом, чтобы тепловое проектирование осуществлялось параллельно с каждым этапом разработки аппаратуры, начиная с разводки плат. Данный метод представлен на примере проектирования Бортовой информационной управляющей системы международного научного космического проекта “Спектр–Рентген–Гамма”. Данный метод позволит получить встроенные в прибор системы теплопроводов, обеспечивающих тепловую проводимость между электронным элементом и посадочным местом прибора достаточную для охлаждения элементов с высоким уровнем тепловыделения.

1. ОБЪЕКТ ТЕПЛООВОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

В данной статье представлена система теплового регулирования (СТР) для бортовой информационно-управляющей системы (БИУС) космического применения проекта “Спектр РГ”, в которой используются интегральные схемы с высоким удельным тепловыделением. БИУС представляет собой электронный блок, обеспечивающий сбор и хранение информации от нескольких научных приборов, а также подготавливающий данные для пересылки на Землю. Центральным модулем блока является процессорная плата с установленным на нее микропроцессором и программируемой логической интегральной схемой (ПЛИС). Каждая из этих больших интегральных схем при средней загрузке при частоте задающего генератора десятки мегагерц излучает в окружающее пространство 1-2 Вт тепловой энергии на площади всего около одного квадратного сантиметра. При создании системы теплового регулирования необходимо обеспечить этим элементам комфортный тепловой режим ($0 \dots +40^\circ\text{C}$), который обеспечивает заданный уровень надежности устройства (в том числе всех элементов, входящих в состав блока в штатном режиме работы). Блок должен функционировать в условиях космического вакуума. Ограничением в данном случае является отсутствие любого вида

Рис. 1. Зависимость температуры электронного компонента от его тепловыделения.

Предельный уровень температур: для элементов промышленного и военного применения (1), для коммерческой элементной базы (2).

конвекции и теплопроводности через газовую среду, и, соответственно, в системе теплового регулирования может использоваться лучистый или кондуктивный теплообмен [2].

На графике (рис. 1.) представлена оценка температуры интегральной схемы площадью 1 см^2 , установленной на стеклотекстолитовой плате в условиях негерметичного отсека космического аппарата. Данные были получены в результате моделирования теплового режима электронного компонента в различных окружающих условиях [3]. Представлен расчет максимального теплового режима при автономной работе системы терморегулирования и штатной работе БИУС (расчет стационарной температуры электронных элементов при максимальном тепловыделении в блоке 14 Вт и температуре посадочных мест $+50 \text{ }^\circ\text{C}$).

Как видно из графика, температура в условиях сверхбольших интегральных схем (СБИС) при максимальном тепловыделении может достигнуть $220 \text{ }^\circ\text{C}$, если электронную плату установить в негерметичный отсек КА без каких-либо средств охлаждения. Такую температуру не выдерживает не только коммерческая элементная база (см. рис. 1, линия 2) но и электронные элементы военного применения (см. рис. 1, линия 1). Поэтому при эксплуатации такой платы в условиях негерметичного отсека космического аппарата допустимый уровень производительности коммерческих СБИС должен быть ограничен 18 % от максимального, а производительность военных СБИС не должна превышать 33 % от максимального уровня.

2. СПОСОБЫ ТЕПЛООВОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ

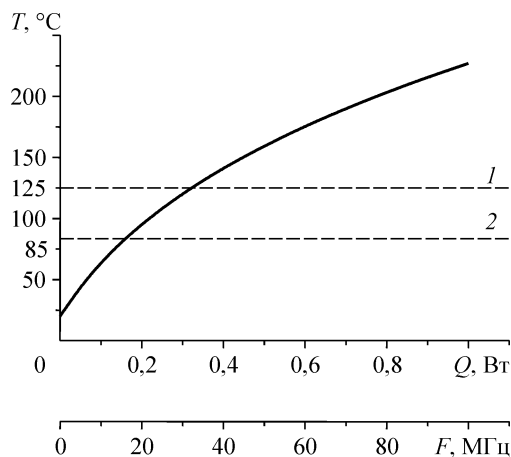
Для повышения эффективности использования (СБИС) в условиях вакуума необходима специальная система охлаждения. Поскольку активные методы охлаждения резко снижают надежность системы и повышают ее габариты и вес, то могут быть использованы два технических решения этой проблемы, основанные на пассивных методах теплоотвода:

1. Организация теплопроводов от внешней поверхности перегретых элементов к корпусу блока (рис. 2, *a*).

2. Организация общей теплопроводной подложки под электронной платой, которая также должна соединяться с корпусом (рис. 2, *b*).

Каждое из этих решений имеет существенные недостатки.

Хотя теплопроводы, соединяющие корпуса нагретых элементов с корпусом блока, являются весьма эффективными проводниками тепла, технические сложности при внедрении таких теплопроводов в пространство между электронными платами с современным компактным монтажом приводят к существенному росту габаритов, массы и стоимости блока в целом. Кроме того, обеспечение эффективного теплового контакта теплопровода с элементом, при непростой конфигурации теплопровода, также представляет технические сложности [4].



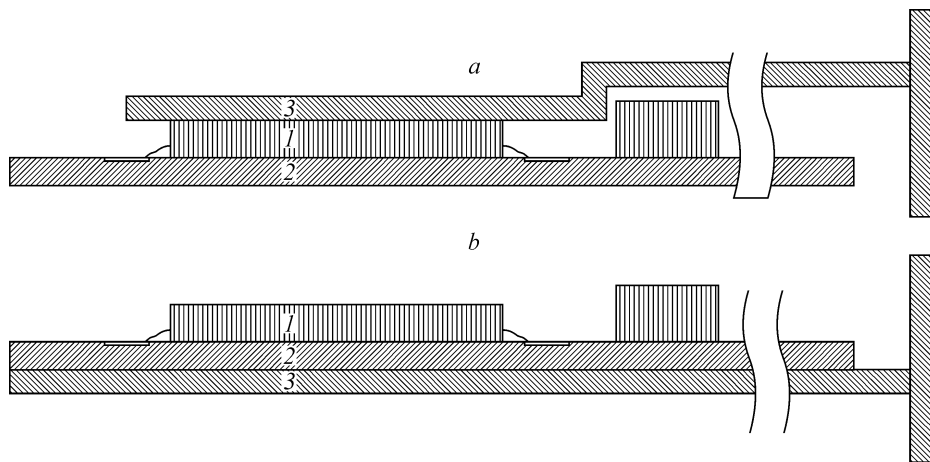


Рис. 2. Варианты теплоотводов от электронного элемента.

1 — электронный компонент, 2 — печатная плата, 3 — алюминиевый теплопровод, соединенный с корпусом блока.

Установка теплопроводной подложки под электронной платой с технической точки зрения является несложной задачей. Однако при такой организации тепло-тока с электронного элемента невозможно обеспечить непосредственный контакт элемента с подложкой, а только через стеклотекстолитовую плату.

Теплопроводящая подложка была использована при формировании системы теплового регулирования бортовой информационной управляющей системы проекта “Спектр-РГ” [5]. Для этого устройства разрабатывалась специальная модульная конструкция (рис. 3), в состав которой вошли идентичные печатные платы, соединенные между собой разъемами. Жесткость соединения и тепловой контакт с корпусом обеспечивает алюминиевая теплопроводная решетка, установленная между платами. Тонкие алюминиевые пластины, плотно (через электроизоляционный материал) прилегающие к платам снизу, являются элементом теплоотводящего тракта. Тепло по ним от нижней, свободной от компонентов, поверхности платы отводится к решетке и затем по стойкам — на корпус блока.

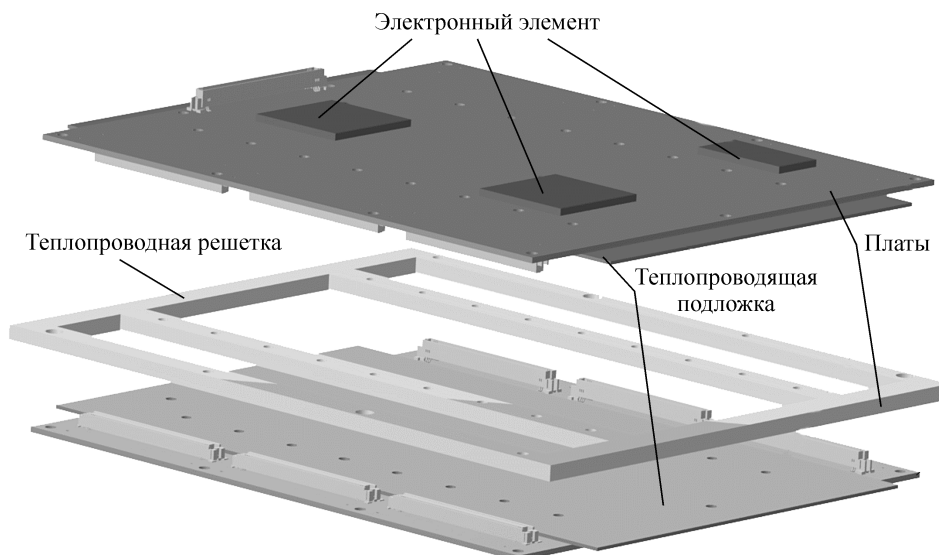


Рис. 3. Схема модуля.

Таблица

**Теплопроводность печатных плат различной структуры.
4-х слойные платы с внутренними слоями питания (сплошная заливка, 4А), с внутренними
сигнальными слоями (4В); 6-и слойная плата (6) со сплошными (2) и сигнальными (2)
внутренними слоями**

Количество слоев	2	4А	4В	6
Толщина стеклотекстолита, мм	1,5	0,6+0,3+0,6	0,6+0,3+0,6	0,4+0,2+0,4+0,2+0,4
Толщина внешних проводящих слоев, мм	0,05	0,05	0,05	0,05
Толщина внутренних проводящих слоев, мм	–	0,03	0,03	0,03
Теплопроводность, Вт/(м•К)	0,32	0,332	0,32	0,37

В такой конструкции основным препятствием для эффективного отвода тепла от тепловыделяющего электронного элемента является стеклотекстолитовая основа печатной платы и прокладка из лакоткани, которые находятся между элементом и теплопроводящей пластиной.

Поперечная теплопроводность печатной платы зависит от ее конструкции, типа и толщины диэлектрика, а также от толщины проводящих слоев (медной фольги). В представленной таблице показана зависимость теплопроводности платы из фольгированного стеклотекстолита FR-4.

Оценка теплового режима наиболее теплонагруженного элемента А54SX16, размещенного на этой плате, показала, что, во-первых, данная конструкция не обеспечивает достаточный теплосъем с электронного элемента, поэтому его температура достигает 56 градусов. Во-вторых, элементом, вносящим наибольший вклад в разницу температур между электронным элементом и корпусом блока, является именно стеклотекстолитовая плата.

3. ИНТЕГРАЦИЯ ТЕПЛОПРОВОДОВ В ПЛАТУ НА ЭТАПЕ РАЗРАБОТКИ ТОПОЛОГИИ

Комплексный анализ конструкции БИУС с точки зрения обеспечения теплового режима СБИС показал, что для создания эффективной СТР должен быть изменен подход к проектированию всего электронного блока.

Вместо традиционного метода создания СТР, при котором для готовой платы создаются внешние элементы и устройства, обеспечивающие температурный режим электронных элементов, необходимо на всех этапах создания платы, начиная с разработки топологии, вести проектирование элементов системы обеспечения теплового режима параллельно с проектированием самой электронной платы.

В частности, задачу повышения поперечной теплопроводности печатной платы возможно решить только на этапе разработки ее топологии, путем введения специальных элементов, внедренных в стеклотекстолитовую основу платы. Один из вариантов реализации такого подхода состоит в том, что при создании топологии платы область непосредственно под тепловыделяющими компонентами сохраняется свободной от электрических соединений. На освобожденном месте размещается матрица сквозных отверстий небольшого диаметра, заполненных оловом. С обеих сторон на ее поверхности в этом месте расположены прямоугольные контактные площадки, покрытые оловом. По всей площади они соприкасаются с одной стороны с теплоотводящей нижней поверхностью микросхемы, а с другой — с элементом конструкции (рис. 4).

На рис. 5 представлен график аналитической зависимости падения температуры ΔT в поперечном сечении платы толщиной $l = 1,5$ мм от площади $S_{\text{ТП}}$, занятой отверстиями, заполненными оловом, для элемента площадью $S = 1 \text{ см}^2$ с тепловыделением $Q = 1 \text{ Вт}$:

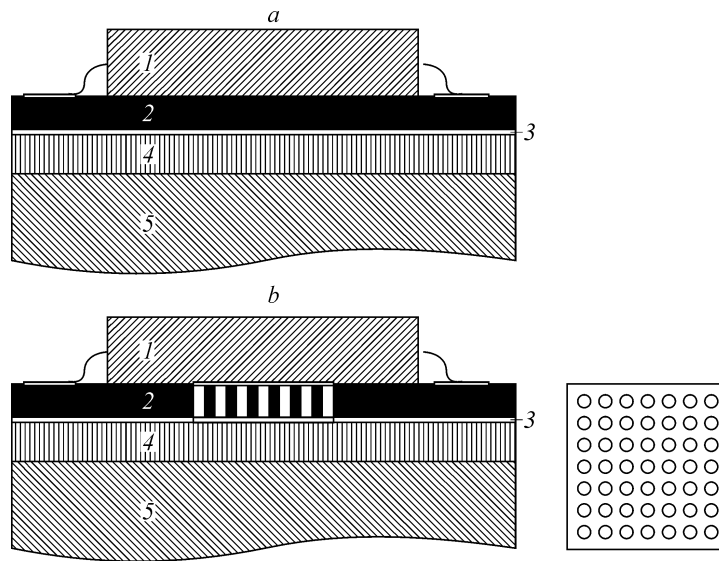


Рис. 4. Вид модуля в разрезе: *a* — без доработки платы, *b* — с встроенным в плату теплоотводом.

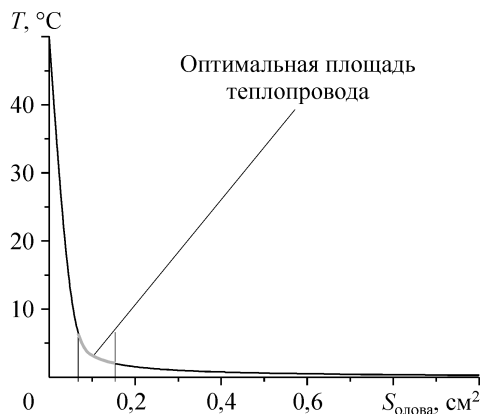


Рис. 5. Зависимость падения температуры в поперечном сечении платы от площади, занятой оловянными теплопроводами.

$$\Delta T = Ql / \lambda_{\text{ПЛ}} (S - S_{\text{ТП}}) + \lambda_{\text{ТП}} S_{\text{ТП}},$$

где $\lambda_{\text{ПЛ}}$ — теплопроводность стеклотекстолита, из которого изготовлена плата; $\lambda_{\text{ТП}}$ — теплопроводность олова, применяемого для изготовления канальных теплопроводов.

График показывает, что оптимальная площадь поперечного сечения теплопроводов составляет 6–15 % от площади элемента. При дальнейшем увеличении площади теплопроводов падение температуры уменьшается незначительно.

Поскольку теплопроводы занимают незначительную часть платы под охлаждаемым элементом, предлагаемый метод не создаст трудностей для разработки топологии платы.

4. ПЛАТА С ИНТЕГРИРОВАННЫМИ ТЕПЛОПРОВОДАМИ

На рис. 6 представлена плата ВМХ2 БИУС проекта “Спектр-РГ”, которая была спроектирована с использованием предложенного метода.

На этой плате установлены два теплонагруженных элемента — Actel A54SX16 и Texas Instruments SMQ320C32.

При разработке топологии платы под элементом A54SX16, имеющим тепловыделение 1,1 Вт и площадь контакта с платой 640 мм², предусматривались 49 отверстий суммарной площадью 41 мм². Под элементом SMQ320C32 с тепловыделением 0,7 Вт и площадью 400 мм², предусмотрены 25 отверстий площадью 25 мм² [3].

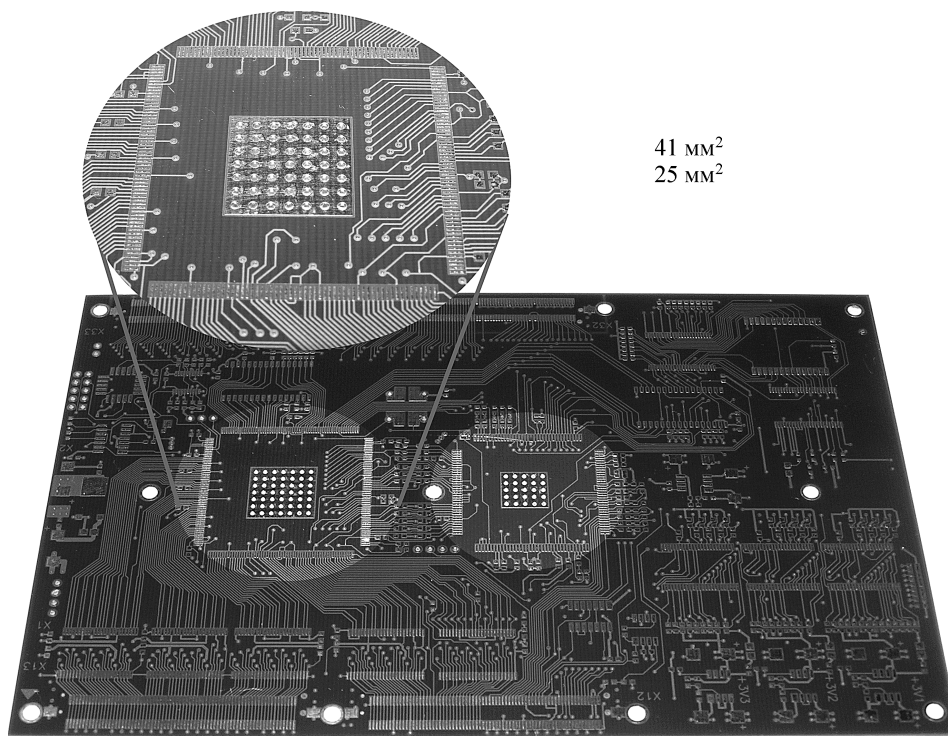


Рис. 6. Печатная плата с теплоотводом под электронным компонентом.

После изготовления платы перед пайкой данные отверстия заливались оловом. Затем вся площадь соприкосновения нижней поверхности микросхемы с печатной платой покрывалась тонким слоем теплопроводной пасты для уменьшения воздушных зазоров в местах неровностей поверхностей.

После этого был осуществлен монтаж электронного компонента.

Таким образом, интегрирование теплопроводов в плату не потребовало введения дополнительных технологических операций. Теплопроводы создавались в рамках стандартного технологического процесса изготовления электронных плат.

Далее тепловой тракт до корпуса блока состоит из теплопроводящей алюминиевой подложки и теплопроводной решетки (см. рис. 3), механизм функционирования которых описан выше.

5. ТЕПЛОВАЯ МОДЕЛЬ

Для оценки эффективности предлагаемого метода теплосъема была разработана упрощенная тепловая модель отдельного электронного элемента БИУС, графическое представление которой приведено на рис. 7.

Для определения температуры охлаждаемого элемента использовался метод тепловых узлов. Реальный электронный блок заменялся системой тепловых узлов и тепловых связей. Тепловой узел — это изотермический элемент системы, обладающий массой, и поверхностью радиационного теплообмена с другими тепловыми узлами. Тепловая связь — это невесомый неизотермический элемент, соединяющий тепловые узлы и обладающий тепловой проводимостью.

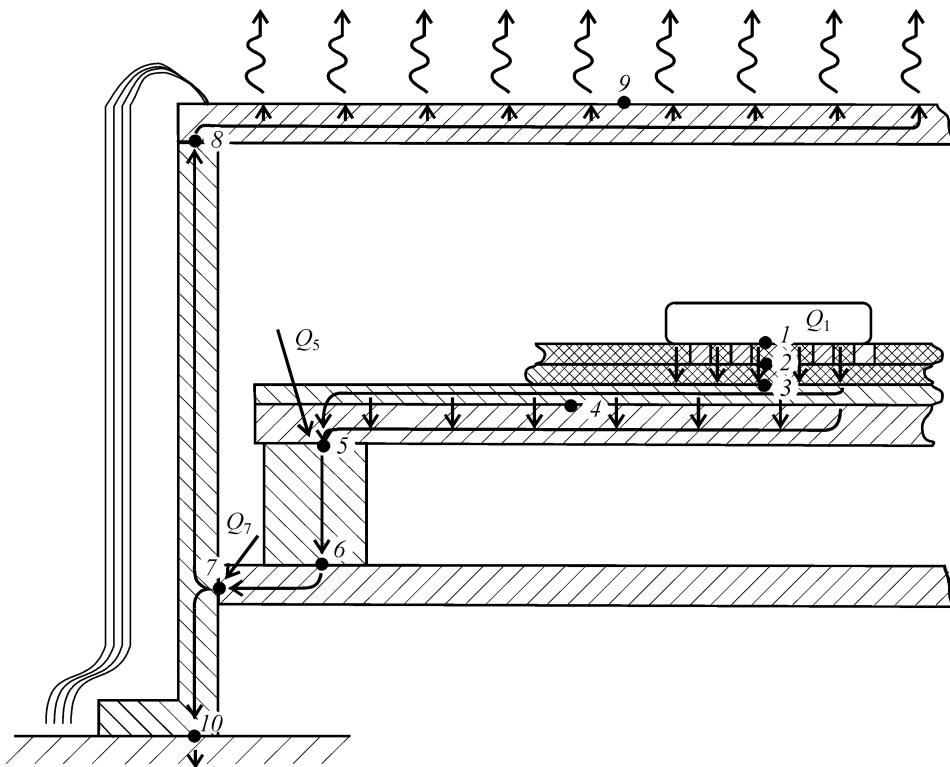


Рис. 7. Тепловая модель блока, совмещенная с конструктивной схемой.

Замкнутая система тепловых узлов может быть описана системой дифференциальных уравнений, решение которой определяет зависимость температуры узлов от времени:

$$c_i m_i \frac{dT_i}{d\tau} = Q_i - \sum_{j=1}^n \frac{1}{R_{ij}(i \neq j)} (T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \varphi_{ij} \frac{1}{1/\varepsilon_i + 1/\varepsilon_j - 1} \sigma (T_i^4 - T_j^4) S_i,$$

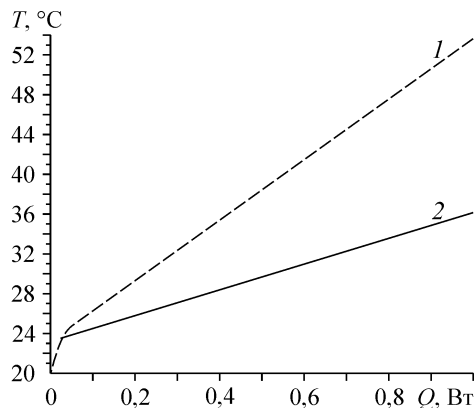
где c_i , m_i — удельная теплоемкость (Дж/кг·К) и масса i -того теплового узла, T_i , T_j — мгновенное значение температуры (К) i -го и j -го тепловых узлов, τ — время, Q_i — тепловыделение i -го теплового узла; n — количество тепловых узлов; R_{ij} , φ_{ij} — тепловое сопротивление (К/Вт) и угловые коэффициенты от i -того к j -тому теплового узлу; S_i , ε_i — площадь (м^2) и степень черноты поверхности радиационного теплообмена i -го теплового узла; ε_j — степени черноты поверхности радиационного теплообмена j -го теплового узла; σ — постоянная Стефана — Больцмана.

Данная система решалась численным методом Дормана — Принса с помощью программного обеспечения, разработанного в ИКИ РАН и неоднократно апробированного для расчета тепловых режимов приборов космического применения.

Оценка теплового режима наиболее нагреваемого элемента БИУС — А54SX16 СБИС, выполненная с помощью упрощенной тепловой модели, представлена на рис 8. Тепловыделение данного элемента составляет от 0 до 1 Вт, площадь его контакта с платой составляет 640 мм^2 [3].

Рис. 8. Зависимость температуры нагревательного элемента A54SX16 от его тепловыделения при разной организации теплового тракта.

1 — с теплопроводной подложкой, 2 — с теплопроводной подложкой и интегрированными теплопроводами площадью 6 % от площади элемента.



Анализ представленной зависимости показывает, что при максимальном тепловыделении элемента A54SX16 разность его температур при использовании интегрированных теплопроводов и без них достигает 20 °С. Это позволяет существенно повысить надежность работы данного блока, а в случае аварийных ситуаций, например, при возрастании температуры корпуса, сохранить его работоспособность.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Одним из основных препятствий использования процессоров в негерметичных отсеках космических аппаратов являются технические сложности в обеспечении допустимого температурного режима электронного элемента с высоким тепловыделением, установленного на стеклотекстолитовой плате.

Эту проблему можно решить либо отводя тепло с поверхности элемента посредством отдельного теплопровода, либо отводя тепло от места контакта элемента с платой при помощи теплопроводной подложки.

При этом внедрение теплопроводов в электронный блок приводит к росту габаритов, веса и сложности блока, а тепловая подложка имеет низкую эффективность, т. к. изолирована от тепловыделяющего элемента стеклотекстолитовой основной платы.

В статье показано, что для создания эффективной системы обеспечения теплового режима современных электронных элементов необходимо отказаться от практики, при которой для готовой платы создавались внешние устройства, обеспечивающие температурный режим ее элементов.

Элементы теплового проектирования должны внедряться на всех этапах создания электронных плат и модулей.

В частности, на этапе создания топологии плат необходимо обеспечить размещение теплопроводов, внедренных в стеклотекстолитовую основу платы. Функцию таких теплопроводов могут выполнять отверстия, заполненные оловом.

Теплопроводы вместе с теплопроводными подложками являются эффективным способом отвода тепла от элементов с высоким тепловыделением, к которым относятся микропроцессоры. При этом достаточную эффективность теплосъема обеспечивает суммарная площадь поперечного сечения теплопроводов, составляющая 10–20 % от площади контакта электронного элемента.

Оценка температуры элемента A54SX16 с тепловыделением 1 Вт и площадью контакта с платой 640 мм², применяемого в космической эксперименте “Спектр-РГ” в бортовой информационно управляющей системе показала, что использование предлагаемого метода теплосъема обеспечивает температуру 35 °С электронного элемента при его функционировании с максимальной производительностью.

Таким образом, предлагаемый подход позволит создать электронные блоки космического применения минимальных габаритов и массы с эффективной интегрированной системой теплосъема для современных бортовых микропроцессоров.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Фаворский О.Н., Каданер Я.С.** Вопросы теплообмена в космосе. — М.: Высшая школа, 1972. — 280 с.
2. **Исаченко В.П., Осипова В.А., А.С. Сукомел.** Теплопередача. — М.: Энергоиздат, 1981. — 416 с.
3. **Семена Н.П., Коновалов А.А.** Тепловой расчет бортовой информационно-управляющей системы / Технический отчет. — 2004. — 34 с.
4. **Бураков В.А., Елизаров В.В., Кожухов В.П., Корчагин Е.Н.** Тепловая математическая модель негерметичного приборного отсека космических аппаратов // Теплофизика и аэромеханика. — 2002. — Т. 9, № 3. — С.431–443.
5. **Коновалов А.А., Семена Н.П., Ануфрейчик К.В.** Схемотехнические и конструкционные особенности построения бортовых систем сбора информации с использованием межплатных соединителей высокой плотности // Материалы XXXIX научных чтений памяти К.Э. Циолковского, 13–16 сент., 2004. — С. 205.

Статья поступила в редакцию 5 апреля 2005 г.