

Расчетно-экспериментальное исследование теплового режима бортового вычислительного модуля наноспутника

Проведено расчетно-экспериментальное исследование теплового режима бортового вычислительного модуля, предназначенного для проведения орбитального вычислительного эксперимента на борту наноспутника форм-фактора CubeSat. Выполнено три эксперимента на вакуумном стенде – без вычислительной нагрузки, с вычислительной нагрузкой и с циклической нагрузкой работы бортового вычислительного модуля. Построены графики зависимостей температуры процессора и теплового аккумулятора от времени. Проведено сравнение результатов численного моделирования и вакуумных испытаний. Сделано заключение о работоспособности устройства в условиях высокого вакуума.

К.А. ЖДАНОВА,
аспирант,
Г.А. ЩЕГЛОВ,
д-р техн. наук,
Н.А. ТУМАНОВ,
аспирант
(МГТУ им. Н.Э. Баумана,
Москва)
k.a.zhdanova@yandex.ru

Тепловой режим, численное моделирование, вакуумные испытания, высокий вакуум, бортовой вычислительный модуль, ANSYS, наноспутник, CubeSat

Проектирование современных космических электронных узлов осуществляется посредством комплексного системного подхода: технические решения задаются расчетами и верифицируются наземными испытаниями перед выполнением летной миссии.

Определение тепловых режимов бортовых систем космических аппаратов – актуальная задача, так как определяет возможность выполнения летной миссии конкретным электронным узлом спутника [1–3].

Целью расчетно-экспериментального исследования является определение теплового режима бортового вычислительного модуля наноспутника, сравнение результатов численного моделирования и вакуумных испытаний. В ходе исследования также проверяется работоспособность промышленной электронной компонентой базы бортового вычислительного модуля, выбранные инженерные и проектные решения.

Бортовой вычислительный модуль габаритами 91×90×30 мм и массой 110 г предназначен для проведения орбитального вычислительного эксперимента на борту наноспутника формата CubeSat [4].

Конструкция бортового вычислительного модуля показана на рис. 1. Здесь: 1 – тепловой аккумулятор; 2 – теплопроводящая подложка; 3 – материнская печатная плата; 4 – крепежные элементы; 5 – одноплатный микрокомпьютер Raspberry Pi; 6 – втулки.

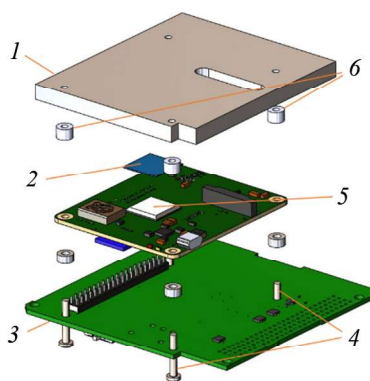


Рис. 1

Благодаря подобной конструкции системы и предоставляемым возможностям одноплатный микрокомпьютер является хорошим решением для летных программ, в которых проверка новых технологий – основная цель проектирования [5–7].

Тепловой расчет бортового вычислительного модуля произведен в пакете численного моделирования ANSYS 2022 R2. При построении геометрической модели бортового вычислительного модуля введен ряд допущений, позволяющих получить геометрию, отражающую основные особенности конструкции.

Моделирование электронной компонентной базы печатных плат, штыревых разъемов, резьбовых отверстий и отверстий под штыревые линейки в расчете не рассматривается, так как площадь указанных поверхностей мала по сравнению с общей площадью излучающих поверхностей расчетной модели. Моделирование трассировки печатных плат не производится, стеклотекстолит представлен сплошным, так как в конкретном случае моделирование трассировки слабо влияет на теплопроводность печатной платы, а отказ от ее моделирования сильно упрощает расчетную модель. Фаски и скругления конструкции скрыты, так как их наличие незначительно влияет на результаты моделирования, но требуется существенное сгущение сетки. Соединение втулка – винт представлено единым элементом, материал сплошной, однородный с заданными физико-механическими свойствами, так как теплопроводность единого элемента в силу его малого размера слабо отличается от суперпозиции теплопроводностей отдельных элементов.

Условиями для теплового расчета является отсутствие конвективного теплообмена, условия вакуума (рис. 2).

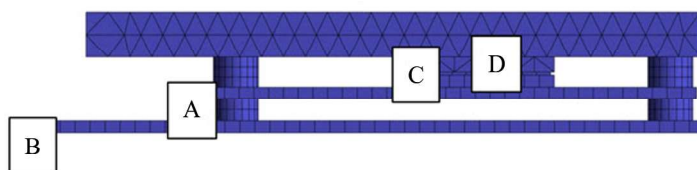


Рис. 2

Основное тепловыделение в конструкции происходит в объеме кристалла процессора микрокомпьютера. При штатной работе на минимальной тактовой частоте с использованием четырех вычислительных ядер объемное тепловыделение составляет 2 Вт ($5,56 \cdot 10^6$ Дж/м³).

Начальная температура окружающей среды для расчета – 31,4 °С, данное значение сопоставимо с начальной температурой при проведении вакуумных испытаний.

Условия, заданные для выполнения теплового расчета, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Позиции условий расчета (см. рис. 2)	Условия расчета	Элемент конструкции	Геометрия конструкции	Заданный параметр
A	Излучение	Тепловой аккумулятор, втулки	Ко всем свободным граням	Коэффициент излучения 0,85
B	Излучение	Материнская печатная плата, плата микрокомпьютера	Ко всем свободным граням	Коэффициент излучения 0,9
C	Идеальный контакт	Процессор микрокомпьютера, теплопроводящая подложка	Ко всем свободным граням	Тепловой поток 0 Вт
D	Объемное постоянное тепловыделение	Процессор микрокомпьютера	Ко всему телу	Объемное постоянное тепловыделение $5,56 \cdot 10^6$ Дж/м ³

В табл. 2 указаны теплофизические и физико-механические свойства материалов конструкции.

Таблица 2

Элемент конструкции	Материал	Плотность, кг/м ³	Коэффициент теплопроводности, Вт/м·К,	Удельная теплоемкость, Дж/кг·К
Тепловой аккумулятор	Д16т с анодированным черным покрытием	2770	130	922
Втулки				
Материнская печатная плата	Стеклотекстолит FR4	2000	1	880
Плата микрокомпьютера				
Процессор микрокомпьютера	Кремний	2650	162,3	703
Теплопроводящая подложка	-	3200	6	-

При построении сетки конструкцию разбивали на квадратичные конечные элементы и, используя инструмент Sizing, задавали размер конечного элемента компонента конструкции. Для втулок конструкции использован метод Sweep. Рассмотрено три расчетных случая с различной степенью дискретизации сетки (рис. 3). На рис. 3, а приведен расчетный случай № 1 (23509 узлов, 7040 элементов), рис. 3, б – расчетный случай № 2 (46658 узлов, 15400 элементов), рис. 3, в – расчетный случай № 3 (126112 узлов, 49713 элементов).

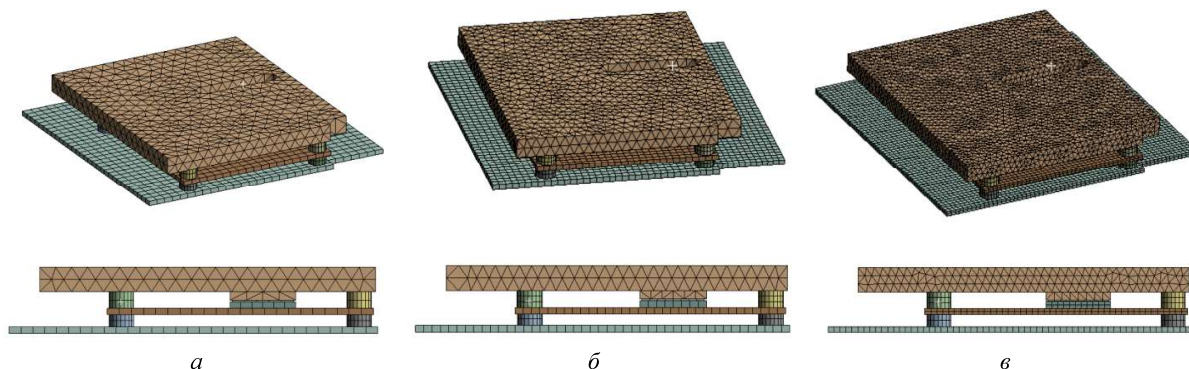


Рис. 3

Достоверность результатов определялась по температуре в области наибольшего нагрева (рис. 4).

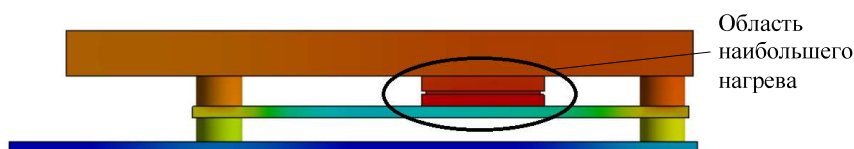


Рис. 4

В табл. 3 приведены контрольные значения температур для каждой из рассматриваемых сеток конечных элементов при нестационарном расчете в заданные моменты времени. Относительная погрешность рассчитана по формуле

$$\varepsilon(A, B) = \frac{|B - A|}{B} 100 \%,$$

где A, B – сравниваемые значения.

Таблица 3

Шаг	Время, мин	Расчетный случай, $T, ^\circ\text{C}$			$\varepsilon(R_1, R_2), \%$	$\varepsilon(R_2, R_3), \%$
		№ 1	№ 2	№ 3		
1	0,010	34,69	34,84	34,74	$4,3 \cdot 10^{-1}$	$2,9 \cdot 10^{-1}$
2	0,015	34,85	35,04	34,91	$5,4 \cdot 10^{-1}$	$3,7 \cdot 10^{-1}$
3	0,020	34,95	35,17	35,02	$6,3 \cdot 10^{-1}$	$4,3 \cdot 10^{-1}$
4	0,030	35,12	35,36	35,19	$6,8 \cdot 10^{-1}$	$4,8 \cdot 10^{-1}$
5	0,060	35,31	35,56	35,37	$7,0 \cdot 10^{-1}$	$5,4 \cdot 10^{-1}$
6	0,100	35,52	35,77	35,59	$7,0 \cdot 10^{-1}$	$5,1 \cdot 10^{-1}$
7	0,200	35,79	36,03	35,85	$6,7 \cdot 10^{-1}$	$5,0 \cdot 10^{-1}$
8	0,300	36,00	36,24	36,06	$6,6 \cdot 10^{-1}$	$5,0 \cdot 10^{-1}$
9	0,400	36,18	36,42	36,25	$6,6 \cdot 10^{-1}$	$4,7 \cdot 10^{-1}$
10	0,500	36,35	36,60	36,42	$6,8 \cdot 10^{-1}$	$4,9 \cdot 10^{-1}$
11	0,600	36,51	36,76	36,58	$6,8 \cdot 10^{-1}$	$4,9 \cdot 10^{-1}$
12	0,700	36,66	36,93	36,73	$7,3 \cdot 10^{-1}$	$5,4 \cdot 10^{-1}$
13	0,800	36,81	37,08	36,89	$7,3 \cdot 10^{-1}$	$5,2 \cdot 10^{-1}$
14	0,900	36,96	37,23	37,03	$7,3 \cdot 10^{-1}$	$5,4 \cdot 10^{-1}$
15	1,000	37,09	37,38	37,17	$7,8 \cdot 10^{-1}$	$5,6 \cdot 10^{-1}$

Показано, что относительная погрешность уменьшается с увеличением числа элементов, также при тепловом расчете наблюдается слабая чувствительность к степени дискретизации сетки. Для дальнейшего расчета выбран расчетный случай № 2.

Целью испытаний является проведение трех экспериментов по определению тепловых режимов и основных зависимостей работы бортового вычислительного модуля в условиях высокого вакуума.

В процессе проведения испытаний решаются следующие задачи:

- измерение температуры процессора одноплатного микрокомпьютера Raspberry Pi без вычислительной нагрузки (эксперимент № 1), с вычислительной (эксперимент № 2) и циклической нагрузкой (эксперимент № 3);
- контроль тактовой частоты процессора одноплатного микрокомпьютера Raspberry Pi и мониторинг процесса дросселирования тактов (троттлинг);
- измерение температуры теплового аккумулятора бортового вычислительного модуля;
- определение установившегося режима работы бортового вычислительного модуля.

Объект испытаний – опытный образец бортового вычислительного модуля, разработанный в рамках научно-исследовательской работы на кафедре «Аэрокосмические системы» в МГТУ им. Н.Э. Баумана (Москва).

Вакуумные испытания проведены на экспериментальном стенде НОЦ «Ионно-плазменные технологии» (МГТУ им. Н.Э. Баумана). Типичные эксперименты, выполняемые на стенде, приведены в работах [8, 9].

Схема испытательного стенда показана на рис. 5, где 1 – герметичный электрический соединитель; 2 – теплоизоляция. На рис. 5 приведены следующие обозначения [10]: NL – роторно-пластинчатый насос; NR – турбомолекулярный насос; PM – вакуумметр магнитный электроразрядный; PT – вакуумметр теплоэлектрический; VE-1, VE-2 – клапаны с электромагнитным приводом; VP-1, VP-2 – клапаны с пневмоприводом; V – затвор; CV – вакуумная камера; BM – вычислительный модуль; Т – датчик температуры; А – преобразователь температуры; ИП – источник питания; ПК – персональный компьютер; Н – напуск; В – выходной патрубок.

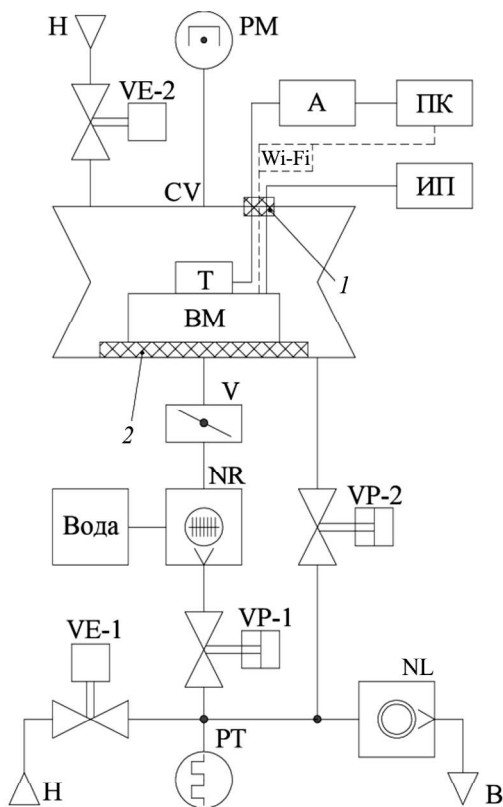


Рис. 5

Высокий вакуум достигается при использовании двухступенчатой схемы откачки: роторно-пластинчатый насос откачивает объем камеры до форвакуума, затем турбомолекулярный насос откачивает до высокого вакуума. По показаниям вакуумметров на мониторе стойки управления контролируется давление.

Внутри вакуумной камеры на подставке из теплоизоляционного материала расположен бортовой вычислительный модуль. Подставка используется для исключения теплообмена бортового вычислительного модуля со стенками вакуумной камеры. На поверхность теплового аккумулятора бортового вычислительного модуля прикреплен датчик температуры, расположенный над процессором микрокомпьютера.

Подключение бортового вычислительного модуля к источнику питания и датчика температуры к преобразователю температуры осуществляется через герметичный электрический соединитель. В качестве преобразователя температуры используется плата Arduino Mega. Плата подключается к ноутбуку для обеспечения электропитания. Также ноутбук подключен к бортовому вычислительному модулю через сеть Wi-Fi для программного управления и мониторинга измеряемых данных.

Основные измерительные инструменты в процессе испытаний – встроенный датчик температуры процессора микрокомпьютера Raspberry Pi и датчик температуры DS18B20 для теплового аккумулятора. Для определения абсолютных значений давления в вакуумной камере используются магнитный электро-разрядный и теплоэлектрический вакуумметры.

Для проведения испытаний создан программный комплекс, позволяющий считывать показания датчиков температуры, тактовую частоту процессора и записывать результаты в файл. С помощью экспериментов установлено, что при достижении процессором критической температуры 65 °С кроме наступления троттлинга (уменьшение тактовой частоты) возможны нарушения в работе микрокомпьютера. Программным условием остановки расчета для эксперимента № 2 является предупреждение о перегреве процессора в случае достижения критической температуры. В качестве вычислительной нагрузки в эксперименте № 2 применяется решение задачи метода вихревых элементов, в которой задействуются вычислительные мощности четырех ядер микрокомпьютера. Окончанием эксперимента считается изменение температуры процессора микрокомпьютера на $\pm 0,1$ °С в течение 10–15 мин.

Тепловой расчет проведен для стационарного и нестационарного режимов с использованием модулей Steady-State Thermal и Transient Thermal. Распределение температурного поля демонстрирует рис. 6, а, расчетный график температурной зависимости представлен на рис. 6, б. Здесь: 1 – максимальные значения температур; 2 – средние значения температур; 3 – минимальные значения температур.

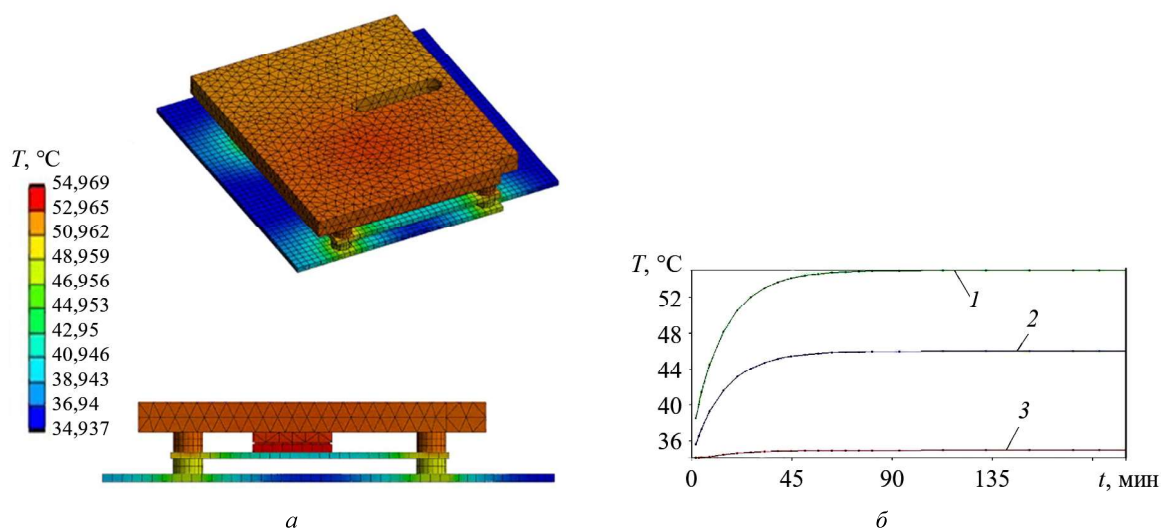


Рис. 6

Нестационарный расчет проведен для временного интервала 0...195 мин. За данный промежуток времени установлен стационарный режим. Видно, что установившийся режим в условиях отсутствия конвективного теплообмена наступает за 79 мин. Максимальная температура – 54,969 °С, минимальная – 34,937 °С.

Графики температурных зависимостей процессора и теплового аккумулятора от времени для эксперимента № 1 представлены на рис. 7, а, для эксперимента № 2 – на рис. 7, б.

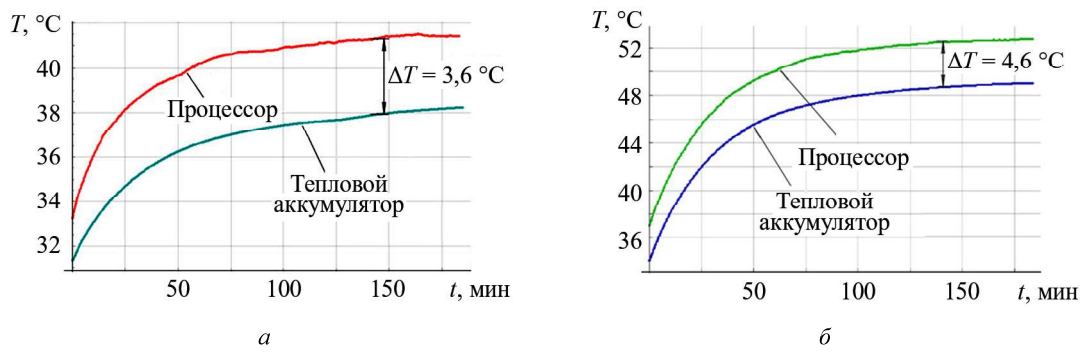


Рис. 7

Коэффициенты сглаживания $K = 0,035$ (см. рис. 7, а) и $K = 0,032$ (см. рис. 7, б) позволяют аппроксимировать совокупность исходных значений, используя метод экспоненциального скользящего среднего.

Основные характеристики, полученные в результате проведения вакуумных испытаний, представлены в табл. 4.

Таблица 4

Эксперимент	Длительность эксперимента	Давление в вакуумной камере	Среднее энергопотребление			Максимальная температура, °С	
			Ток, А	Напряжение, В	Мощность, Вт	Процессор	Тепловой аккумулятор
1	195 мин	$5,7 \cdot 10^{-4}$ Па	0,22	5,0	1,10	41,90	38,30
2			0,41	5,0	2,05	53,70	49,10

Также проведен эксперимент № 3 (с циклической нагрузкой), который имитирует работу бортового вычислительного модуля на орбите. Испытания проводились для трех циклов работы с переменным нагревом и охлаждением, т. е. с вычислительной нагрузкой и без нее (рис. 8). Получен график пилообразного вида поочередного тепловыделения с процессора и сброса тепла излучением, где 1 – исходная кривая; 2 – кривая после наложения фильтра.

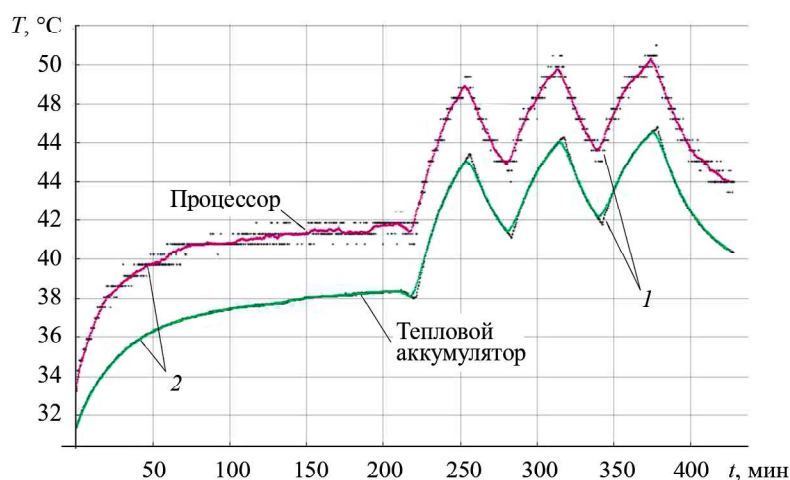


Рис. 8

Длительность эксперимента № 3 составила 435 мин. Первый цикл начат на 210-й мин эксперимента. В каждом цикле работа вычислительной нагрузки (нагрев) продолжался 35 мин, отсутствие вычисли-

тельной нагрузки (охлаждение) – 25 мин. В процессе вычислений определена средняя производительность процессора микрокомпьютера – $1,44e-1$ ГФлопс. Давление в вакуумной камере поддерживалось равным $1,8 \cdot 10^{-3}$ Па.

По результатам экспериментов № 1, 2 можно сделать вывод об эффективности спроектированного теплового аккумулятора для теплообмена с процессором микрокомпьютера в условиях отсутствия конвективного теплообмена, поскольку перегрев бортового вычислительного модуля не возникал.

Проведено сравнение результатов численного моделирования и вакуумных испытаний (табл. 5). Расчетные и экспериментальные значения сравниваются в случае эксперимента № 2 (с вычислительной нагрузкой). Сравнение велось по температурам процессора и теплового аккумулятора в области наибольшего нагрева, а также по времени выхода на установившийся режим. Погрешность рассчитана по приведенной формуле.

Таблица 5

Характеристика	Максимальная температура, °С		Время выхода на режим, мин
	Процессор	Тепловой аккумулятор	
Расчетное значение R_p	55,0	51,4	79,0
Экспериментальное значение R_s	53,7	49,1	86,0
$\varepsilon(R_s, R_p)$ %	2,4	4,5	8,9

В условиях высокого вакуума бортовой вычислительный модуль штатно выполнял функции, не подвергаясь значительному перегреву.

Недостатками рассмотренной конструкции бортового вычислительного модуля является значительная для наноспутниковых систем массой 1–10 кг масса теплового аккумулятора 80 г, а также относительно высокий перепад температур между поверхностями процессора и теплового аккумулятора, составляющий $4,6$ °С.

Для улучшения системы охлаждения процессора возможно дальнейшее совершенствование конструкции бортового вычислительного модуля с целью уменьшения массы теплового аккумулятора и термического сопротивления между поверхностью процессора микрокомпьютера и материалом теплового аккумулятора.

Результаты численного моделирования и вакуумных испытаний качественно и количественно совпадают в пределах допустимой погрешности по температуре, не превышающей 5 %. В отсутствие конвективного теплообмена бортовой вычислительный модуль штатно функционировал без значительного перегрева.

Результаты расчетно-экспериментального исследования дают понимание о работе устройства в условиях высокого вакуума и являются опорными для проведения летных испытаний бортовых вычислительных модулей в составе научно-образовательных наноспутников, разработанных в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Mohamed Mahmoud Ibrahim, Kenichi Asami, Mengu Cho. Thermal Vacuum Test Results for Virtex-5 FPGA Based Multi-Core on-Board Computer // Proc. of the IEEE Aerospace Conference, March 1–8, 2014. Big Sky, USA. P. 1–9.
2. Tessari V. et al. Analysis of a Thermal Vacuum Chamber Project for Tests in Nanosatellites [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/376835872_ANALYSIS_OF_A_THERMAL_VACUUM_CHAMBER_PROJECT_FOR_TESTS_IN_NANOSATELLITES (дата обращения: 22.06.2024).
3. Зарубин В.С. и др. Тепловой режим двухслойного теплозащитного покрытия баллистической капсулы при ее возвращении на Землю с параболической скоростью // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 35–42.
4. Щеглов Г.А., Жданова К.А. Бортовой вычислительный модуль для сверхмалого космического аппарата класса CubeSat // К.Э. Циолковский. История и современность: Материалы 57-х Науч. чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, г. Калуга, 20–22 сент. 2022. Калуга: ИП Стрельцов И.А., 2022. Ч. 1. С. 79–82.

5. De Souza K.V.C.K. et al. On-Board Computer and Testing Platform for CubeSat Development // IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. 2023. Vol. 4. № 2. P. 199–211.
6. Raje S.M. et al. Development of on Board Computer for a Nanosatellite // Proc. of the 68th IAC, Sept. 25–29, 2017, Adelaide, Australia. Article № IAC-17-E2.4.7.
7. Bernelli-Zazzera F. et al. Design and Qualification Tests of the On Board Computer of Palamede Micro Satellite [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/267254933_DESIGN_AND_QUALIFICATION_TESTS_OF_THE_ON_BOARD_COMPUTER_OF_PALAMEDE_MICRO_SATELLITE#fullTextFileContent (дата обращения: 22.06.2024).
8. Духопельников Д.В., Рязанов В.А., Шилов С.О. Сравнение характеристик модели двигателя с анодным слоем при работе на ксеноне, аргоне и азоте // Изв. вузов. Машиностроение. 2018. № 7. С. 69–76.
9. Духопельников Д.В. и др. Влияние выработки катода дугового испарителя на равномерность толщины покрытия и угловое распределение продуктов эрозии // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. № 4. С. 1–9.
10. ГОСТ 2.796-95. Обозначения условные графические в схемах. Элементы вакуумных систем [Электронный ресурс]. URL: https://tehpris.ru/upload/gost-eskd/ESKD_GOST_2_796_95.pdf (дата обращения: 22.06.2024).

Поступила в редакцию 22.07.24

После доработки 14.08.24

Принята к публикации 15.08.24

Calculation and Experimental Study of Thermal Mode of Nanosatellite Onboard Computer Module

K.A. ZHDANOVA, G.A. SHCHEGLOV, AND N.A. TUMANOV

Bauman Moscow State Technical University (National Research University), Moscow

The work is devoted to the calculation and experimental study of the thermal mode of the onboard computer module designed for orbital computational experiment on board a nanosatellite of the CubeSat form-factor. Three experiments were performed on the vacuum bench—without computational load, with computational load, and with cyclic load of the onboard computer module operation. Graphs of processor and heat accumulator temperature versus time are plotted. The results of numerical modeling and vacuum tests are compared. A conclusion was made about the operability of the onboard computer module under high vacuum conditions.

Thermal mode, numerical modeling, vacuum test, high vacuum, onboard computer module, ANSYS, nanosatellite, CubeSat