



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-23-35
УДК 629.7:620.22:536.2

Научная статья / Research article

Моделирование системы терморегулирования наноспутника с помощью контурных тепловых труб в условиях орбитального полета

Ю. Ван, О.В. Денисов*, Л.В. Денисова

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет),
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

* E-mail: denisov.sm13@mail.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 14 апреля 2020 г.

Доработана: 25 ноября 2020 г.

Принята к публикации: 15 января 2021 г.

Благодарности

Авторы благодарят д.т.н., профессора Просунцова П.В. за советы и ценные замечания при работе над данным исследованием.

Ключевые слова: наноспутники, контурные тепловые трубы, композиционные материалы, углепластик, анизотропия коэффициента теплопроводности, математическое моделирование, метод конечных элементов

Аннотация. При проектировании наноспутников очень важно обеспечить заданный тепловой режим работы бортового компьютера. Постоянно возрастающий объем обрабатываемой информации вызывает необходимость использовать более совершенные процессоры с высокой тепловой мощностью. Для поддержания рабочей температуры процессора весьма перспективны системы с удаленным стоком теплоты на углепластиковый корпус наноспутника. На примере модельного наноспутника рассмотрена система терморегулирования с использованием миниатюрных контурных тепловых труб. В программе Siemens NX проведено моделирование температурного состояния модельного наноспутника на эллиптической и геостационарной орбите Земли. Рассмотрены схемы охлаждения процессора тепловой мощностью 15 Вт при помощи одной и двух контурных тепловых труб. Показано, что использование контурных тепловых труб позволит снизить температуру процессора до допустимых значений. Подтверждено существенное влияние анизотропии коэффициента теплопроводности в различных направлениях плоскости армирования углепластикового корпуса наноспутника на температуру процессора и элементов памяти бортового компьютера при орбитальном полете. Это открывает перспективы проектирования системы терморегулирования с учетом рационального применения анизотропных композиционных материалов для корпуса наноспутника.

Для цитирования

Ван Юй, Денисов О.В., Денисова Л.В. Моделирование системы терморегулирования наноспутника с помощью контурных тепловых труб в условиях орбитального полета // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 23–35. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-23-35>

© Ван Юй, Денисов О.В., Денисова Л.В., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Simulation of the thermal control system of nanosatellite using the loop heat pipes under the orbital flight conditions

Yu Wang, Oleg V. Denisov*, Liliana V. Denisova

Bauman Moscow State Technical University (National Research University of Technology),
5 2-ya Baumanskaya St, bldg 1, Moscow, 105005, Russian Federation
*E-mail: denisov.sm13@mail.ru

Article history

Received: April 14, 2020

Revised: November 25, 2020

Accepted: January 15, 2021

Acknowledgments

The writers would like to express their gratitude the Doctor of Engineering Sciences, Professor P.V. Prosuntsov for advice and valuable comments when working on this article.

Keywords: nanosatellite, loop heat pipes, composite materials, carbon fiber reinforced plastic, anisotropy of thermal conductivity coefficient, math modeling, finite element method

For citation

Wang Yu, Denisov OV, Denisova LV. Simulation of the thermal control system of nanosatellite using the loop heat pipes under the orbital flight conditions. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):23–35. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-23-35>

Введение

В последнее десятилетие наблюдается резкий рост популярности малых космических аппаратов — микро- и наноспутников [1—6]. Это связано с тенденцией к миниатюризации бортовых систем, низкой стоимостью запуска и эксплуатации, а также расширением круга участников космической деятельности. Такие аппараты используются в прикладных, научных, учебных и технологических целях. К январю 2020 г. было запущено 1307 наноспутников, из них 1200 было

Abstract. One of the key problems in the development of nanosatellites is to provide a given temperature range for the operation of the on-board computer. The constantly increasing information load leads to the need to use more advanced processors with high thermal design power (TDP). The indicated thermal regime of processors can be achieved using remote heat removal systems — miniature loop heat pipes. Using a model of nanosatellite as an example, a thermal control system with miniature loop heat pipes is designed. The simulation was carried out in the Siemens NX program in the elliptical and geostationary orbits of the Earth. The cooling schemes of the processor with a thermal power of 15 W using one and two loop heat pipes are considered. Calculations showed that the use of loop heat pipes can reduce the processor temperature to acceptable values. The anisotropy of the thermal conductivity coefficient in the reinforcement plane of the composite material of the nanosatellite case can have a significant effect on the temperature of the processor. This opens up prospects for the use of anisotropic composite materials to ensure the thermal regime of the nanosatellite.

разработано на основе стандарта Cubesat [7]. Таким образом, более 90 % всех наноспутников приходится на Cubesat [8—10], что делает его основным стандартом для разработки наноспутников. По прогнозам, к 2023 г. должно запускаться более 400 аппаратов в год, в результате чего на орбите Земли окажется порядка 3000 микро- и наноспутников [11].

В настоящее время ведется активный поиск конструкторско-технологических решений создания наноспутников с корпусом из высокотеплопроводных композиционных материалов. В частности, углепла-

стики могут иметь коэффициент теплопроводности, соизмеримый с алюминием [12].

Бортовой компьютер является «сердцем» спутника (рис. 1). Одна из ключевых проблем при проектировании наноспутников заключается в обеспечении заданного температурного диапазона работы тепловыделяющих частей бортового компьютера: модуля центрального процессора и элементов памяти [13; 14]. Решение задач, связанных с обработкой большого количества информации, вызывает необходимость применения в бортовых компьютерах наноспутников современных процессоров с тепловой мощностью (TDP) в десятки ватт. Для нормального функционирования большинство процессоров не должны нагреваться выше 80...90 °С [15].

В условиях космического пространства невозможно применение стандартных способов охлаждения процессора с помощью конвективного теплообмена. Малые габаритные размеры и плотная компоновка затрудняют сброс тепла излучением во внутренний объем наноспутников. Перегрев процессора может привести к выходу из строя бортового компьютера и провалу миссии наноспутника.

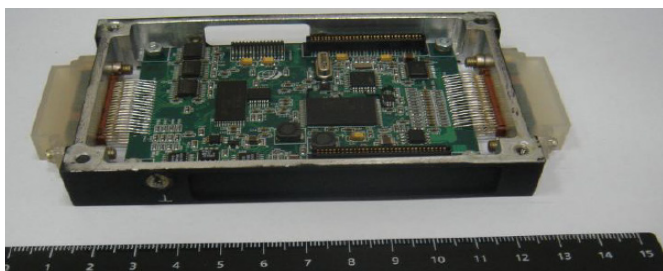


Рис. 1. Бортовой компьютер ROC в корпусе наноспутника GRESAT
Figure 1. On-board computer ROC in the body of nanosatellite GRESAT

Для решения данной проблемы необходимо обеспечить отведение избыточной теплоты от процессора бортового компьютера на углепластиковый корпус наноспутника и сброс ее в космическое пространство. Это может быть реализовано при помощи систем с удаленным стоком теплоты — миниатюрных контурных тепловых труб (КТТ), которые имеют высокую эффективную теплопроводность, малую массу и могут работать в условиях невесомости [9—11]. Они отличаются относительной простотой конструкции, полной автономностью и способны передавать

большое количество теплоты на необходимое расстояние. К настоящему времени в России существует пять предприятий, которые занимаются разработкой и производством тепловых труб [20].

Цель настоящей работы — теоретическое обоснование обеспечения теплового режима процессора бортового компьютера наноспутника в условиях орбитального полета с помощью тепловых труб, размещенных в корпусе из композиционного материала.

1. Постановка задачи

Данная статья является дальнейшим развитием работы [21], в которой была обоснована возможность применения в наноспутниках контурных тепловых труб для охлаждения процессора с тепловой мощностью 15 Вт (класс легких ноутбуков). Для стационарных условий теплообмена были выбраны параметры тепловой трубы и исследовано влияние анизотропии коэффициента теплопроводности в плоскости армирования углепластикового корпуса наноспутника.

Однако в реальных условиях эксплуатации наноспутник подвергается воздействию нестационарных тепловых нагрузок от Солнца и Земли. Нагревание корпуса внешними тепловыми потоками может ухудшить отведение избыточной теплоты конденсатором КТТ. Это может привести к перегреву процессора и элементов памяти бортового компьютера.

Для моделирования была выбрана такая же конструктивная схема наноспутника, как и в [21]. Наноспутник представляет собой негерметичную бескаркасную конструкцию в виде тонкостенного параллелепипеда, в центре которого установлена материнская плата 6 с процессором 3 и шестью устройствами памяти 12 (рис. 2). Для улучшения теплового контакта между процессором 3 и крышкой 4 нанесен тонкий слой термопасты типа Evercool Nano Diamond толщиной 0,1 мм.

Корпус наноспутника изготовлен из ортотропного углепластика толщиной 1 мм. Принято, что λ_y и λ_z — коэффициенты теплопроводности соответственно в направлениях Y и Z плоскости армирования каждой грани корпуса наноспутника, а λ_x — коэффициент теплопроводности в направлении нормали X каждой грани корпуса наноспутника (табл. 1).

Контурная тепловая труба состоит из испарителя 1 с капиллярно-пористой структурой и конденсатора 7.

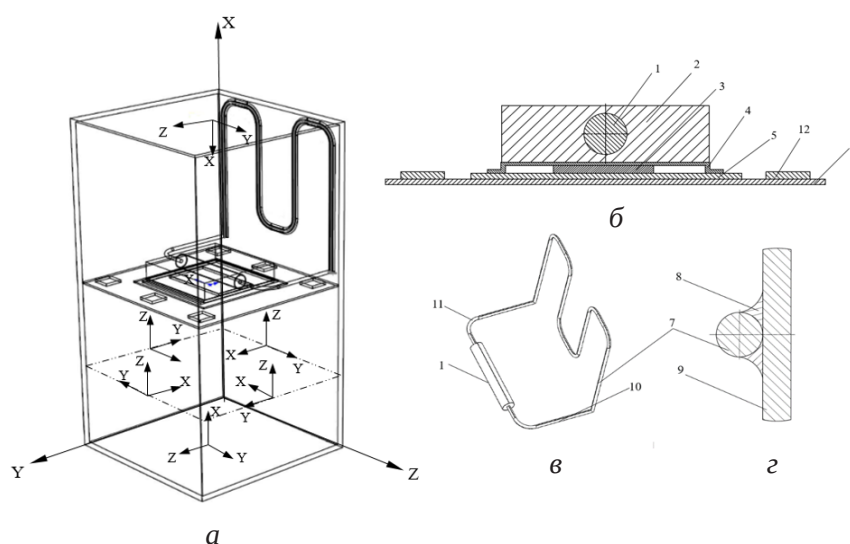


Рис. 2. Конструкция наноспутника с одной КТТ: а – общий вид; б – сборка интерфейса испарителя; в – элементы КТТ; г – схема контакта конденсатора с поверхностью корпуса наноспутника: 1 – испаритель; 2 – интерфейс испарителя; 3 – процессор; 4 – крышка процессора; 5 – плата процессора; 6 – материнская плата; 7 – конденсатор; 8 – термопаста; 9 – корпус наноспутника; 10, 11 – трубопроводы (паропровод и конденсаторопровод); 12 – память

Figure 2. The structural diagram of the nanosatellite with one LHP: а – general view; б – assembly of the evaporator interface; в – loop heat pipe elements; г – contact diagram of the condenser with the surface of the nanosatellite case: 1 – evaporator; 2 – evaporator interface; 3 – processor; 4 – processor cover; 5 – processor board; 6 – motherboard; 7 – condenser; 8 – thermal grease; 9 – nanosatellite case; 10, 11 – pipelines (varopline and liquidline); 12 – RAM

Они связаны между собой паропроводом и конденсаторопроводом (табл. 2). Испаритель 1 находится внутри медного интерфейса 2, который снимает теплоту от процессора 3 через крышку 4. Увеличение площади контакта между конденсатором 7 тепловой трубы и внутренней поверхностью стенки корпуса наноспутника 9 достигается с помощью такой же термопасты 8.

Все конструктивные элементы наноспутника диффузно отражают и испускают излучение во внутреннее

пространство, заполненное диатермической средой. Тепловые контакты между ними считаются идеальными. Наноспутник нагревается потоками солнечного излучения, отраженного и собственного излучения Земли. Наружная поверхность корпуса сбрасывает теплоту в космическое пространство. Оптические свойства всех поверхностей не зависят от температуры и постоянны во всем спектральном диапазоне.

Геометрические размеры и характеристики материалов наноспутника

Таблица 1

Geometrical dimensions and characteristics of nanosatellite materials

Table 1

Название Name	Размеры, мм Dimensions, mm	Материал Material	Коэффициент теплопроводности λ , Вт/(м·К) Heat conductivity coefficient λ , W/(m·K)	Степень черноты Emissivity ϵ
Материнская плата Motherboard	100x100x1	Стеклотекстолит Fiberglass	0,244	0,9
Плата процессора Processor board	60x60x0,8	Стеклотекстолит Fiberglass	0,244	0,9
Процессор Processor	24x42x1,3	Кремний Silicon	148,0	–

Название Name	Размеры, мм Dimensions, mm	Материал Material	Коэффициент теплопроводности λ , Вт/(м·К) Heat conductivity coefficient λ , W/(m·K)	Степень черноты Emissivity ϵ
Память (6 штук) RAM (6 pcs.)	10x10x1,5	Кремний Silicon	148,0	0,9
Термопаста Evercool Nano Diamond Thermal grease Evercool Nano Diamond	24x42x0,1	Алмазные микрочастицы Diamond microparticles	8,0	–
Крышка процессора Processor cover	53x53x0,5	Алюминиевый сплав Aluminium alloy	144,0	0,7
Корпус наноспутника Nanosatellite case	100x100x200 с толщиной листа 1 мм with a sheet thickness of 1 mm	Углепластик Carbon fiber reinforced plastic	$\lambda_x = 0,5; \lambda_y = \text{var}; \lambda_z = \text{var}$	0,8

Основные конструктивные параметры контурной тепловой трубы

Таблица 2

Structural parameters of the loop heat pipe

Table 2

Компонент Component	Характеристика Characteristic	Значение, мм [Value, mm]
Испаритель Evaporator	Диаметр / Diameter	8,0
	Длина / Length	50,0
Конденсаторопровод Liquidline	Диаметр / Diameter	3,0
	Длина / Length	68,5
Паропровод Vapourline	Диаметр / Diameter	3,0
	Длина / Length	68,5
Конденсатор Condenser	Диаметр / Diameter	3,0
	Длина / Length	400,0
Интерфейс испарителя Evaporator interface	Длина / Length	50,0
	Ширина / Width	50,0
	Толщина / Thickness	10,0

2. Расчет на эллиптической орбите Земли

Полагалось, что наноспутник в период осеннего равноденствия находится на эллиптической орбите Земли с максимальной высотой 900 км и минимальной — 600 км. Угол наклона орбиты равен 95° и период обращения — 5980 с. Наноспутник ориентирован следующим образом: $-Y$ — направление на Землю, $+X$ — направление вектора скорости (рис. 3).

Исходными данными служили следующие величины: коэффициенты теплопроводности в направлениях Y и Z плоскости армирования корпуса наноспутника (см. рис. 2), $\lambda_y = 6$ Вт/(м·К) и $\lambda_z = 4$ Вт/(м·К) соответственно; степень черноты поверхности корпуса

$\epsilon = 0,8$; коэффициент поглощения солнечного излучения $A_s = 0,3$. Считалось, что КТТ — монолитное тело с коэффициентом эффективной теплопроводности $\lambda_{ef} = 20000$ Вт/(м·К). Геометрические размеры элементов наноспутника и характеристики материалов заимствовались из табл. 1, 2.

Моделирование проводилось в программе Siemens NX. Установлено, что температура процессора на освещенной стороне орбиты (точка А) не превышает допустимую и составляет $72,6^\circ\text{C}$, а на теневой (точка Б) — $64,6^\circ\text{C}$ (рис. 4, 5). При этом температура корпуса наноспутника изменяется от минус 30°C до плюс 60°C . Элементы памяти нагреваются неравномерно. Максимальную температуру $98,8^\circ\text{C}$ имеет элемент памяти, расположенный между интерфейсом

и конденсатором возле освещенной грани корпуса нано спутника. Такая температура памяти близка к допустимой и это может негативно отразиться на работоспособности бортового компьютера.

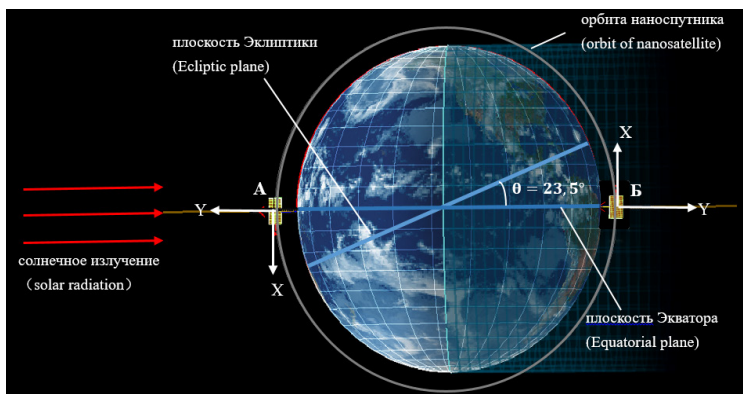


Рис. 3. Положение наноспутника на эллиптической орбите Земли
 Figure 3. The position of the nanosatellite in the elliptical orbit of the Earth

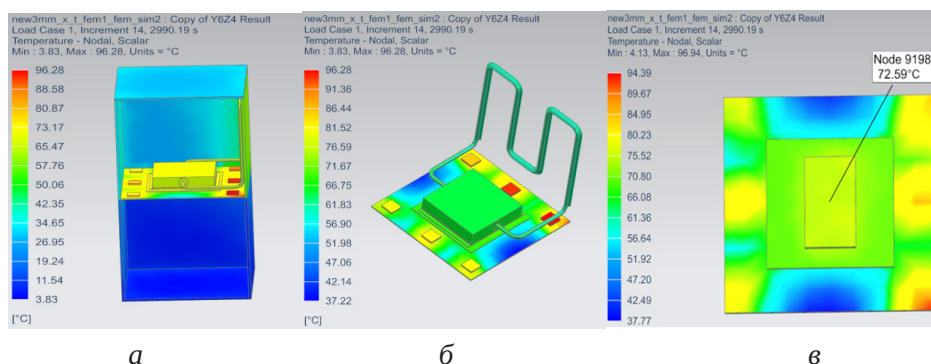


Рис. 4. Температурное состояние наноспутника с одной КТТ на освещенной стороне орбиты при $\tau = 2990$ с (точка А):
 а – общий вид; б – элементы внутренней компоновки; в – процессор
 Figure 4. Temperature state of the nanosatellite with one LHP on the illuminated side of the orbit for $\tau = 2990$ s (point A):
 а – general view; б – interior fittings; в – processor

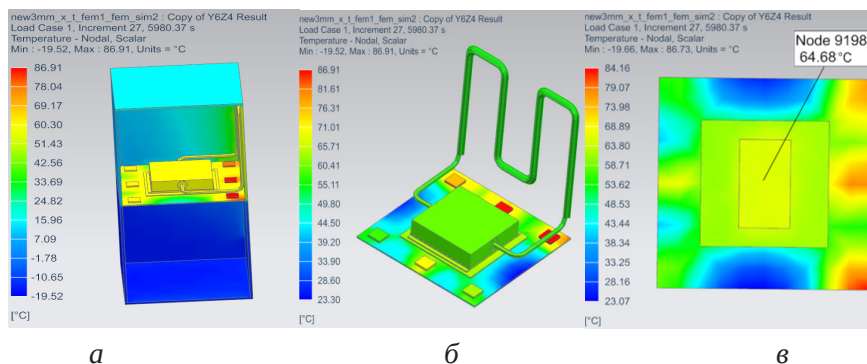


Рис. 5. Температурное состояние наноспутника с одной КТТ на теневой стороне орбиты при $\tau = 5980$ с (точка Б):
 а – общий вид; б – элементы внутренней компоновки; в – процессора
 Figure 5. Temperature state of the nanosatellite with one LHP on the shadow side of the orbit for $\tau = 5980$ s (point B):
 а – general view; б – interior fittings; в – processor

Более интенсивный теплоотвод можно обеспечить с помощью двух КТТ, имеющих общий интерфейс 2 (рис. 6). В интерфейсе расположены два испарителя 1, а конденсаторы 7 выведены на противоположные грани корпуса наноспутника. При этом остальная конструкция наноспутника сохранилась неизменной.

При моделировании полагалось, что КТТ одинаковые, а коэффициент эффективной теплопроводности λ_{ef} каждой из них равен 20000 Вт/(м·К). Остальные

исходные данные такие же, как в предыдущем примере. Расчеты показали, что температура наиболее нагретого элемента памяти на освещенной стороне орбиты (точка А) уменьшилась до 67,1 °С, а процессора — до 46,2 °С. Распределение температуры по корпусу наноспутника находится в менее широких пределах, чем в предыдущем примере: от минус 21 °С до плюс 37 °С (рис. 7—9).

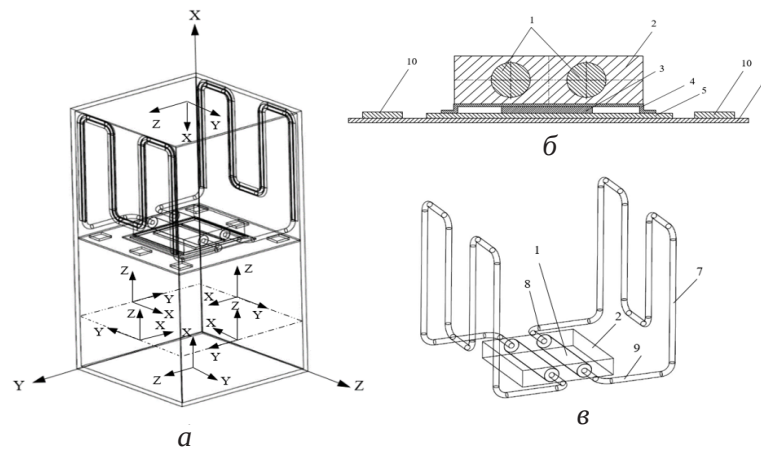


Рис. 6. Конструкция наноспутника с двумя КТТ: а — общий вид; б — сборка интерфейса испарителя; в — элементы КТТ; 1 — испаритель; 2 — интерфейс испарителя; 3 — процессор; 4 — крышка процессора; 5 — плата процессора; 6 — материнская плата; 7 — конденсатор; 8, 9 — трубопроводы; 10 — память

Figure 6. The structural diagram of the nanosatellite with two LHP: а — general view; б — assembly of the evaporator interface; в — loop heat pipe elements; 1 — evaporator; 2 — evaporator interface; 3 — processor; 4 — processor cover; 5 — processor board; 6 — motherboard; 7 — condenser; 8, 9 — pipelines; 10 — RAM

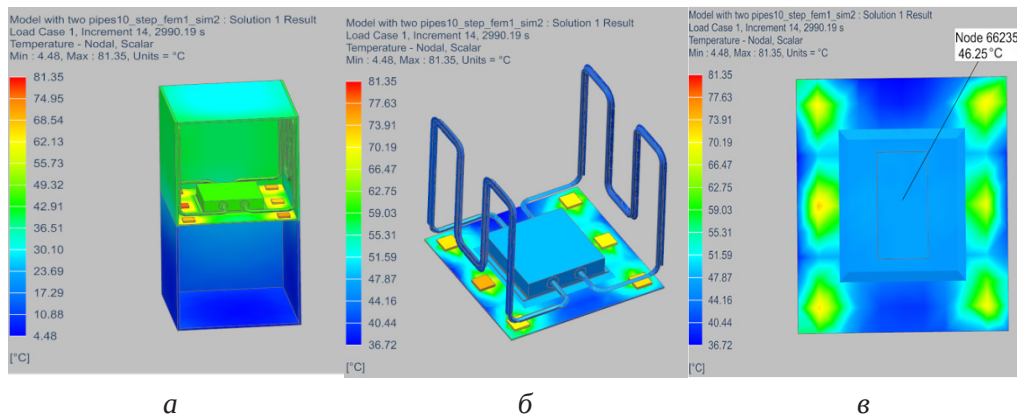


Рис. 7. Температурное состояние наноспутника с двумя КТТ на освещенной стороне орбиты при $\tau = 2990$ с (точка А): а — общий вид; б — элементы внутренней компоновки; в — процессор

Figure 7. Temperature state of the nanosatellite with two LHP on the illuminated side of the orbit for $\tau = 2990$ s (point A): а — general view; б — interior fittings; в — processor

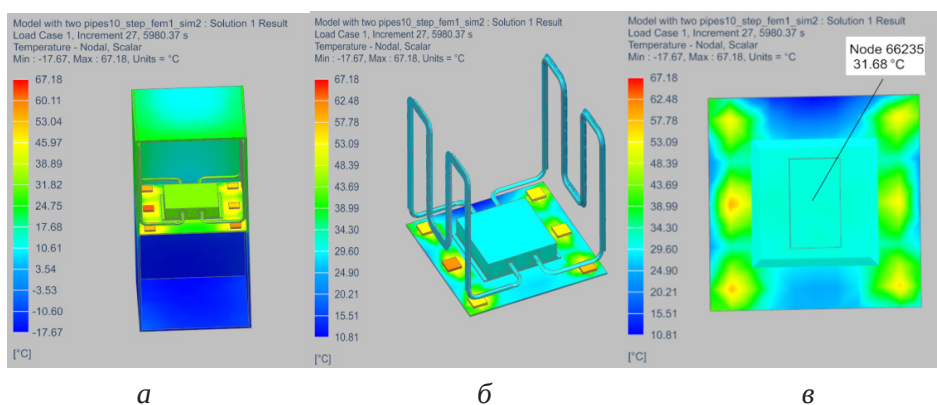


Рис. 8. Температурное состояние наноспутника с двумя КТТ на теневой стороне орбиты при $\tau = 5980$ с (точка Б): а – общий вид; б – элементы внутренней компоновки; в – процессор

Figure 8. Temperature state of the nanosatellite with two LHP on the shadow side of the orbit for $\tau = 5980$ s (point B): а – general view; б – interior fittings; в – processor

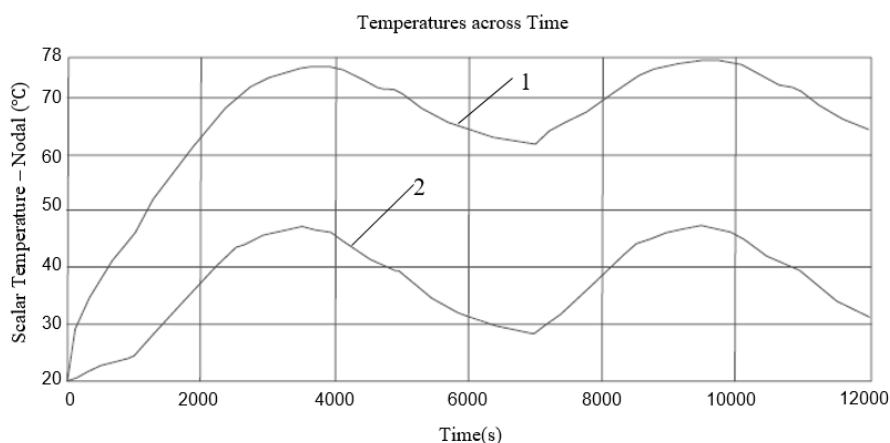


Рис. 9. Зависимость температуры процессора от времени на эллиптической орбите Земли: 1 – с одной КТТ; 2 – с двумя КТТ

Figure 9. The dependence of the processor temperature on time in elliptical orbit of the Earth: 1 – with one LHP; 2 – with two LHP

3. Расчет на геостационарной орбите Земли

Для эллиптической орбиты характерна высокая суточная частота тепловых смен, вызванных заходами в тень Земли. На геостационарной же орбите период полного оборота вокруг Земли составляет одни сутки, в течение которых наноспутник в зависимости от времени года большую часть времени находится под воздействием солнечного излучения.

В работе рассмотрен случай движения наноспутника в период весеннего равноденствия, который сопровождается заходом в тень Земли. Исходные данные для моделирования принимались такие же, как в пре-

дыдущем примере. Результаты расчета показали, что максимальные температуры процессора и наиболее нагретого элемента памяти ниже, чем на эллиптической орбите (рис. 10, табл. 3). Это может быть связано с тем, что на геостационарной орбите плотность потоков собственного и отраженного от Земли излучения существенно ниже, чем на эллиптической орбите. Конструкция наноспутника с двумя тепловыми трубами позволяет снизить максимальную температуру процессора и памяти примерно на $30...35$ °C и $15...25$ °C соответственно.

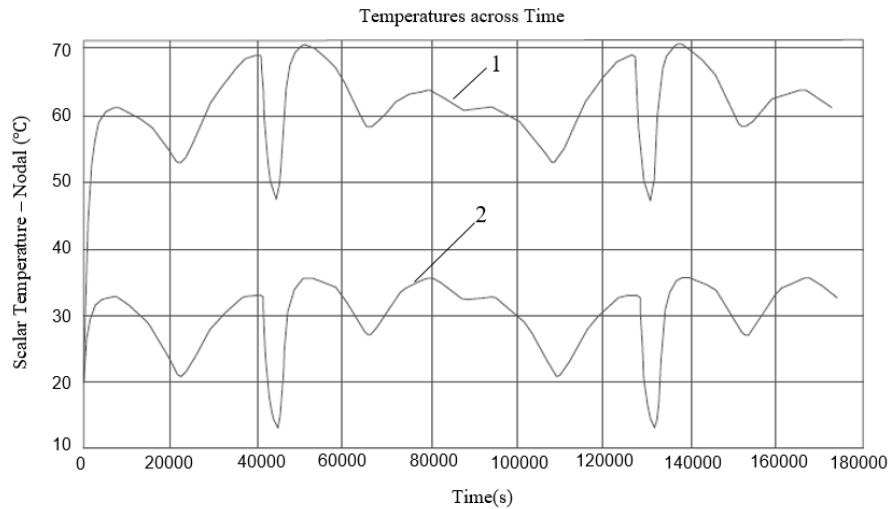


Рис. 10. Зависимость температуры процессора от времени на геостационарной орбите Земли: 1 – с одной КТТ; 2 – с двумя КТТ
Figure 10. The dependence of the processor temperature on time in geostationary orbit of the Earth: 1 – with one LHP; 2 – with two LHP

Температура процессора и наиболее нагретого элемента памяти на земных орбитах

Таблица 3

Table 3

Temperature of the processor and the warmest RAM in Earth orbits

Тип конструкции Type of structure	Эллиптическая орбита Elliptical orbit				Геостационарная орбита Geostationary orbit			
	Процессор Processor T_{pro} °C		Память RAM T_{RAM} °C		Процессор Processor T_{pro} °C		Память RAM T_{RAM} °C	
	max	min	max	min	max	min	max	min
С одной КТТ with one LHP	75,5	61,8	98,8	84,7	70,0	46,7	91,5	71,0
С двумя КТТ with two LHP	47,7	31,7	82,8	66,9	35,8	13,5	66,3	46,9

4. Влияние анизотропии коэффициента теплопроводности

Анизотропия коэффициента теплопроводности в плоскости армирования [22; 23] вдоль осей Y и Z каждой грани углепластикового корпуса (см. рис. 2, б) имеет разную степень влияния на температурное состояние процессора наноспутника. Моделирование проводилось для условий эллиптической орбиты. Увеличение коэффициента теплопроводности в направлении Y каждой грани корпуса с 6 Вт/(м·К) до 100 Вт/(м·К) уменьшает температуру процессора на 8 °C и 5 °C при охлаждении процессора с помощью

соответственно одной и двух КТТ (рис. 11). Увеличение коэффициента теплопроводности в направлении Z каждой грани корпуса с 6 Вт/(м·К) до 100 Вт/(м·К) позволяет более интенсивно отводить избыточную теплоту. Температура процессора при этом уменьшается на 14 °C и 12 °C для соответственно схем с одной и двумя КТТ (рис. 12).

Таким образом, корпус рассмотренного модельного наноспутника целесообразно изготавливать из углепластика с более высоким коэффициентом теплопроводности в направлении Z каждой его грани, чем соответственно в направлении Y .

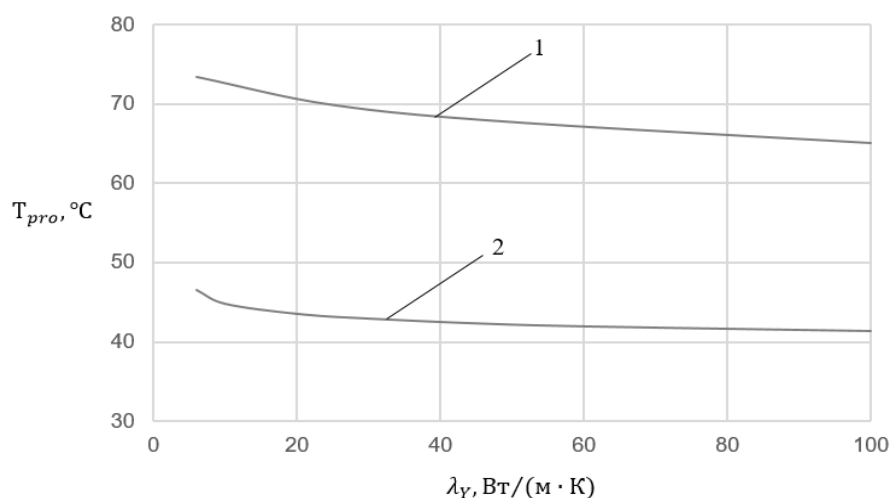


Рис. 11. Зависимость температуры процессора от коэффициента теплопроводности λ_γ : 1 – с одной КТТ, 2 – с двумя КТТ
Figure 11. The dependence of the processor temperature on the thermal conductivity coefficient λ_γ : 1 – with one LHP; 2 – with two LHP

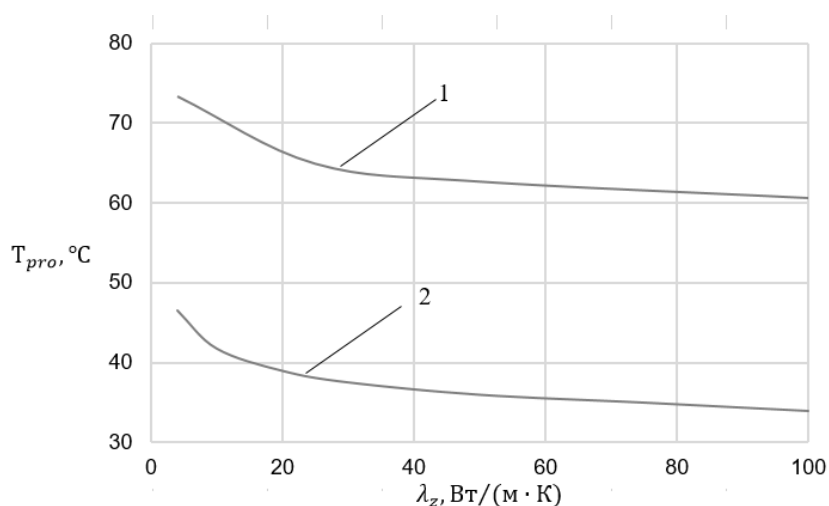


Рис. 12. Зависимость температуры процессора от коэффициента теплопроводности λ_z : 1 – с одной КТТ, 2 – с двумя КТТ
Figure 12. The dependence of the processor temperature on the thermal conductivity coefficient λ_z : 1 – with one LHP; 2 – with two LHP

Заключение

Проведено теоретическое обоснование обеспечения теплового режима процессора мощностью 15 Вт бортового компьютера в условиях орбитального полета наноспутника с помощью контурных тепловых труб. Установлено, что при увеличении коэффициентов теплопроводности в плоскости армирования углепластикового корпуса от 4 Вт/(м·К) до 20...40 Вт/(м·К) происходит наиболее заметное снижение температуры

процессора. Использование более высокотеплопроводных углепластиков будет влиять на температуру процессора менее активно. На примере модельного наноспутника показано, что эффективность охлаждения процессора зависит от анизотропии коэффициента теплопроводности материала в различных направлениях каждой грани корпуса. Это открывает новые возможности проектирования наноспутников с учетом

взаимосвязи их внутренней компоновки с конструкцией углепластикового корпуса.

Список литературы

1. Данилкин А.П., Козлов В.А. Мировые тенденции развития малых спутников // Экономические стратегии. 2016. № 6. С. 136—149.
2. Исследование рынка малых космических аппаратов в ретроспективе 2002–2013 гг. и с прогнозом до 2020 г. O2Consulting. 2014. URL: <http://o2consulting.ru/news/issledovanie-rynka-malyx-kosmicheskix-apparatov-v-retrospektive-2002-2013gg-i-s-prognozom-do-2020-g.html> (дата обращения: 15.03.2020).
3. Анализ рынка наноспутников и микроспутников на 2019–2025 гг. Сан-Франциско: Официальный сайт GrandViewResearch, 2019. URL: <https://www.grandviewresearch.com/industry-analysis/nanosatellite-microsatellite-market> (дата обращения: 15.03.2020).
4. Петрукович А.А., Никифоров О.В. Малые спутники для космических исследований // Ракетно-космические приборостроение и информационные системы. 2016. Т. 3. № 4. С. 22—31.
5. Каширин А.В., Глебанова И.И. Анализ современного состояния рынка наноспутников как подрывной инновации и возможностей его развития в России // Молодой ученый. 2016. № 7. С. 855—867.
6. Макриденко Л.А., Боярчук К.А. Микроспутники. Тенденция развития. Особенности рынка и социальное значение // Вопросы электромеханики. 2005. Т. 102. С. 12—27.
7. World's largest data base of nanosatellites, currently more than 2500 nanosats. URL: <http://nanosats.eu/> (accessed: 15.03.2020)
8. Puig-Suari J., Turner C., Twigg R.J. Cubesat: the development and launch support infrastructure for eighteen different satellite customers on one launch // 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, August 13–16, 2001. Logan, 2001. SSC01 VIIIb-5.
9. Храмов Д.А. Миниатюрные спутники стандарта «Cubesat» // Космическая наука и техника. 2009. Т. 15. № 3. С. 20—31.
10. Спутники стандарта Cubesat. URL: <https://cubesatkit.ru/ru/cubesats.html> (дата обращения: 15.03.2020).
11. Рыночный прогноз по эксплуатации микроспутников. Атланта: Официальный сайт SpaceWorks., 2017. URL: https://www.spaceworks.aero/wp-content/uploads/SpaceWorks_Nano_Microsatellite_Market_Forecast_2017.pdf (дата обращения: 15.03.2020)
12. Михайловский К.В., Просунцов П.В., Резник С.В. Разработка высокотеплопроводных полимерных композиционных материалов для космических конструкций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2012. № 9. С. 98—106.
13. Никольский В.В. Проектирование сверхмалых космических аппаратов: учебное пособие. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т. 2012. 59 с.
14. Чеботарев В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие / В.Е. Чеботарев, В.Е. Косенко; Сиб. гос. Аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
15. Современные мобильные технологии. URL: https://www.notebook-center.ru/processor_tdp.html (дата обращения: 15.03.2020).
16. Дан П., Рей Д. Тепловые трубы. М.: Энергия, 1979. 272 с.
17. Майданик Ю.Ф. Достижения и перспективы развития контурных тепловых труб // Труды 4-й конф. по теплообмену. М.: МЭИ, 2006. С. 84—92.
18. Майданик Ю.Ф. Контурные тепловые трубы – высокоэффективные теплопередающие устройства для охлаждения электроники // Электроника: НТБ. 2017. № 6. С. 122—130.
19. Майданик Ю.Ф., Вершинин С.В., Чернышева М.А. Разработка и исследование аммиачной миниатюрной контурной тепловой трубы при различных внешних условиях // Тепловые процессы в технике. 2016. № 7. С. 312—320.
20. Гончаров К.А., Двирный В.В. Опыт разработки и применения тепловых труб для космических аппаратов в научно-производственном объединении имени С.А. Лавочкина // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнева. 2018. № 1 (18). С. 123—127.
21. Ван Юй, Денисов О.В., Денисова Л.В. Моделирование охлаждения процессора в наноспутнике с помощью контурных тепловых труб // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2019. Т. 20. № 3. С. 211—219. URL: <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2019-20-3-211-219> (дата обращения: 15.03.2020).
22. Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Петров Н.М., Шуляковский А.В., Денисова Л.В. Расчетно-экспериментальное определение теплопроводности углепластика в плоскости армирования на основе бесконтактного измерения температуры // Тепловые процессы в технике. 2016. Т. 8. № 12. С. 557—563.

23. Резник С.В., Просунцов П.В., Денисов О.В., Петров Н.М., Ли Вонхеонг. Расчетно-экспериментальная методика определения теплопроводности композиционного материала корпуса наноспутника // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2017. Т. 18. № 3. С. 345–352 <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-3-345-352>

References

1. Danilkin AP, Kozlov VA. World trends in the development of small satellites. *Economic Strategies*. 2016;6:136–149. (In Russ.)

2. Small spacecraft market research in retrospect 2002–2013 and with a forecast until 2020. *Technologies and facilities of communication*. Available from: www.o2consulting.ru (accessed: 15.03.2020).

3. San Francisco: Nanosatellite and Microsatellite Market Analysis Report By Mass, By End Use (Defense & Security), By Application (Communication & Navigation, Scientific Research), And Segment Forecasts, 2019–2025. *Grand View Research*. URL: www.grandviewresearch.com/industry-analysis/nanosatellite-microsatellitemarket (accessed: 15.03.2020).

4. Petrukovich AA, Nikiforov OV. Small satellites for scientific research. *Rocket and space instrumentation and information systems*. 2016;3(4): 22–31. (In Russ.)

5. Kashirin AV, Glebanova I I. Analysis of the current state of the market of nanosatellites as a disruptive innovation and the possibilities of its development in Russia. *Young Scientist*. 2016;7:855–867. (In Russ.)

6. Makridenko LA, Boyarchuk KA. Microsatellites. Development trend. Market features and social significance. *Electromechanics*. 2005;102:12–27. (In Russ.)

7. World's largest data base of nanosatellites, currently more than 2500 nanosats. URL: <http://nanosats.eu/> (accessed: 15.03.2020).

8. Puig-Suari J, Turner C, Twiggs RJ. Cubesat: the development and launch support infrastructure for eighteen different satellite customers on one launch. *15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, Utah, August 13–16, 2001. SSC01 – VIIIb-5.

9. Khramov DA. Miniaturized satellites of Cubesat standard. *Space science and technology*. 2009;15(3):20–31. (In Russ.)

10. Satellites of Cubesat standard. URL: <https://cubesatkit.ru/en/cubesats.html> (accessed: 15.03.2020).

11. Market forecast for the operation of microsatellites [Electronic resource]. Atlanta: The official website of Space Works., 2017. URL: https://www.spaceworks.aero/wp-content/uploads/SpaceWorks_Nano_Microsatellite_Market_Forecast_2017.pdf (accessed: 15.03.2020).

12. Mikhailovskii KV, Prosuntsov PV, Reznik SV. Razrabotka visokoteploprovodnih polimernih kompozitsionnih materialov dlya kosmicheskikh konstruksii [Development of high-conductivity polymer composite materials for space structures]. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2012;9:98–106. (In Russ.)

13. Nikolskii VV. *Proektirovanie sverhmalih kosmicheskikh apparatov [Designing of ultra-small spacecrafts]: training manual*. Saint Petersburg: Baltic State Technical University; 2012. (In Russ.)

14. Chebotarev VE, Kosenko VE. *Osnovi proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya [The basics of designing a spacecraft information support]: tutorial*. Krasnoyarsk; 2011. (In Russ.)

15. Modern mobile technology. URL: https://www.notebook-center.ru/processor_tdp.html (accessed: 15.03.2020).

16. Dunn PD, Reay DA. *Heat Pipes*. Pergamon Press, Oxford – New York – Toronto – Sydney – Paris – Braunschweig; 1976.

17. Maydanik YuF. Dostizheniya i perspektivi razvitiya konturnih teplovih trub [Achievements and development prospects of loop heat pipes]. *Proc. of 4-th Conf. on Heat Mass Transfer*, Moscow; 2006. p. 84–92. (In Russ.)

18. Maydanik YuF. Konturnie teplovie trubi – visokoeffektivnye teploperedayshie ustroystva dlya ohlazhdeniya elektroniki [Loop Heat Pipes: highlyefficient heat transfer devices for cooling systems of electronics]. *Journal «Electronics: Science, Technology, Business»*. 2017;6:122–130. (In Russ.)

19. Maydanik YuF, Vershinin SV, Chernysheva MA. Razrabotka i issledovanie ammiachnoi miniaturnoi konturnoi teplovoi trubi pri razlichnih vneshnih usloviyah [Development and Research of Ammonia Miniature Loop Heat Pipe under Various External Conditions]. *Journal of Thermal Processes in Engineering*. 2016;7:312–320. (In Russ.)

20. Goncharov KA, Dvirnyi VV. Experience of development and application of heat pipes for space vehicles at S.A. Lavochkin's scientific-industrial enterprise. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018;1(18):123–127. (In Russ.)

21. Wang Yu, Denisov OV, Denisova LV. Simulation of cooling of a processor in nanosatellite using the loop heat pipes. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2019;20(3):211–219. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2019-20-3-211-219>. (In Russ.)

22. Reznik SV, Prosuntsov PV, Denisov OV, Petrov NM, Shulyakovskiy AV, Denisova LV. Raschetno-eksperimental'noe opredelenie teploprovodnosti ugleplastika v ploskosti armirovaniya na osnove beskontaktnogo izmereniya temperature [Numerical and experimental estimation of heat conductivity of carbon plastic in a reinforcement plane on the basis of contactless

measurement of temperature]. *Journal of Thermal Processes in Engineering*. 2016;12:557—563. (In Russ.)

23. Reznik SV, Prosuntsov PV, Denisov OV, Petrov NM, Vonheong Lee. Nano-satellite body composite material thermal conductivity determination computational and theoretical method. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2017;18(3):345—352. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2017-18-3-345-352>. (In Russ.)

Сведения об авторах

Ван Юй, магистрант кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана; e-mail: 1363355962@qq.com

Денисов Олег Валерьевич, доцент кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана, кандидат технических наук; ORCID: 0000-0002-7320-0201, eLIBRARY SPIN-код: 6884-6227; e-mail: denisov.sm13@mail.ru

Денисова Лилиана Валентиновна, доцент кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана, кандидат технических наук; ORCID: 0000-0003-4748-5351, eLIBRARY SPIN-код: 3508-7617; e-mail: u.pasika@yandex.ru

About the authors

Wang Yu, Master Student of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU; e-mail: 1363355962@qq.com

Oleg V. Denisov, Associate Professor of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU, Candidate of Technical Sciences; ORCID: 0000-0002-7320-0201, AuthorID: 176625, eLIBRARY SPIN-code: 6884-6227; e-mail: denisov.sm13@mail.ru

Liliana V. Denisova, Associate Professor of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU, Candidate of Technical Sciences; ORCID: 0000-0003-4748-5351, eLIBRARY SPIN-code: 3508-7617; e-mail: u.pasika@yandex.ru