

Научная статья  
УДК 629.785  
DOI: 10.34759/vst-2022-1-xx-xx

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПАССИВНОЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬЮ ДО 3 кВт ТЕПЛОВЫМИ ТРУБАМИ И АКТИВНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ПОДОГРЕВА ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Олег Валентинович Шилкин<sup>1</sup>, Анатолий Петрович Колесников<sup>2</sup>, Александр Анатольевич Кишкин<sup>3</sup>,  
Александр Александрович Зуев<sup>4</sup> ✉, Александр Викторович Делков<sup>5</sup>

<sup>1,2</sup>«Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева,  
Железногорск, Красноярский край, Россия

<sup>3,4,5</sup>Сибирский государственный университет науки и технологий им. академика М.Ф. Решетне-  
ва, Красноярск, Россия

<sup>1</sup>shilkin@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>kolesnikov@iss-reshetnev.ru

<sup>3</sup>spsp99@mail.ru

<sup>4</sup>dla2011@inbox.ru ✉

<sup>5</sup>delkov-mx01@mail.ru

**Аннотация.** Представлен методологический подход к проектированию системы терморегулирования космического аппарата (СТР КА) с пассивной прокачкой теплоносителя хладопроизводительностью не менее 3 кВт. Рассмотрены три варианта конструкций. Целью работы является идентификация оптимального выбора конструктивных схем при проектировании СТР КА производительностью до 3 кВт, обеспечивающих требуемые эксплуатационные параметры при минимальных массогабаритных характеристиках.

Результаты проектирования показали преимущество варианта с использованием тепловых труб, у которого удельная массоэнергетическая характеристика составляет ~ 33 кг/кВт. На основании результатов проведенного сравнительного анализа можно сделать вывод, что при тепловой нагрузке оборудования космического аппарата до 3 кВт оптимальной является система терморегулирования, конструктивная схема которой базируется на применении исключительно аксиальных тепловых труб.

**Ключевые слова:** выделяемая тепловая мощность, система терморегулирования, тепловые трубы, капиллярный насос, двухфазный контур

**Для цитирования:** Шилкин О.В., Колесников А.П., Кишкин А.А., Зуев А.А., Делков А.В. Проектирование пассивной системы терморегулирования производительностью до 3 кВт тепловыми трубами и активными элементами подогрева для космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 67-80. DOI: 10.34759/vst-2022-1-67-80

Original article

## DESIGNING PASSIVE THERMAL CONTROL SYSTEM WITH A CAPACITY OF UP TO 3 kW BY HEAT PIPES AND ACTIVE HEATING ELEMENTS FOR A SPACECRAFT

Oleg V. Shilkin<sup>1</sup>, Anatoliy P. Kolesnikov<sup>2</sup>, Aleksandr A. Kishkin<sup>3</sup>,  
Aleksandr A. Zuev<sup>4</sup> ✉, Aleksandr V. Delkov<sup>5</sup>

<sup>1,2</sup>Reshetnev Information Satellite Systems,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russia

<sup>3,4,5</sup>Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies.  
Krasnoyarsk, Russia

<sup>1</sup>shilkin@iss-reshetnev.ru

<sup>2</sup>kolesnikov@iss-reshetnev.ru

<sup>3</sup>spsp99@mail.ru

<sup>4</sup>dla2011@inbox.ru ✉

<sup>5</sup>delkov-mx01@mail.ru

### **Abstract**

The thermal control system (TCS) is intended for maintaining the required thermal conditions of all spacecraft elements and onboard equipment.

The spacecraft TCS designing is a significant part of the spacecraft general engineering. This is due to the fact that the TCS is a deeply integrated spacecraft system interrelated with main onboard systems, environment, structural elements and flight tasks.

It is necessary to account for the thermal loads from the onboard equipment, radiation and re-radiation from the Sun and planets, and many other factors while designing a spacecraft. With relatively small thermal capacities, the spacecraft has a leaky design and the TSR is being designed on passive means of thermo stating. Application of thermal models with lumped parameters is widespread in the design of spacecraft onboard equipment. This approach appropriateness is confirmed by the practice of various units of a spacecraft TSR electronic equipment designing, analyzing and testing. The presence of telemetry parameters creates the possibility and directions for techniques optimization for the spacecraft TSR with improved qualitative mass-energy characteristics design.

The most common liquid TSRs display the essential fault in terms of specific mass-energy characteristics due to the greater mass of a coolant fueling, employing only heat-capacitive heat accumulation, as a consequence of the vapor phase inadmissibility at the contour centrifugal pump, though both models and heat balances of such systems are elaborated enough.

The presented article deals with an approach to the design of structural schemes for the spacecraft thermal control system with passive coolant pumping with of at least 3 kW of thermal power productivity. Three options were considered herewith.

The first option studies application of the thermal control system based on heat pipes, installed on the radiating panels. The heat-emitting devices herewith is installed on the backside of the radiating surface, and heat pipes distribute the heat along the panels' surface transferring heat from one panel to the other.

The second option suggests the device in the form of the central heat bus, in which the heat-emitting devices are located on the common cooling panel, and uncontrolled heat pipes are embedded into the board being cooled and carry the heat from the electronic equipment to the passive heat transfer device in the form of the capillary pump.

The heat transfer unit of the third option does not contain flexible pipelines, and connects the electronic equipment board with the emitting radiator by the rigid pipelines. To provide the possibility for temperature control of the board being cooled, the heat pipes' condensing zones of the cooled board and emitting radiators are connected by the gas-regulated heat pipes.

As far as the system with passive coolant pumping is under consideration, such criteria as energy consumption, operability range, control accuracy and reliability for all options are practically the same, and dominant evaluation criterion is the mass, which computing for all three options is presented. The computational results revealed the first option advantage, for which specific mass-energy characteristic was  $\sim 33$  kg/kW (without considering the ration of a certain part of the mass to the load-bearing structure mass).

The results of the performed comparative analysis allow drawing a conclusion that at the spacecraft equipment thermal load up to 3.0 kW, the most optimal is the thermal control system, which design scheme is based on application of the exclusively axial heat pipes.

**Keywords:** heat output, thermal control system, heat pipes, capillary pump, two-phase circuit

**For citation:** Shilkin O.V., Kolesnikov A.P., Kishkin A.A., Zuev A.A., Delkov A.V. Designing passive thermal control system with a capacity of up to 3 kW by heat pipes and active heating elements for a spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 67-80. DOI: 10.34759/vst-2022-1-67-80

## Введение

Система терморегулирования космического аппарата (СТР КА) предназначена для поддержания в требуемых диапазонах рабочих температур всего установленного оборудования на участке выведения и при орбитальном функционировании, а также для обеспечения теплового режима оборудования КА совместно с технологическими средствами термостатирования при наземных испытаниях в диапазоне как рабочих температур электронных систем полезной нагрузки [1–4], так и специальных криогенных температур для работы инфракрасных рефлекторов [5].

Проектирование СТР КА является неотъемлемой частью общего проектирования КА [6, 7].

При проектировании СТР КА необходимо учитывать тепловые нагрузки от бортовой аппаратуры, излучение и переизлучение от Солнца и планет и множество других факторов. В работе [8] предложен метод расчета внешнего теплообмена КА, основанный на аппроксимации внешних поверхностей КА и видимого с КА участка поверхности планеты многогранными поверхностями с элементарными треугольными гранями и на последующей численной диагностике возможного эффекта взаимного затенения этих граней от исходящего от Солнца и планеты излучения. В работе [6] представлены тепловые математические модели с распределенными и сосредоточенными параметрами малого космического аппарата (МКА) с тепловыделением основной бортовой аппаратуры до 50 Вт. При сравнительно небольших тепловых мощностях КА имеет негерметичное исполнение, и СТР проектируется на пассивных средствах термостатирования [9,

10]. Использование тепловых моделей с сосредоточенными параметрами широко распространено при проектировании бортовой аппаратуры КА, целесообразность данного подхода подтверждена практикой проектирования, анализа и испытаний различных блоков радиоэлектронной аппаратуры КА [6, 11, 12]. Наличие параметров телеметрии дает возможность и направления оптимизации методик проектирования СТР КА с улучшенными качественными энергомассовыми характеристиками [13].

К средствам обеспечения теплового режима КА относят ряд технологических решений: покрытие элементов конструкций материалами с заданными термооптическими свойствами; теплопроводящие материалы; двухфазные системы теплопередачи (тепловые трубы, контурные тепловые трубы, жидкостные тепловые контуры и др.) [6, 14, 15].

При проектировании СТР КА часто используют специализированное программное обеспечение, например модуль Simcenter 3D Space Systems Thermal Siemens NX (реализованы численные методы конечных разностей и конечных элементов, методы Монте-Карло), выполняют расчеты модели теплового состояния КА с сосредоточенными параметрами с помощью модуля пакета Matlab в среде динамического междисциплинарного моделирования сложных технических систем Simulink и т.д. [6, 16–18].

Наиболее распространенные жидкостные СТР имеют существенный недостаток в части удельных массо-энергетических характеристик: из-за большей массы заправки теплоносителя они

используют только теплоемкостную аккумуляцию тепла, вследствие недопустимости паровой фазы на контурном центробежном насосе, хотя модели и тепловые балансы таких систем достаточно проработаны.

Методики и алгоритмы расчета теплоотдачи при фазовом переходе на участках нагрева и конденсации тепловых труб СТР в достаточном объеме рассматриваются в работах [19–25].

Целью работы является оптимальный выбор конструктивных схем при проектировании СТР КА производительностью до 3кВт, обеспечивающих требуемые эксплуатационные параметры при минимальных массогабаритных характеристиках.

В настоящей статье рассматриваются пассивные СТР на основе тепловых труб (ТТ) и капиллярных насосов (КН) с использованием теплоты фазового перехода, т.е. двухфазные контуры (ДФК) без активных насосных агрегатов.

### Требования к двухфазным контурам

Из назначения КА вытекают требования, предъявляемые к СТР, основанным на двухфазных контурах.

Классификация КА по назначению:

- короткоживущие КА;
- длительно функционирующие и короткоживущие обитаемые (посещаемые) орбитальные платформы и крупногабаритные станции (пилотируемые КА);
- автономные и автоматические КА длительной эксплуатации (орбитальные и межпланетные).

В течение всего времени активного существования КА рабочая температура каждого элемента КА должна поддерживаться в заданном диапазоне, должны учитываться тепловые нагрузки в условиях космического пространства: тепловое излучение Солнца, отраженное излучение от Земли, переизлучение от элементов конструкции, тепловые нагрузки от работающей аппаратуры. Необходимо учитывать ориентацию КА и падающие излучение и переизлучение, изменяющие отражательные и поглощательные свойства поверхностей КА. Следует учитывать нагрузки от тепловыделения приборов и оборудования КА в зависимости от программы полета.

Требования при проектировании СТР: обеспечение прочности, технологичности и надежности на всех этапах производства, монтажа и при транспортировке, возможность устранения возникающих дефектов и отказов. В период выведе-

дения КА на орбиту СТР должна выдерживать возникающие нагрузки, вибрации, колебания и аэродинамический нагрев головного обтекателя.

Предъявляются также требования, связанные с регламентными работами и наземным обслуживанием. Конструкция КА и СТР должна обеспечивать надежность и работоспособность, технологичность изготовления при минимальной трудоемкости и стоимости.

### Проектирование СТР

Проектируемый автоматический КА, работающий на геостационарной орбите, состоит из одного негерметичного модуля, в котором расположена тепловыделяющая аппаратура полезной нагрузки и служебных систем.

В настоящее время для КА основным способом термостатирования и терморегулирования является использование систем с теплоносителем без фазового перехода за счет теплоемкостного массопереноса. При тепловых мощностях до 3 кВт применяются СТР с принудительной подачей теплоносителя насосами динамического типа. Отвод тепловой мощности осуществляется за счет аккумуляции тепла жидким теплоносителем и соответствующего его нагрева, причем величина нагрева определяется массовым расходом и теплоемкостью в соответствии с соотношением

$$N = C_p \dot{m} (t_{\text{ВЫХ}}^{\text{ж}} - t_{\text{ВХ}}^{\text{ж}}),$$

где  $N$  – тепловая мощность, выделяемая объектом термостатирования;  $C_p$  – удельная теплоемкость жидкого теплоносителя;  $t_{\text{ВЫХ}}^{\text{ж}}$  – температура рабочего тела на выходе из объекта терморегулирования;  $t_{\text{ВХ}}^{\text{ж}}$  – температура рабочего тела на входе в объект терморегулирования;  $\dot{m}$  – массовый расход теплоносителя.

При больших суммарных тепловыделениях аппаратуры  $N$  минимальный расход теплоносителя ограничен допустимой максимальной температурой оборудования в зоне теплоотвода. Увеличение массового расхода приводит к возможности уменьшения температурного напора  $(t_{\text{ВЫХ}}^{\text{ж}} - t_{\text{ВХ}}^{\text{ж}})$ . Однако это приводит к увеличению массоэнергетических характеристик системы (повышенная производительность насосов, диаметра системы подачи и т.д.)

Массовая характеристика СТР КА, как правило, может составлять от 5 до 9 % от массы всего КА.

Увеличение тепловыделения приборов и аппаратуры КА приводит к увеличению габаритов и массы, поэтому возникает задача проектирования и разработки СТР с фазовым переходом. Вследствие испарения жидкой фазы в зонах отвода тепла от бортового оборудования тепло аккумулируется в виде скрытой теплоты парообразования, в данном случае на единицу массового расхода переносится большее количество тепла (по сравнению с однофазной системой СТР).

Использование СТР с фазовым переходом позволяет увеличить интенсивность теплопередачи по сравнению с теплообменом в однофазном циркуляционном контуре.

Концепция создания высоконадёжных СТР с ДФК для КА с длительными сроками активного существования должна базироваться на успешном опыте создания и эксплуатации систем терморегулирования на основе жидкостного контура с активным регулированием температуры рабочей жидкости в зонах отвода тепловой мощности КА.

Для обеспечения выполнения основной целевой задачи СТР КА – создания наиболее оптимальных температурных условий для работы оборудования полезной нагрузки и платформы, механических систем и конструкции КА на всех этапах эксплуатации – концепция создания современных, высоконадёжных и эффективных систем терморегулирования на базе двухфазных контуров должна предусматривать:

- применение соответствующего оборудования и передовых технологий при изготовлении СТР с ДФК;

- максимально возможную простоту и надёжность технических решений на всех уровнях структуры системы;

- оптимизацию состава СТР (минимизацию средств активного регулирования в пределах возможного);

- разработку и применение новых решений при необходимом условии получения нового существенного качества;

- обеспечение максимальной автономности и живучести СТР с ДФК;

- обеспечение гарантированных температурных запасов по всем требованиям для всех этапов жизни КА;

- оптимизацию тепловых и системных интерфейсов СТР с бортовыми системами КА;

- разработку тепловых математических моделей системы, расчётных прогнозов для испы-

тательных этапов с целью верификации и летных прогнозов;

- развитие технологической и производственной базы СТР по мере усложнения задач и требований к КА в новых программах, включая, как одну из важнейших составляющих, увеличение заданного срока работы КА.

При разработке и проектировании СТР КА с ДФК учитывается, что в компоновочной схеме отсутствует герметичный приборный контейнер, а все тепловыделяющее оборудование располагается непосредственно на панелях силовой конструкции, поэтому отвод избыточного тепла от КА целесообразно осуществлять непосредственно с наружной стороны приборных панелей. Для эффективности отбора тепла от наиболее теплонагруженных приборов и переноса его на большую излучающую поверхность применяются тепловые трубы (ТТ) и контурные тепловые трубы (КТТ). Трехосная ориентация КА на стационарной орбите предопределяет тот факт, что каждая из панелей поочередно будет подвержена воздействию солнечного потока, снижая тем самым эффективность одной из радиационных поверхностей. Модульный принцип построения будущих КА (модуль служебных систем (МСС) и модуль полезной нагрузки (МПН)) приводит к тому, что большая часть тепловой нагрузки приходится именно на МПН. Отвод тепловой мощности в количестве 3,0 кВт от МПН требует наличия значительных радиационных поверхностей, которые в составе конструкции МПН и МСС, как правило, создать затруднительно.

Дополнительные радиационные поверхности предлагается выполнить в виде откидных панелей-радиаторов, входящих в состав МПН или МСС.

### **Основные принципы построения двухфазных СТР**

На КА теплоисточники обычно распределены с дискретностью 20–300 Вт, и их количество составляет от десятка до сотен единиц. Это усложняет задачу проектирования сети теплосброса, обеспечивающей охлаждение объектов при любой их конфигурации. Рост тепловыделения с одновременным увеличением линейных размеров КА, выводимых на стационарную орбиту, наряду с переходом на двухфазные СТР, также требует увеличения площадей излучательных радиаторов. Поэтому при проектировании используются следующие принципы построения СТР с ДФК:



1) повышение рабочих температур панелей, на которых размещено тепловыделяющее оборудование. Это позволяет повысить температуру радиаторных панелей (одновременно уменьшается их площадь). Этот принцип ограничен требованиями высокой надежности и долговечности работы СТР. В ближайшем будущем ожидать превышения температуры работоспособности тепловыделяющих приборов  $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ , видимо, не следует;

2) увеличение поверхности северной и южной радиаторных панелей. Возможности ограничиваются размерами средств доставки объекта на орбиту;

3) присоединение к КА большого количества раскрываемых радиаторных панелей, в том числе на западной и восточной сторонах;

4) использование конструкции КА для установки на них дополнительных излучательных радиаторов или использование конструкции КА в качестве радиатора;

5) дублирование как отдельных агрегатов, так и всего двухфазного контура;

6) автономность отдельных подсистем СТР;

7) уменьшение подвижных элементов или полный отказ от них и переход на пассивные элементы;

8) использование дополнительных панелей для размещения тепловыделяющего оборудования МПН.

СТР проектируется исходя из размещения тепловыделяющей аппаратуры на северных и южных панелях модуля, используемых одновременно и как излучательные, и как поглощательные радиаторы СТР. Для отвода большей части тепловыделений от аппаратуры, распределения по площади панелей и передачи тепла с одной панели на другую применяются тепловая труба (ТТ) (в основном встроенная в панели модуля), компенсирующие и замещающие обогреватели и экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ).

Трехосная ориентация КА на стационарной орбите приводит к тому, что каждая из панелей со стороны осей  $\pm Z$  поочередно в течение примерно полугода подвержена воздействию солнечного потока, что является причиной снижения эффективности одной из радиационных поверхностей.

Панели-радиаторы представляют собой сотопанели со встроенными ТТ или трактом контурной тепловой трубы (КТТ). Панели, поверхности которых не предназначены для излучения, закрыты ЭВТИ.

Сравнительная оценка различных схем СТР средней тепловой мощности для КА, работающих на стационарной орбите, проводилась при следующих исходных данных:

— максимальная тепловая нагрузка от модуля служебных систем и модуля полезной нагрузки —  $3\text{ кВт}$ ;

— расчетная рабочая температура посадочных мест оборудования  $40\text{ }^{\circ}\text{C}$  (диапазон работоспособности от минус  $30$  до плюс  $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;

— теплоноситель ТТ — аммиак;

— теплоотвод от оборудования осуществляется за счет теплового контакта оборудования с термостатированной поверхностью приборных панелей.

Принятые допущения при расчетах:

— внешний тепловой поток, поглощаемый  $1\text{ м}^2$  панели «Север» и раскрываемых панелей, составляет  $160\text{ Вт}$  (исходя из значения  $A_s = 0,28$  ( $A_s$  — поглощательная способность радиационных панелей) на конец срока активного существования (САС) и коэффициента взаимного облучения с панелей и солнечных батарей);

— температура окружающей среды для панелей «Север» и «Юг» составляет  $3\text{ К}$ , для раскрываемых панелей минус  $125\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;

— коэффициент эффективности при излучении панелей «Север» и «Юг» равен  $0,88$ , а при излучении раскрываемых панелей  $0,85$ ;

— площадь каждой панели «Север» и «Юг» составляет  $4,61\text{ м}^2$ ;

— шаг между ТТ на панелях  $\sim 75\text{ мм}$ .

Возможны три варианта СТР с пассивной прокачкой теплоносителя.

### ***Первый вариант***

В первом варианте применяется СТР на ТТ, которые расположены на излучательных панелях. Тепловыделяющая аппаратура установлена на внутренней стороне сотопанели, излучающая поверхность на внешней стороне сотопанели, ТТ распределяют тепло по объему сотопанелей. Передача тепла с одной панели на другую также производится с помощью ТТ.

Компоновочная схема варианта СТР на ТТ приведена на рис. 1. Солнечное излучение под углом  $23^{\circ}$  попадает либо на радиационную панель «Юг», либо на панель «Север», в зависимости от времени (зимнее или летнее солнцестояние). На рис. 1 солнечное излучение под углом  $23^{\circ}$  попадает только на панель «Север».

### Второй вариант

Во втором варианте предложено устройство в виде центральной тепловой шины, в котором тепловыделяющая аппаратура расположена на общей охлаждаемой панели. Нерегулируемые ТТ вмонтированы в охлаждаемую плату и переносят тепло от электронного оборудования к пассивному устройству теплопереноса. В качестве устройства переноса тепла от охлаждаемой панели к радиаторам, расположенным на определенном расстоянии от основного корпуса КА, используется капиллярный насос. Транспортная часть тракта устройства теплопереноса может быть гибкой, а радиатор – раскрываемым. Тепловая схема приведена на рис. 2.

### Третий вариант

В третьем варианте предлагается двухфазная СТР, аналогичная варианту 2. Отличия заключаются в следующем:

– пассивное устройство теплопереноса не содержит гибких трубопроводов и соединяет плату электронного оборудования с радиатором с помощью жестких трубопроводов;

– для возможности регулирования температуры охлаждаемой платы конденсаторные зоны ТТ охлаждаемой платы и излучательных радиаторов соединены газорегулируемыми тепловыми трубами (ГРТТ), которые снабжены баллонами с неконденсирующимся газом (НКГ). Тепловая схема приведена на рис. 3.

В связи с тем что рассматриваются системы с пассивной прокачкой теплоносителя, такие характеристики системы, как энергопотребление, диапазон работоспособности, точность регулирования и надежность, у всех вариантов практически одинаковы, и основным критерием является масса.

### Определение эффективности проектируемых вариантов

Для определения массы проводятся расчеты в следующей последовательности:

1. По расчетной температуре и площади панели, на которой установлена тепловыделяющая аппаратура, определяется излучаемая мощность панели.

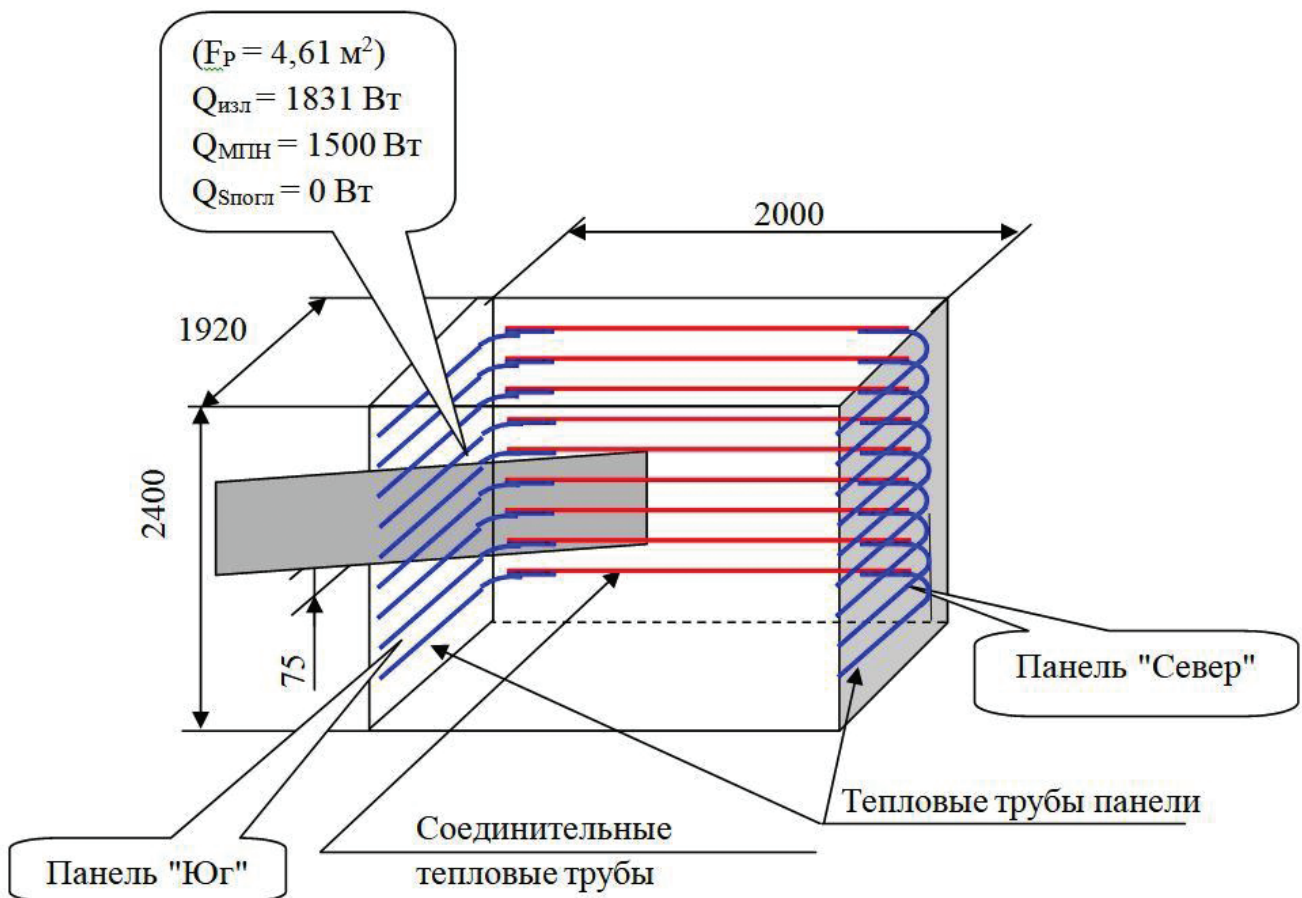


Рис. 1. Схема пассивной двухфазной СТР на 3 кВт. Вариант 1 на тепловых трубах

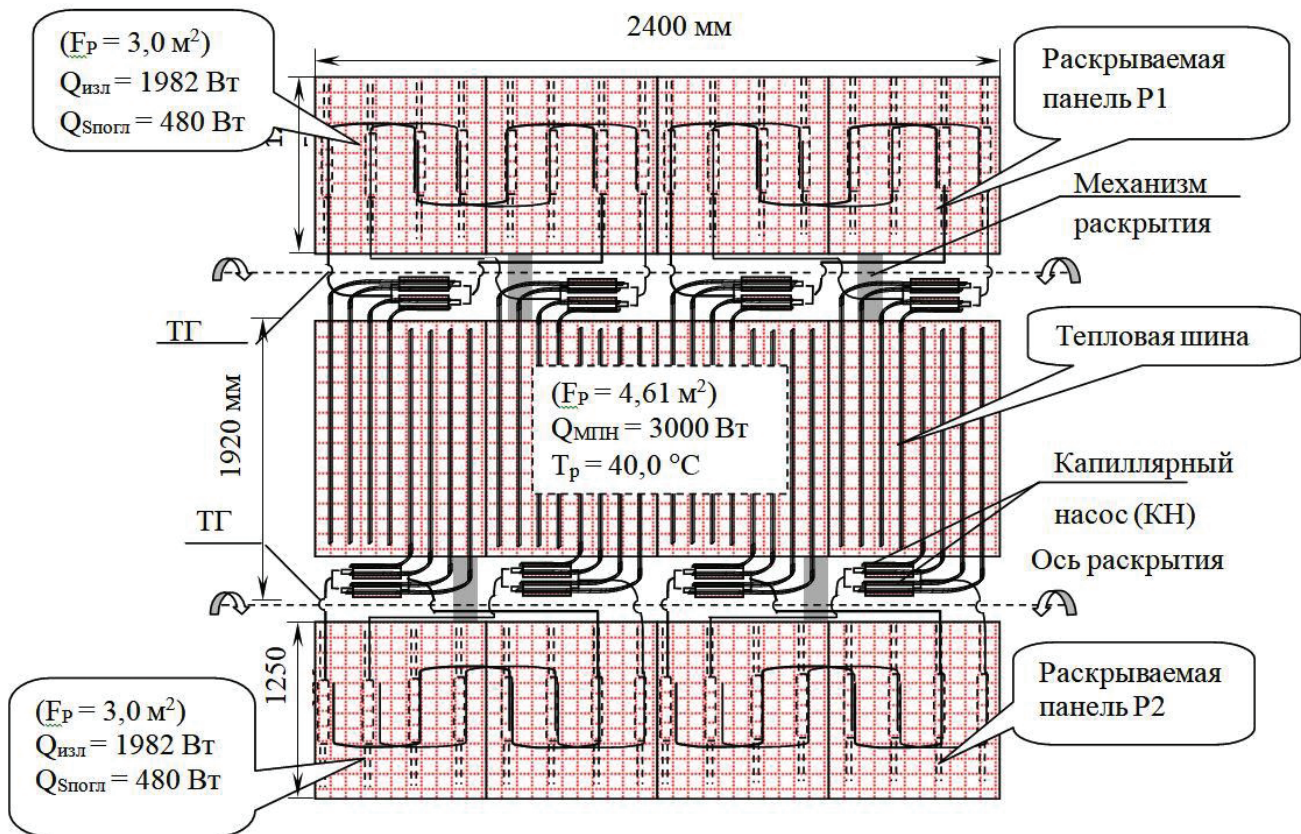


Рис. 2. Схема пассивной двухфазной СТР на 3 кВт. Вариант 2 с тепловой шиной

Определяется баланс:

$$Q_{\text{МПН}} + Q_{\text{с погл}}^i \leq Q_{\text{изл}}^i,$$

где  $Q_{\text{МПН}}$  — мощность тепловыделяющей аппаратуры, Вт;  $Q_{\text{с погл}}^i$  — тепловой поток, поглощаемый панелью, Вт;  $Q_{\text{изл}}^i$  — излучаемая мощность панели, Вт.

Если баланс соблюдается, то уточняется рабочая температура системы,

Если баланс не соблюдается, то определяется площадь отдельного радиатора, мощность и тип пассивного теплопередающего устройства.

2. По компоновке изделия и по тепловой нагрузке определяются количество ТТ на панели выделяющей аппаратуры и тип профиля, из которого изготавливаются ТТ.

3. Определяется перепад температуры тепловой цепочки: панель тепловыделяющей аппаратуры — панель отдельного радиатора.

4. Уточняется площадь отдельного радиатора.

5. Уточняется баланс тепла с учетом поглощения и излучения радиатора.

В результате предварительного теплового расчета для изготовления ТТ принят однополочный профиль с диаметром парового канала

6,1 мм и следующими массовыми характеристиками ( $q_l$  — погонная масса ТТ):

$q_l = 0,230 \text{ кг/м}$  — при ширине полки 30 мм;

$q_l = 0,203 \text{ кг/м}$  — при ширине полки 20 мм;

$q_l = 0,176 \text{ кг/м}$  — профиль без полки;

$q_l = 0,257 \text{ кг/м}$  — профиль с двумя полками шириной 20 мм.

Масса  $1 \text{ m}^2$  сотовой панели принята равной 5,78 кг, масса  $1 \text{ m}^2$  сотовой панели центральной шины принята равной 8,67 кг (из-за необходимости крепления ТТ с двух сторон обшивки панели).

В табл. 1—3 представлены результаты расчетов: по варианту 1 — в табл. 1; по варианту 2 — в табл. 2; по варианту 3 — в табл. 3.

Баланс тепловых потоков рассчитывается по формуле

$$\sum Q_{\text{с погл}} = S_0 \cdot A_s \cdot F_{\text{панели}} \cdot \sin \alpha / 0,91 = 737 \text{ Вт},$$

где  $S_0$  — поток солнечного излучения;

$A_s$  — поглощательная способность радиационных панелей;

$F_{\text{панели}}$  — площадь панели;

$\alpha$  — угол падения излучения на радиационную панель КА;





Таблица 1

Масса СТР  $Q = 3,0$  кВт по варианту 1

НАИМЕНОВАНИЕ	Площадь или количество в СТР	Масса, кг	
		1 м <sup>2</sup> или одной штуки	суммарная
1. Радиационные сотопанели			
1.1. «Север»	4,61 м <sup>2</sup>	5,78	26,63
1.2. «Юг»	4,61 м <sup>2</sup>	5,78	26,63
2. Тепловые трубы			
2.1. На панели «Север»	32 шт.	0,483	15,46
2.2. На панели «Юг»	32 шт.	0,483	15,46
2.3. Соединительные	32 шт.	0,368	11,78
3. Электрообогреватели трубопроводов двигателя ориентации на солнце	6 шт.	0,17	1,0
4. Электрообогреватели замещающие	6 шт.	0,3	1,8
5. Экранно-вакуумная теплоизоляция	Комплект	2,0	2,0
<b>ИТОГО</b>			<b>100,75</b>

Таблица 2

Масса СТР  $Q = 3,0$  кВт по варианту 2

НАИМЕНОВАНИЕ	Площадь или количество в СТР	Масса, кг	
		1 м <sup>2</sup> или одной штуки	суммарная
1. Сопанели			
1.1. Тепловая шина	4,61 м <sup>2</sup>	8,67	39,97
1.2. Раскрываемая панель Р1	3,0 м <sup>2</sup>	5,78	17,34
1.3. Раскрываемая панель Р2	3,0 м <sup>2</sup>	5,78	17,34
2. Тепловые трубы			
2.1. Тепловая шина	32 шт.	0,474	15,17
2.2. Раскрываемая панель Р1	16 шт.	0,239	3,82
2.3. Раскрываемая панель Р2	16 шт.	0,239	3,82
3. КТТ			
3.1. Раскрываемая панель Р1	8 шт.	2,9	23,2
3.2. Раскрываемая панель Р2	8 шт.	2,9	23,2
4. Механизм раскрытия	4 шт.	5,0	20,00
5. Электрообогреватели трубопроводов двигателя ориентации на солнце	6 шт.	0,17	1,00
6. Электрообогреватели замещающие	6 шт.	0,3	1,8
7. Экранно-вакуумная теплоизоляция	Комплект	2,0	2,00
8. Трубопровод гибкий			
8.1. Р1	8 шт.	0,2	1,6
8.2. Р2	8 шт.	0,2	1,6
<b>ИТОГО</b>			<b>171,86</b>

Таблица 3

Масса СТР Q = 3,0 кВт по варианту 3

НАИМЕНОВАНИЕ	Площадь или количество в СТР	Масса, кг	
		1 м <sup>2</sup> или одной штуки	суммарная
1. Сопанели			
1.1. Тепловая шина	4,61 м <sup>2</sup>	5,78	26,64
1.2. "Север" МПН	3,0 м <sup>2</sup>	5,78	17,34
1.3. "Юг" МПН	3,0 м <sup>2</sup>	5,78	17,34
2. Тепловые трубы			
2.1. Тепловая шина	16 шт.	0,474	7,58
2.2. "Север" МПН	16 шт.	0,239	3,82
2.3. "Юг" МПН	16 шт.	0,239	3,82
2.4. Регулируемые	16 шт.	0,550	8,80
3. КТТ			
3.1. "Север" МПН	4 шт.	2,9	11,6
3.2. "Юг" МПН	4 шт.	2,9	11,6
5. Электрообогреватели трубопроводов двигателя ориентации на солнце	6 шт.	0,17	1,00
6. Электрообогреватели замещающие	6 шт.	0,3	1,8
7. Экранно-вакуумная теплоизоляция	Комплект	2,0	2,00
ИТОГО:			113,34

0,91 – коэффициент, учитывающий взаимное переизлучение радиационной панели с панелью-ми солнечных батарей;

$$\sum Q_{\text{изл}} = 1876 + 1831 = 3707 \text{ Вт};$$

$$\sum Q_{\text{МПН}}^{\text{расч}} = 3707 - 737 = 2970 \text{ Вт};$$

$$\sum Q_{\text{МПН}}^{\text{зад}} = 3000 \text{ Вт};$$

$$\sum Q_{\text{МПН}}^{\text{расч}} \approx Q_{\text{МПН}}^{\text{зад}}.$$

Баланс тепловых потоков:

$$\sum Q_{\text{с погл}} = 480 + 480 = 960 \text{ Вт};$$

$$\sum Q_{\text{изл}} = 1982 + 1982 = 3964 \text{ Вт};$$

$$\sum Q_{\text{МПН}}^{\text{расч}} = 3964 - 960 = 3004 \text{ Вт};$$

$$\sum Q_{\text{МПН}}^{\text{зад}} = 3000 \text{ Вт};$$

$$\sum Q_{\text{МПН}}^{\text{расч}} = Q_{\text{МПН}}^{\text{зад}}.$$

**Выводы**

Расчеты показали, что для СТР КА, имеющей тепловую мощность до 3,0 кВт, меньшая масса получается у варианта 1. Значительно большая масса в вариантах 2 и 3 объясняется наличием раскрываемых радиаторов и механизма раскрытия в варианте 2 и наличием дополнительных ТТ в варианте 3. Необходимо также иметь в виду, что в вариантах 1 и 3 ТТ являются одновременно силовыми элементами, чего не может быть в варианте 2.

Во всех трех вариантах основным способом регулирования температуры охлаждаемых плат,

на которых установлено тепловыделяющее оборудование, является замещение мощностью электрообогревателей. Точность регулирования температуры зависит от активного управления включением и выключением замещающих электрообогревателей.

Частичную пассивную регулируемость обеспечивает двухфазная СТР, рассматриваемая в варианте 3, но применение газорегулируемых ТТ в системе с хладопроизводительностью 3,0 кВт нежелательно из-за большей удельной массы.

Результаты расчетов теплофизических параметров и массы систем, качественное сравнение других параметров показали, что оптимальной для СТР КА на стационарной орбите тепловой мощностью до 3,0 кВт является СТР с размещением тепловыделяющей аппаратуры на северной и южной панелях модуля, используемых одновременно и как излучательные радиаторы СТР. Панели выполнены в виде сотовой конструкции, и для распределения тепла по площади панели и передачи между панелями используются ТТ. Для поддержания температуры используются компенсирующие и замещающие электрообогреватели и ЭВТИ (вариант 1). ТТ одновременно используются как силовой элемент конструкции КА. Базовым элементом такой СТР является аксиальная ТТ общей длиной до 3,0 м и передаваемой мощностью до 150 Вт. Удельная массоэнергетическая характеристика такой системы составляет ~ 33 кг/кВт (без учета отнесения части массы к массе силовой конструкции).

Однако на этапе детального проектирования, например в эскизном проекте, параметры тепловых труб, топология их прокладки, шаг между трубами и другие конструктивные особенности выбранного варианта могут быть уточнены.

#### Список источников

1. *Meseguer J., Pérez-Grande I., Sanz-Andrés A.* Spacecraft thermal control. — Cambridge, UK: Woodhead Publishing Limited, 2012. — 413 p.
2. *Gilmore D.G.* Spacecraft thermal control handbook. — AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics); 2nd Revised ed. Edition, 2002. — 836 p.
3. *Крушенко Г.Г., Голованова В.В.* Совершенствование системы терморегулирования космических аппаратов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. М. Ф. Решетнева. 2014. № 3(55). С. 185–189.
4. *Чеботарев В.Е., Зимин И.И.* Методика оценки диапазона эффективного применения унифицированных космических платформ // Сибирский журнал

- науки и технологий. 2018. Т. 19. № 3. С. 532–537. DOI: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-532-537.
5. *Шилкин О.В., Кишкин А.А., Зуев А.А., Делков А.В., Лаэров Н.А.* Проектирование системы пассивного охлаждения бортового комплекса космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 96-106. DOI: 10.34759/vst-2021-2-96-106
6. *Кауров И.В., Ткаченко И.С., Салмин В.В.* Методика проектирования системы обеспечения теплового режима малых космических аппаратов и верификация математических моделей на основе данных телеметрии // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 3. С. 113-129. DOI: 10.34759/vst-2021-2-113-129
7. *Miao J., Zhong Q., Zhao Q., Zhao X.* Spacecraft Thermal Control Technologies. — Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2021. — 374 p.
8. *Колесников А.В., Палешкин А.В.* Численный метод моделирования внешнего теплообмена космического аппарата с произвольной формой наружных поверхностей // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 4. С. 81-89.
9. *Diaz-Aguado M., Greenbaum J., Fowler W.T., Lightsey E.G.* Small satellite thermal design, test, and analysis // Defense and Security Symposium, 2006 (Orlando (Kissimmee), Florida, USA). Vol. 6221. DOI: 10.1117/12.666177
10. *Muñoz S., Hornbuckle R.W., Lightsey E.G.* FASTRAC Early Flight Results // Journal of Small Satellites (JoSS). 2012. Vol. 1. No. 2, pp. 49-61. URL: <https://jossonline.com/wp-content/uploads/2014/12/0102-FASTRAC-Early-Flight-Results.pdf>
11. *Алексеев В.А., Кудрявцева Н.С., Малоземов В.В., Пичулин А.С., Титова А.С., Шангин И.А.* Математическое моделирование тепловых процессов малогабаритной бортовой аппаратуры // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 1. С. 55-61.
12. *Алексеев В.А., Кудрявцева Н.С., Титова А.С.* Выбор параметров термокамеры для испытаний антенной решетки негерметичного спутника Земли // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 154-162.
13. *Жаренов И.С., Жумаев З.С.* Система обеспечения теплового режима микроспутника «ТаблетСат-Аврора»: проектирование и лётная отработка // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 63-75.
14. *Вятлев П.А., Сергеев Д.В., Сысоев А.К., Сысоев В.К.* Влияние длительного хранения на характеристики элементов терморегулирующих покрытий космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 222-228. DOI: 10.34759/vst-2020-4-222-228
15. *Hartsfield C.R., Shelton T.E., Palmer B.O., O'Hara R.* All-metallic phase change thermal management systems for transient spacecraft loads // Journal of



- Aerospace Engineering. 2020. Vol. 33. No. 4. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001150
16. Ivanushkin M.A., Tkachenko I.S., Safronov S.L. et al. On the results of processing of the telemetry data received from the “AIST” small satellite constellation // *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. Vol. 1368. No. 4. DOI: 10.1088/1742-6596/1368/4/042062
  17. Veshkini A., Lee K., Jackson C., Pye C. Modeling Lunar and Martian Environments with Simcenter 3D Space Systems Thermal // 49th International Conference on Environmental Systems – ICES’2019-167 (07-11 July 2019; Boston, Massachusetts). URI: <https://hdl.handle.net/2346/84935>
  18. Hinterman E., Hoffman J.A. Simulating oxygen production on Mars for the Mars Oxygen In-Situ Resource Utilization Experiment // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 170, pp. 678–685. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.02.043
  19. Зуев А.А., Назаров В.П., Арнольд А.А. Определение локального коэффициента теплоотдачи с использованием модели температурного пограничного слоя в полостях вращения газовых турбин // *Вестник Московского авиационного института*. 2019. Т. 26. № 2. С. 99–115.
  20. Зуев А.А., Пиунов В.Ю., Назаров В.П., Арнольд А.А. Определение локального коэффициента теплоотдачи с использованием модели температурного пограничного слоя с конвективной составляющей в полостях вращения ТНА ЖРД // *Вестник Южно-Уральского государственного университета*. Серия: Машиностроение. 2019. Т. 19. № 2. С. 30–44. DOI: 10.14529/engin190203
  21. Weyburne D.W. Approximate heat transfer coefficients based on variable thermophysical properties for laminar flow over a uniformly heated flat plate // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2008. Vol. 44. No. 7, pp. 805–813. DOI: 10.1007/s00231-007-0306-z
  22. Weyburne D.W. New thickness and shape parameters for the boundary layer velocity profile // *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2014. Vol. 54, pp. 22–28. DOI: 10.1016/j.expthermflusci.2014.01.008
  23. Patil P.M., Roy M., Shashikant A. et al. Triple diffusive mixed convection from an exponentially decreasing mainstream velocity // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2018. Vol. 124, pp. 298–306. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.03.052
  24. Seyyedi S.M., Dogonchi A.S., Hashemi-Tilehnoee M., Ganji D.D. Improved velocity and temperature profiles for integral solution in the laminar boundary layer flow on a semi-infinite flat plate // *Heat Transfer – Asian Research*. 2019. Vol. 48. No. 1, pp. 182–215. DOI: 10.1002/htj.21378
  25. Denarie A., Aprile M., Motta M. Heat transmission over long pipes: New model for fast and accurate district heating simulations // *Energy*. 2019. Vol. 166, pp. 267–276. DOI: 10.1016/j.energy.2018.09.186

## References

1. Meseguer J., Pérez-Grande I., Sanz-Andrés A. *Spacecraft thermal control*. Cambridge, UK, Woodhead Publishing Limited, 2012, 413 p.
2. Gilmore D.G. *Spacecraft thermal control handbook*. AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics), 2nd Revised ed. Edition, 2002, 836 p.
3. Krushenko G.G., Golovanova V.V. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. M.F. Reshetneva*, 2014, no. 3(55), pp. 185–189.
4. Chebotarev V.E., Zimin I.I. Procedure for evaluating the effective use range of the unified space platforms. *Siberian journal of science and technology*, 2018, vol. 19, no. 3, pp. 532–537. DOI: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-532-537
5. Shilkin O.V., Kishkin A.A., Zuev A.A., Delkov A.V., Lavrov N.A. Passive cooling system designing for a spacecraft onboard complex. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 96–106. DOI: 10.34759/vst-2021-2-96-106
6. Kaurov I. V., Tkachenko I. S., Salmin V. V. Design technique for small spacecraft thermal control system and mathematical models verification based on telemetry data. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 3, pp. 113–129. DOI: 10.34759/vst-2021-2-113-129
7. Miao J., Zhong Q., Zhao Q., Zhao X. *Spacecraft Thermal Control Technologies*. Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2021, 374 p.
8. Kolesnikov A.V., Paleshkin A.V. Numerical method of modelling of external heat exchange of the space vehicle with any form of external surfaces. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 4, pp. 81–89.
9. Diaz-Aguado M., Greenbaum J., Fowler W.T., Lightsey E.G. Small satellite thermal design, test, and analysis. *Defense and Security Symposium*, 2006 (Orlando (Kissimmee), Florida, USA), vol. 6221. DOI: 10.1117/12.666177
10. Muñoz S., Hornbuckle R.W., Lightsey E.G. FASTRAC Early Flight Results. *Journal of Small Satellites (JoSS)*, 2012, vol. 1, no. 2, pp. 49–61. URL: <https://jossonline.com/wp-content/uploads/2014/12/0102-FASTRAC-Early-Flight-Results.pdf>
11. Alekseev V.A., Kudriavtseva N.S., Malozemov V.V., Pichulin V.S., Titova A.S., Shangin I.A. Mathematical modeling of heat processes of miniature onboard equipment. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 55–61.
12. Alekseev V.A., Kudriavtseva N.S., Titova A.S. Heat chamber parameter choice for nonpressurized earth satellite antenna array thermal tests. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 154–162.

13. Zharenov I.S., Zhumaev Z.S. Thermal Control Provision System for the TabletSat-Aurora microsatellite: design and flight adaptation. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 63-75.
14. Vyatlev P.A., Sergeev D.V., Sysoev A.K., Sysoev V.K. Long-term storage impact on spacecraft temperature-regulating coating elements characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 222-228. DOI: 10.34759/vst-2020-4-222-228
15. Hartsfield C.R., Shelton T.E., Palmer B.O., O'Hara R. All-metallic phase change thermal management systems for transient spacecraft loads. *Journal of Aerospace Engineering*, 2020, vol. 33, no. 4. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001150
16. Ivanushkin M.A., Tkachenko I.S., Safronov S.L. et al. On the results of processing of the telemetry data received from the "AIST" small satellite constellation. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1368, no. 4. DOI: 10.1088/1742-6596/1368/4/042062
17. Veshkini A., Lee K., Jackson C., Pye C. Modeling Lunar and Martian Environments with Simcenter 3D Space Systems Thermal. *49th International Conference on Environmental Systems – ICES'2019-167 (07-11 July 2019; Boston, Massachusetts)*. URI: <https://hdl.handle.net/2346/84935>
18. Hinterman E., Hoffman J.A. Simulating oxygen production on Mars for the Mars Oxygen In-Situ Resource Utilization Experiment. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 170, pp. 678-685. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.02.043
19. Zuev A.A., Nazarov V.P., Arngol'd A.A. Determining local heat transfer coefficient by a model of temperature boundary layer in gas turbine cavity of rotation. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 99-115
20. Zuev A.A., Piunov V.Yu., Nazarov V.P., Arngol'd A.A. *Vestnik Yuzhno-Ural'skogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Mashinostroenie*, 2019, vol. 19, no. 2, pp. 30-44. DOI: 10.14529/engin190203
21. Weyburne D.W. Approximate heat transfer coefficients based on variable thermophysical properties for laminar flow over a uniformly heated flat plate *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2008, vol. 44, no. 7, pp. 805–813. DOI: 10.1007/s00231-007-0306-z
22. Weyburne D.W. New thickness and shape parameters for the boundary layer velocity profile. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, vol. 54, pp. 22–28. DOI: 10.1016/j.expthermflusci.2014.01.008
23. Patil P.M., Roy M., Shashikant A. et al. Triple diffusive mixed convection from an exponentially decreasing mainstream velocity. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, vol. 124, pp. 298–306. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.03.052
24. Seyyedi S.M., Dogonchi A.S., Hashemi-Tilehnoee M., Ganji D.D. Improved velocity and temperature profiles for integral solution in the laminar boundary layer flow on a semi-infinite flat plate. *Heat Transfer – Asian Research*, 2019, vol. 48, no. 1, pp. 182–215. DOI: 10.1002/htj.21378
25. Denarie A., Aprile M., Motta M. Heat transmission over long pipes: New model for fast and accurate district heating simulations. *Energy*, 2019, vol. 166, pp. 267–276. DOI: 10.1016/j.energy.2018.09.186

Статья поступила в редакцию 25.11.2021; одобрена после рецензирования 11.12.2021; принята к публикации 11.12.2021.

The article was submitted on 25.11.2021; approved after reviewing on 11.12.2021; accepted for publication on 11.12.2021.