

Научная статья
УДК 629.7.036.74

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМОВ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ ПРИ ОРБИТАЛЬНОМ ФУНКЦИОНИРОВАНИИ ГАЗОВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Игорь Николаевич Пятых¹, Алексей Валерьевич Каташов², Алексей Петрович Сеницин³,
Альберт Владимирович Румянцев⁴✉

^{1, 2, 3} Опытное конструкторское бюро «Факел» (ОКБ «Факел»),
Калининград, Россия

^{1, 2, 3, 4} Балтийский федеральный университет им. И. Канта (БФУ им. И. Канта),
Калининград, Россия

¹ phantom4400@yandex.ru

² Katashov@fakel-russia.com

⁴ albert37@list.ru ✉

Аннотация. Приведены результаты разработки и использования тепловой модели наноспутника с газовой двигательной установкой орбитального функционирования для расчета температурного поля, определения внутренних и внешних кондуктивных и радиационных тепловых потоков, градиентов и скоростей изменения температуры в стационарных и динамических режимах работы. Даются рекомендации по улучшению тепловой схемы наноспутника и повышению его надежности..

Ключевые слова: наноспутник, газовая двигательная установка, электронагревный двигатель, тепловая модель, пакет прикладных программ Thermica, теплообмен в космосе

Для цитирования: Пятых И.Н., Каташов А.В., Сеницин А.П., Румянцев А.В. Определение режимов термостатирования при орбитальном функционировании газовой двигательной установки // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 117–124.

Original article

THERMOSTATING MODES DETERMINING AT GAS-POWERED PROPULSION UNIT ORBITAL FUNCTIONING

Igor' N. Pyatykh¹, Aleksei V. Katashov², Aleksei P. Sinitin³, Al'bert V. Rumyantsev⁴ ✉

^{1, 2, 3} Experimental design bureau “Fakel” (EDB “Fakel”),
Kaliningrad, Russia

^{1, 2, 3, 4} Immanuel Kant Baltic Federal University,
Kaliningrad, Russia

¹ phantom4400@yandex.ru

² Katashov@fakel-russia.com

⁴ albert37@list.ru ✉

Abstract

The world leading aerospace industry organizations show interest in developing and upgrading the ultra-low-power engines, characterized by the power less than 100 W, for the small spacecraft (SC) including the CubeSat format spacecraft. This interest can be explained by the possibility of obtaining new knowledge and deriving of

commercial profit while the small-size SC, equipped with propulsion units with high values of the total burn, for orbital maneuvers performing. The projects of commercial companies, aspiring covering the low-orbit space around the Earth by the information transmission systems, which represent orbital groups of the small SCs, constituting formation and jointly performing the flight task, so-called satellite constellations, may be adduced as an example of the considered interest.

Application of the small spacecraft of the CubeSat format may lead in the future to the change of the basic approach to the Solar system exploration due to the high ratio of the obtained scientific knowledge to the financial costs. Thus, the growing interest of the world market in the movement control systems for the small SC is being observed, which is proved out by the presence of scientific works and publications. Nonetheless, according to the “World’s Largest Database of Nanosatellites” European database information, more than 1300 nano-satellites were manufactured by the middle of 2020 (including the SC of the CubeSat format), and only 5% if the small SC from this number had a propulsion unit as their part.

Propulsion units for nanosatellites of the CubeSat format can be formed both on an electric rocket engine (ERE) and on a gas-powered engine (GPEU), which has a minimum volume and mass, which, in its turn, complicates the extra thermostating system placing on it.

The article describes the technique and stages of the GPEU thermal design, and adduces its thermal mathematical model, consisted of detailed thermal models of all the constituent elements of the installation, placed on the spacecraft frame, around, around which the screens with photocells of the solar battery are placed.

The article presents the results of developing and employing the thermal model of a nanosatellite with gas propulsion system of orbital operation. The said model was used for the temperature field computing, internal and external conductive and radiative heat fluxes determining. It allows as well determine gradients and rates of temperature change in stationary and dynamic operation modes with subsequent recommendations on improve the nanosatellite thermal design and reliability.

The results of thermal computations on determining temperature ranges and thermal fluxes among the GPEU elements for the considered options of its placing on the SC frame at the extreme combination of thermal loads and thermal conditions of the GPEU application set for the thermal computations are presented. The authors gave recommendations on the thermostating system improvement.

Keywords: nano-satellite, gas-powered propulsion unit, electrothermal engine, thermal model, Thermica application program package, heat transfer in space

For citation: Pyatykh I.N., Katashov A.V., Sinitsin A.P., Rumyantsev A.V. Thermostating Modes Determining at Gas-Powered Propulsion Unit Orbital Functioning. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 117-124.

Введение

С развитием цифровых технологий и миниатюризации космической техники все более широкое применение находят микроспутники массой 10–100 кг и наноспутники массой 1–10 кг, которые, как правило, выводятся на орбиту в качестве попутной полезной нагрузки. Наноспутники преимущественно имеют размер в три юнита – 3U, при этом только около 2,7% наноспутников оснащены двигателями, что объясняется отсутствием надежных универсальных устройств с оптимальным соотношением массы, тяги, формируемого импульса и энергопотребления.

Указанные спутники и космические аппараты имеют небольшие габариты и ограниченную бортовую электрическую мощность.

Газовая двигательная установка (ГДУ) разрабатывается для наноспутников формата «CubeSat», поэтому имеет минимальные объем и массу, что, в свою очередь, усложняет размещение дополнительной системы термостатирования [1].

В состав газовой двигательной установки входят: электронагревный двигатель (ЭНД) с клапаном электромагнитным (КЭМ); баллон композитный (3 шт.); клапан однократного действия (КОД); заправочное устройство малогабаритное (2 шт.); ресивер объемом 0,05 л (в составе которого электроклапан высокого давления (КЭМ ВД и ограничитель расхода), преобразователь давления (2 шт.), штатный датчик температуры, трубопроводы (высокого давления – 7 шт., низкого давления – 3 шт.) [2], каркасы рамы космического аппарата (КА).

ГДУ находится внутри рамы космического аппарата, на которую крепятся экраны толщиной 0,5 мм с наклеенными на них со всех сторон солнечными батареями.

Схема расположения на раме КА элементов ГДУ и самого ГДУ приведена на рис. 1.

В статье описаны методика и этапы теплового проектирования [3], приведена тепловая математическая модель ГДУ, состоящая из подробных

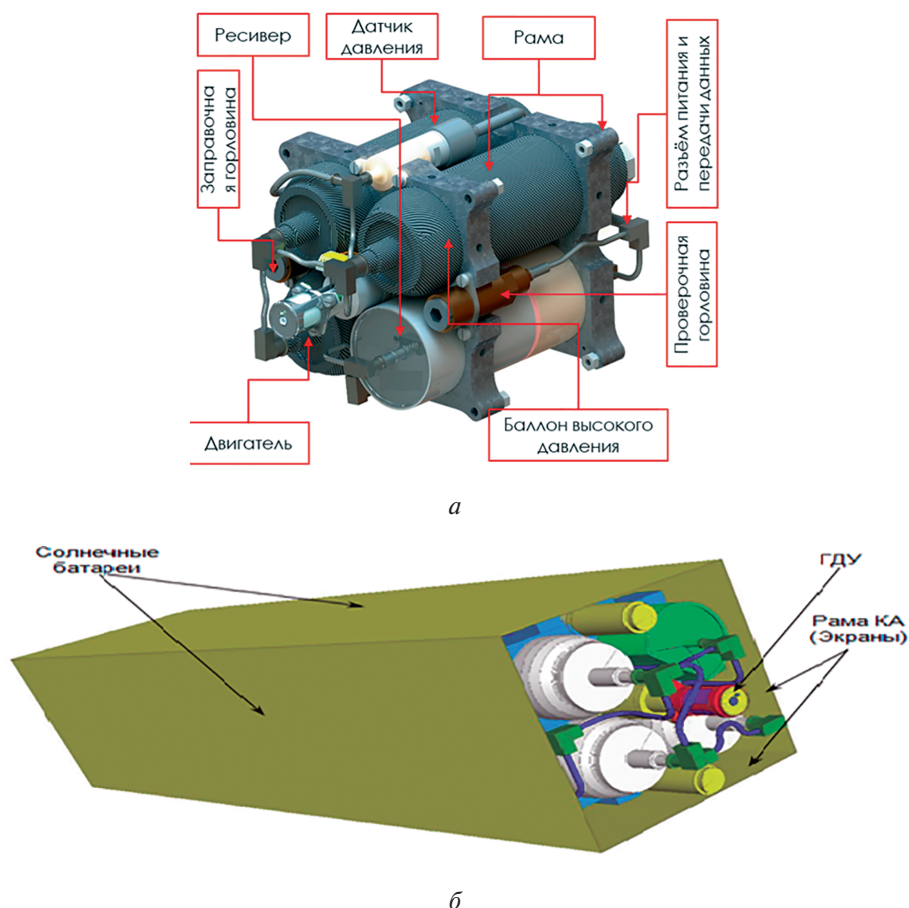


Рис. 1. Схема расположения элементов ГДУ (а); ГДУ на раме КА (б)

тепловых моделей всех составляющих элементов установки, размещенных на раме КА, вокруг которой находятся экраны с фотоэлементами солнечной батареи; представлены результаты тепловых расчетов по определению диапазонов температуры и тепловых потоков по элементам ГДУ для рассмотренных вариантов размещения ГДУ на раме КА при экстремальном сочетании тепловых нагрузок [3] и заданных для теплового расчета тепловых условий [3, 4] применения ГДУ.

На ГДУ не предусмотрена установка автономных нагревателей и индивидуальной теплоизоляции. Для более точной оценки теплового состояния ГДУ требуется верификация разработанных тепловых моделей после проведения тепловакуумных испытаний.

Цель и задачи теплового расчета

Целью теплового расчета является оценка теплового состояния элементов ГДУ в орбитальном функционировании (ОФ), с учетом воздействия на элементы ГДУ прямого и отраженного солнечного и инфракрасного тепловых потоков, значения которых для элементов поверхностей ГДУ на раме КА

заданы в соответствии с условиями эксплуатации в орбитальном функционировании.

Задача расчета — оценка достаточности принятых мер по обеспечению теплового режима ГДУ в условиях орбитального функционирования [5].

Начальные условия задачи

ГДУ находится внутри рамы КА, которая со всех сторон закрыта экранами, кроме поверхностей со стороны двигателя (см. рис. 1) [1].

Система термостатирования в ГДУ в орбитальном функционировании отсутствует, рабочий температурный диапазон поддерживается за счет солнечного, отраженного и инфракрасного излучения [6, 7, 8].

Расчет теплового состояния двигательной установки проводился при следующих начальных условиях:

- начальная температура ГДУ — 273 К;
- температура окружающей среды — 4 К;
- окружающая среда — вакуум.

Особенность орбитального функционирования ГДУ заключается в отсутствии термостатирования. Не допускается снижение температуры ГДУ ниже

223 К и повышение выше 328 К ($\Delta T = 105$ К), при этом на момент отделения от носителя (далее по тексту контакт отделения (КО)) температура ГДУ должна быть не ниже 278 К.

Температура элементов ГДУ в орбитальном функционировании зависит от величины потерь с радиационных поверхностей ГДУ через экраны с фотоэлементами, закрывающими установку со всех сторон, за исключением радиационных поверхностей со стороны двигателя.

При тепловом расчете блоков КА учитывались приходящее на наружные поверхности блоков прямое и отраженное от окружающих поверхностей двигательного блока и КА солнечное излучение и инфракрасный тепловой поток от Земли [9, 10, 11].

В соответствии с аналогичной циклограммой выведения КА с попутной нагрузкой с космодрома Восточный при расчете теплового состояния ГДУ принято: высота орбиты – 500 км; наклон орбиты – $97,3^\circ$, время обращения вокруг Земли – 96 мин; время в тени – 35 мин; удельный солнечный поток – 1420 Вт/м^2 ; удельный отраженный солнечный поток от Земли (Альbedo) – 420 Вт/м^2 ; удельный инфракрасный тепловой поток от Земли – 184 Вт/м^2 [2, 12, 13, 14].

Граничными участками с постоянной температурой 278 К заданы блоки полезной нагрузки в соответствии с данными системы их термостабилизации.

Тепловая модель ГДУ

Разработка тепловой модели ГДУ, тепловые расчеты и исследование чувствительности модели к изменениям и различным сочетаниям внутренних и внешних параметров теплообмена были проведены с помощью пакета прикладных программ (ППП) Thermica V4 [15].

В модели были учтены геометрические размеры деталей (с незначительными упрощениями, не влияющими на распределение температуры), свойства конструкционных материалов и заданы контактные термосопротивления между узлами модели. Учитывался теплообмен излучением между поверхностями.

Для проведения теплового расчета используется математическая модель физической системы тел, которая включает в себя тепловые связи, обусловленные теплопроводностью и излучением. Предполагается, что каждое тело физической системы (каждый узел тепловой модели) является изотермическим, т. е. температура во всех точках его объема одинакова и равна некоторому среднему ее значению (для неизотермических тел это условие может быть достигнуто путем разделения его на более мелкие области, в пределах которых температура может быть принята постоянной).

Изотермические узлы в тепловой модели ГДУ связаны между собой кондуктивными и радиационными тепловыми связями. Для каждого узла тепловой модели заданы теплофизические свойства (теплоемкость, коэффициент теплового излучения и коэффициент поглощения солнечного излучения), а также, если требуется, мощность объемного или поверхностного источника, или стока тепла. Для определения радиационных связей построена 3D-модель, геометрия которой задана по реальным размерам.

Тепловые модели отдельных блоков, входящих в состав ГДУ, ранее были верифицированы по результатам тепловакуумных испытаний на стендах АО «ОКБ «Факел». Расчет проводился на общей тепловой модели, так как учитывалось влияние блоков друг на друга.

Процедура верификации основана на решении обратной задачи теплового проектирования и состоит в сравнении результатов расчета с экспериментальными данными, полученными при идентичных граничных и начальных условиях и в уточнении, при необходимости, теплофизических и геометрических характеристик узлов тепловой модели и/или ее функциональной схемы [16, 17, 18].

Тепловая модель ГДУ была разбита на более чем 300 изотермических узлов, что гарантирует необходимый градиент температуры на критических элементах ГДУ.

Расчет термического сопротивления между узлами тепловой модели проводился в программе, разработанной в АО «ОКБ Факел», где учитывались: материал соприкасающихся узлов (коэффициент теплопроводности), давление сжатия, площадь поверхностей и шероховатость.

Среди элементов имеются граничные элементы – элементы с постоянной температурой или с заданным характером изменения температуры, которые совместно с геометрическими и теплофизическими характеристиками элементов тепловой модели составляют условие однозначности для конкретного варианта теплового расчета.

Результаты тепловых расчетов

Режим «ОФ, хранение». В тепловом расчете режима «ОФ, хранение» (Орбитальное функционирование) был рассмотрен вариант нахождения ГДУ на низкой орбите 500 км, при этом учитывались солнечный, отраженный тепловой поток и инфракрасный тепловой поток от Земли. В режиме «ОФ, хранение» элементы ГДУ не работают, тепловыделение на них отсутствует. Система термостабилизации на ГДУ отсутствует. Учитывалось влияние полезной нагрузки ГДУ (полезная нагрузка – это различные блоки, находящиеся внутри КА; циклограмма работы блоков полезной нагрузки не

известна, поэтому смоделированы экстремальные условия при работе блоков) как элемент граничных условий с постоянной температурой [19].

По результатам теплового расчета после четырех витков вокруг Земли в установившемся режиме минимальная температура ГДУ в месте установки штатного термодатчика составила 260 К, максимальная – 273 К.

Минимальная температура клапана КЭМ-ВД – 258 К, что является достаточным условием для хранения клапана в соответствии с техническими условиями (ТУ) (от 223 до 323 К). Максимальная температура клапана – 276 К.

Минимальная температура клапана КЭМ двигателя ЭНД – 261 К, в соответствии с ТУ (условия хранения для клапана КЭМ – от 223 до 343 К).

Температура преобразователей давления – от 256 до 275 К, что является достаточным условием эксплуатации изделия (от 253 до 373 К).

Минимальная температура камеры двигателя ЭНД – 266 К.

Результаты теплового расчета ГДУ в режиме «ОФ, хранение» представлены на рис. 2.

Режим «ОФ, работа, тень». В режиме «ОФ, работа, тень» приняты следующие условия:

– время начало работы на теневой стороне орбиты, когда температуры элементов ГДУ минимальны;

– минимальная мощность нагревателя двигателя ЭНД – 4,4 Вт при минимальном напряжении 13 В и максимальном сопротивлении 38 Ом;

– минимальная мощность на катушке клапана КЭМ ВД – 0,99 Вт при минимальном напряжении 13 В и максимальном сопротивлении 170 Ом;

– минимальная мощность на катушке клапана КЭМ – 0,66 Вт при минимальном напряжении 13 В и максимальном сопротивлении 255 Ом.

При функционировании ГДУ сначала подается напряжение на нагреватель пускового клапана КОД в течение 1200 с, после открытия клапана пускового подается напряжение на нагреватель двигателя ЭНД в течение 900 с для разогрева камеры двигателя, затем подается напряжение на клапаны КЭМ ВД и КЭМ в течение 300 с – максимальное время функционирования ГДУ.

По результатам теплового расчета начальная температура ГДУ в месте установки штатного термодатчика составила 260 К.

При мощности нагревателя двигателя ЭНД 4,4 Вт за время 900 с камера двигателя разогреется до 737 К, при этом температура клапана двигателя КЭМ перед началом работы составит 275,5 К. При функционировании двигателя ЭНД в течение 300 с после разогрева температура камеры составит 783 К.

Температура клапана КЭМ ВД на момент включения равна 265 К, что является нарушением условий эксплуатации клапана, так как согласно ТУ клапан сохраняет свои эксплуатационные характеристики в диапазоне температур от 278 до 323 К) [20].

Результаты теплового расчета режима «ОФ, работа, тень» показаны на рис. 3.

Режим «ОФ, работа, Солнце». В этом режиме приняты следующие условия:

– время начала работы на солнечной стороне;

– максимальная мощность нагревателя двигателя ЭНД – 5,4 Вт при максимальном напряжении 14 В и минимальном сопротивлении 36 Ом;

– максимальная мощность тепловыделения на катушке клапана КЭМ ВД – 1,23 Вт при максимальном напряжении 14 В и минимальном сопротивлении 160 Ом;

– максимальная мощность тепловыделения на катушке клапана КЭМ – 0,8 Вт при максимальном

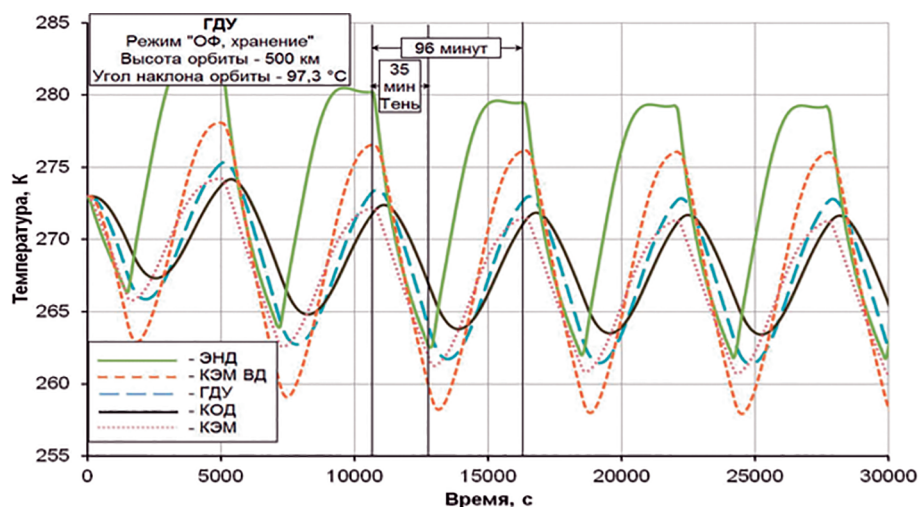


Рис. 2. Изменение температуры элементов ГДУ в режиме «ОФ, хранение»

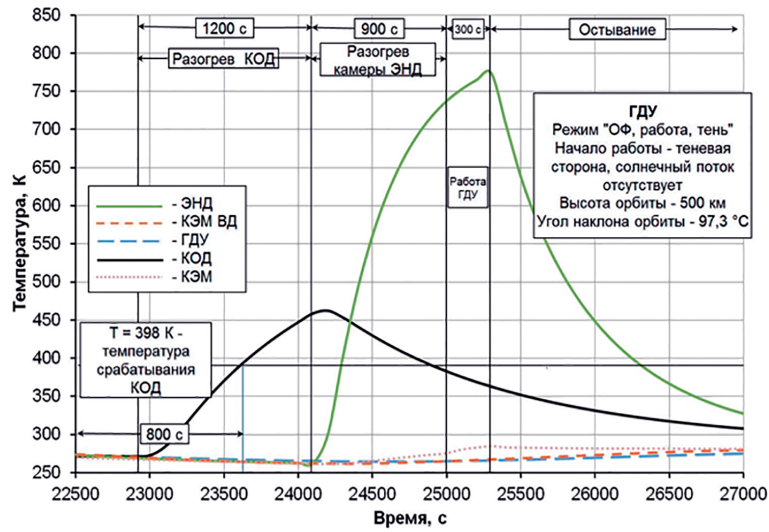


Рис. 3. Изменение температуры элементов ГДУ в режиме «ОФ, работа, тень» Режим «ОФ, работа, Солнце»

напряжении 14 В и минимальном сопротивлении 245 Ом.

В режиме «ОФ, работа, Солнце» ГДУ функционирует по заданной циклограмме: сначала подается напряжение на нагреватель пускового клапана КОД в течение 1200 с, после «подрыва» клапана пускового подается напряжение на нагреватель двигателя ЭНД в течение 900 с для разогрева камеры двигателя, после чего подается напряжение на клапаны КЭМ ВД и КЭМ в течение 300 с – максимальное время функционирования ГДУ.

По результатам теплового расчета начальная температура ГДУ в месте установки штатной терморпары составила 273 К.

При мощности нагревателя двигателя ЭНД 5,4 Вт за время 900 с камера двигателя разогреется до 803 К, при этом температура клапана двигателя КЭМ перед началом работы составит 285 К. При функционировании двигателя ЭНД в течение 300 с после разогрева температура камеры составит 843 К. Клапан МЭК к концу режима разогреется до 303 К.

Температура клапана КЭМ ВД на момент включения равна 283 К, что является достаточным условием эксплуатации клапана, так как клапан сохраняет свои эксплуатационные характеристики в диапазоне температур от 278 до 323 К).

Результаты теплового расчета функционирования ГДУ в режиме «ОФ, работа, Солнце» показаны на рис. 4.

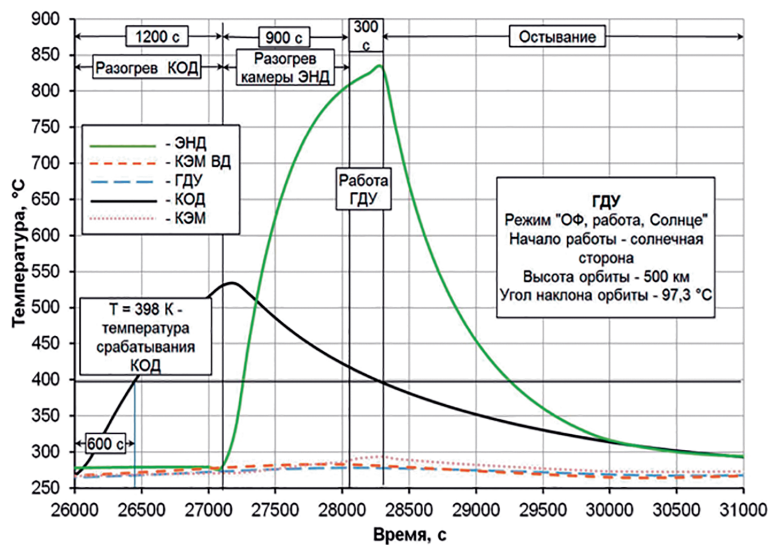


Рис. 4. Изменение температуры элементов ГДУ в режиме «ОФ, работа, Солнце»

Выводы

По результатам предварительного расчета тепловой модели ГДУ в условиях длительного орбитального хранения температуры элементов ГДУ находятся в допустимом температурном диапазоне для нерабочих режимов.

Для обеспечения допустимого диапазона температуры элементов ГДУ к моменту открытия клапанов подачи рабочего тела (КЭМ ВД и КЭМ) необходимо поддержание температуры на штатном термодатчике ГДУ не менее 278 К системой термостатирования КА. В противном случае на теневой стороне орбиты без термостатирования температура клапана КЭМ ВД составит 265 К, что недопустимо для его эксплуатации (в соответствии с ТУ клапан сохраняет свои эксплуатационные характеристики в диапазоне температур от 278 до 323 К).

Для обеспечения возможного варианта теплового режима при автономной работе ГДУ следует предусмотреть систему ее автономного термостатирования путем установки нагревателя на каркас мощностью не менее 5 Вт и поддержания температуры 277–283 К на штатном термодатчике, расположенном на баллоне БЛЗ. При этом температура клапана КЭМ ВД не опустится ниже 278 К на всех режимах орбитального функционирования.

Список источников

1. Прохоренко И.С., Каташов А.В., Каташова М.И. Газовая двигательная установка коррекции для наноспутников // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 152–165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165
2. Васильев В.В., Морозов Н.Г. Композитные баллоны давления: проектирование, расчет, изготовление и испытания. – М.: Машиностроение; Инновационное машиностроение, 2015. – 373 с.
3. Чубов П.Н., Саевец П.А., Румянцев А.В. Тепловой расчет стационарного плазменного двигателя СПД-50 // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 70–79.
4. Аксаментов В.А., Беднов С.М., Залетаев С.В. и др. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов космических аппаратов. – Калининград: ГОНТИ, 1992. – 131 с.
5. Малоземов В.В., Кудрявцева Н.С. Оптимизация систем терморегулирования космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1988. – 108 с.

6. Борщев Н.О., Белявский А.О., Антонов В.А. Анализ систем обеспечения тепловых режимов отечественных космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 7. DOI: 10.18698/2308-6033-2022-7-2193
7. Малоземов В.В., Кудрявцева Н.С. Системы терморегулирования космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1995. – С. 12.
8. Атамасов В.Д., Романов А.В. Системы обеспечения тепловых режимов герметичных отсеков и ЯЭУ космических аппаратов: Учебник. – СПб.: Профessional, 2014. – 248 с.
9. Цаплин С.В., Большев С.А., Романов А.Е. Теплообмен в космосе: Учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2018. – 92 с.
10. Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. Теплообмен излучением. Справочник. – М.: Энергоатомиздат, 1991. С. 10–50.
11. Фаворский О.Н., Каданер Я.С. Вопросы теплообмена в космосе: Учеб. пособие. – М.: Высшая школа, 1967. С. 68–73.
12. Кузнецов В.Д. Космическая погода и риски космической деятельности // Космическая техника и технологии. 2014. № 3(6). С. 3–13.
13. Скляр Ю.А., Фомина Н.В., Котума А.И., Семенова Н.В. Альbedo, поглощенная солнечная радиация и уходящая длинноволновая радиация по материалам атласов NASA C // Известия Саратовского университета. Новая серия. Серия Науки о Земле. 2009. Т. 9. № 1. С. 44–55.
14. Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. – 3-е изд., доп. и перераб. – М.: Наука, 1980. – 511 с.
15. Гуменюк А. Patra-Sinda-MSC Thermica – специализированный комплекс для орбитального теплового анализа конструкции космического аппарата // CADmaster. 2014. № 2(75). С. 50–58.
16. Новиков Л.С. Космическое материаловедение: Учеб. пособие. – М.: МАКС Пресс, 2014. – 447 с.
17. Ковалев А.И. (ред.) Теплофизические свойства авиационных материалов. Ч. 1: Металлы и сплавы. – М.: ОНТИ, 1966. – 138 с.
18. Рябов Ю.А. Движение небесных тел. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Наука, 1988. – 240 с.
19. Анфимов Н.А., Альтов В.В., Залетаев С.В., Копятевич Р.М. Математическое моделирование тепловых режимов КА при орбитальном полете и маневре // Конверсия в машиностроении. 2007. № 1. С. 19–23.
20. Кнунянц И.Л., Фокин А.В. Покорение неприступного элемента. – М.: Изд-во АН СССР, 1963. – 193 с.

References

1. Prokhorenko I.S., Katashov A.V., Katashova M.I. Gas propulsion correcting unit for nanosatellites. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 152-165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165
2. Vasil'ev V.V., Morozov N.G. *Kompozitnye ballony davleniya: proektirovanie, raschet, izgotovlenie i ispytaniya* (Composite pressure cylinders: design, calculation, manufacturing and testing), Moscow, Mashinostroenie; Innovatsionnoe mashinostroenie, 2015, 373 p.
3. Chubov P.N., Saevets P.A., Rumyantsev A.V. Thermal calculation of the SPT-50 stationary plasma thruster. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 70-79.
4. Aksamentov V.A., Bednov S.M., Zaletaev S.V. et al. *Rukovodstvo dlya konstruktorov po obespecheniyu teplovykh rezhimov kosmicheskikh apparatov* (Designers guide on spacecraft thermal conditions ensuring), Kaliningrad, GONTI, 1992, 131 p.
5. Malozemov V.V., Kuryavtseva N.S. *Optimizatsiya sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* (Optimization of spacecraft thermal control systems), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 108 p.
6. Borschev N.O., Belyavsky A.E., Antonov V.A. Analysis of the systems for ensuring thermal regimes of domestic spacecraft. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, no. 7(127). DOI: 10.18698/2308-6033-2022-7-219
7. Malozemov V.V., Kudryavtseva N.S. *Sistemy termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* (Systems of spacecraft thermal regulation), Moscow, Mashinostroenie, 1995, p. 12.
8. Atamasov V.D., Romanov A.V. *Sistemy obespecheniya teplovykh rezhimov germetichnykh otketov i YaEU kosmicheskikh apparatov* (Systems for thermal conditions ensuring of spacecraft sealed compartments and nuclear power plants), St. Petersburg, Professional, 2014, 248 p.
9. Tsaplin S.V., Bolychev S.A., Romanov A.E. *Teploobmen v kosmose* (Heat transfer in space), Samara, Samarskii universitet, 2018, 92 p.
10. Blokh A.G., Zhuravlev Yu.A., Ryzhkov L.N. *Teploobmen izlucheniem* (Heat exchange by radiation), Moscow, Energoatomizdat, 1991, pp. 10-50 (432 p.).
11. Favorskii O.N., Kadaner Ya.S. *Voprosy teploobmena v kosmose* (Issues of heat exchange in space), Moscow, Vysshaya shkola, 1967, pp. 68-73.
12. Kuznetsov V.D. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 3(6), pp. 3-13.
13. Sklyarov Yu.A., Fomina N.V., Kotuma A.I., Semenova N.V. *Izvestiya Saratovskogo universiteta. Novaya seriya. Seriya Nauki o Zemle*, 2009, vol. 9, no. 1, pp. 44-55.
14. Levantovskii V.I. *Mekhanika kosmicheskogo poleta v elementarnom izlozhenii* (Space flight mechanics in an elementary narration), 3rd ed. Moscow, Nauka, 1980, 511 p.
15. Gumenyuk A. *CADmaster*, 2014, no. 2(75), pp. 50-58.
16. Novikov L.S. *Kosmicheskoe materialovedenie*, Moscow, MAKS Press, 2014, 447 p.
17. Kovalev A.I. (ed.) *Teplofizicheskie svoystva aviatsionnykh materialov. Ch. 1: Metally i splavy* (Thermophysical properties of aviation materials. Part 1. Metals and alloys), Moscow, ONTI, 1966, 138 p.
18. Ryabov Yu.A. *Dvizhenie nebesnykh tel* (Motion of celestial bodies), 4th ed. Moscow, Nauka, 1988, 240 p.
19. Anfimov N.A., Al'tov V.V., Zaletaev S.V., Kopyatkevich P.M. *Konversiya v mashinostroyeni*, 2007, no. 1, pp. 19-23.
20. Knunyants I.L., Fokin A.V. *Pokorenie nepristupnogo elementa* (Conquest of the impregnable element), Moscow, AN SSSR, 1963, 193 p.

Статья поступила в редакцию 05.05.2023; одобрена после рецензирования 14.08.2023; принята к публикации 16.08.2023.

The article was submitted on 05.05.2023; approved after reviewing on 14.08.2023; accepted for publication on 16.08.2023.