

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**Г. Г. Крушенко¹, В. В. Голованова²¹Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50
E-mail: genry@icm.krasn.ru²Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. Ф. Фрунзе
Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1-3
E-mail: vasilin-a@rambler.ru

Основными показателями качества космических аппаратов (КА) является их надежность и срок активного существования (САС) на орбите, и существенную роль в этом играет температурный режим внутри объема КА, где находятся приборы. Одна из позиций их стабильной работы заключается в создании определенно-го теплового режима в объеме конструкции, для чего служит система терморегулирования, при которой тепловой режим обеспечивается с помощью вентилятора, включающегося от термореле при заданной температуре. При этом циркулирующий в системе терморегулирования жидкий теплоноситель, например азот, осуществляет передачу тепла от «холодной» поверхности спутника, излучавшей избыток тепла в космическое пространство. При понижении температуры рабочего тела ниже заданной вентилятор выключается, что приводит (в отсутствие конвекции) к значительному увеличению теплового сопротивления между радиационной поверхностью и внутренним объемом поверхности корпуса, в результате, предотвращается дальнейшее снижение температуры. В результате совершенствования системы терморегулирования, наряду с совершенствованием других систем жизнеобеспечения, САС спутников к настоящему времени превышает 10 лет, а к 2016 году намечен САС до 15 лет.

Ключевые слова: космические аппараты, срок активного существования на орбите, температурный режим.

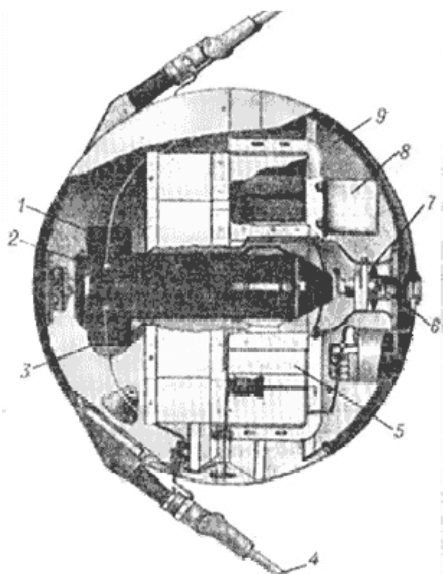
PERFECTION OF CONTROL SYSTEMS OF SPACE VEHICLESG. G. Krushenko¹, V. V. Golovanova²¹Institute of Computational Modeling SB RAS
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail: genry@icm.krasn.ru²Design Bureau “Arsenal” named after M. V. Frunze
1-3, Komsomol St., Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation
E-mail: vasilin-a@rambler.ru

The main indicators of the quality of space vehicles (SV) are their reliability and lifetime (LT) in the orbit, and a significant role in this plays a temperature mode inside of SV, where are the devices. And one of their stable work is to create a specific thermal regime in the volume of construction, what is the thermal control system in which the heat mode is provided with fan provided by thermal relay at a given temperature. The main indicators of the quality of SV are their reliability and LT in orbit, and a significant role in this plays a temperature mode inside of SV, where are the devices. While circulating in the system of temperature control of heat-transfer fluid, for example, nitrogen, transmits heat from the cold surface of the satellite that radiate excess heat into space. At downturn of temperature of a working body under the specified fan is switched off, resulting who in the absence of convection – to a significant increase in thermal resistance between the radiation surface and internal displacement of the surface of the body, and, ultimately, prevented further decrease of the temperature. As a result of improving the control systems, along with the improvement of other life support systems in the LT satellites to date, is more than 10 years, and by 2016 planned LT up to 15 years.

Keywords: space vehicles, lifetime in orbit, temperature mode.

Основными показателями качества космических аппаратов (КА) является их надежность и срок активного существования (САС) на орбите [1]. С целью обеспечения надежной работы на первом спутнике ПС-1 («Простейший спутник первый»), запущенном 4 октября 1957 года, выполненном в виде сферического контейнера диаметром 580 мм, состоящего из двух сферических полуоболочек, изготовленных из листового сплава АМгб толщиной 2 мм (см. рисунок) [2], использовалась система терморегулирования, при которой тепловой режим внутри объема спутника обеспечивался вентилятором, включавшимся от термореле при температуре, равной или выше 30 °С. При этом циркулирующий в системе терморегулирования азот осуществлял передачу тепла «холодной» задней полуоболочке спутника, излучавшей избыток тепла в космическое пространство. При понижении температуры азота до 20–23 °С вентилятор выключался, что приводило (в отсутствие конвекции) к значительному увеличению теплового сопротивления между радиационной поверхностью и внутренним объемом поверхности корпуса и, таким образом, предотвращало дальнейшее снижение температуры [3].

Срок активного существования спутника ПС-1 на орбите составил 3 месяца: запуск – 4 октября 1957 года, сход с орбиты – 4 января 1958 года.



Конструктивная схема первого искусственного спутника Земли: 1 – сдвоенное термореле системы терморегулирования; 2 – радиопередатчик; 3 – контрольные термо- и барореле; 4 – антенна; 5 – аккумуляторная батарея; 6 – вентилятор; 7 – диффузор; 8 – дистанционный переключатель; 9 – экран [4]

А 17 апреля 2000 года впервые в нашей стране состоялся запуск телекоммуникационного спутника SESAT-1 (Siberia-Europe Satellite) – первого космического аппарата, изготовленного в ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва («ИСС»), САС которого в течение 10 лет отмечали на предприятии 18 апреля 2010 года.

Спутник SESAT-1 стал базой для разработки и изготовления космических аппаратов серии «Экспресс-АМ», которые сегодня составляют основу орбитальной телекоммуникационной группировки России [5]. Причем согласно Техническим требованиям к космическому аппарату «Экспресс АМУ2» [6], запуск которого запланирован на 2016 год [7], предусмотрен срок его активного существования не менее 15 лет с момента окончательной или условной приемки КА на орбите, что и было спрогнозировано ранее [8].

SEASAT-1 был построен на базе модифицированной спутниковой герметичной платформы «КАУР-4» (МСС-727), где полезная нагрузка находится в непроницаемом отсеке и охлаждение производится с помощью активной газожидкостной системы терморегулирования (СТР), обеспечивающей поддержание температуры на выходе теплоносителя из радиатора 27 ± 1 °С [9], что гарантирует колебания температуры аппаратуры в отсеке в пределах не более 10 °С, в результате чего срок службы был увеличен до 10 лет. ОАО «ИСС» отвечала за проектирование, изготовление и испытания платформы спутника, элементов терморегулирования модуля полезной нагрузки, сборку и испытания в целом, а также за создание наземного комплекса управления и обучение заказчика управлению новым для него космическим аппаратом. Компания Alcatel Space (ныне Thales Alenia Space) обеспечивала проектирование, изготовление, испытания и поставку в «ИСС» модуля полезной нагрузки спутника [10]. Зарубежные специалисты вычислили, что в таком температурном режиме их бортовая аппаратура сможет отработать двойной САС. Назначение и классификация СТР и состав агрегатов двухконтурной (газожидкостной) СТР приведен в работе [11]. Активная СТР содержит нагнетатель жидкого теплоносителя (98 % изооктан) – электронасосный агрегат (ЭНА), регулятор прямого действия – терморегулятор (ТР), который в схеме спутника SESAT задублирован клапаном-регулятором (КР), работающим по сигналам бортовой цифровой вычислительной машины. Для совершенствования такого типа СТР предложено в наземных условиях моделировать гидравлическую схему, поскольку при работе ТР или КР [12] возможно возникновение резонансных явлений, которые могут привести к повреждению сварных швов и разгерметизации. Этот метод был внедрен на СТР спутника SESAT. При этом были смоделированы резонансы, в результате чего был выбран способ подавления колебаний путем введения в конструкцию ТР трущейся пары, обеспечивающей возвратно-поступательные движения его трехходового клапана, перепускающего теплоноситель или через радиатор-излучатель (РИ), или мимо него на теневой стороне орбиты. В зависимости температуры теплоносителя трехходовой клапан может находиться и в промежуточном состоянии. Таким образом, регулирование теплового режима КА осуществляется путем изменения площади РИ. Второй способ, предлагаемый в усовершенствованных СТР, – это изменение расхода газа G_t в газовом контуре и расхода теплоносителя G_t в жидкостных

контурах. Для реализации вышеуказанного метода предлагается применять нагнетатели газа – вентиляторы (В) и нагнетатели жидкости – ЭНА [13] с рабочими лопатками, изготовленными из материала с «памятью формы», например из никелида титана Ni–Ti, которые изменяют кривизну профиля и угол атаки в зависимости от температуры, что приводит к увеличению или уменьшению расхода рабочего тела. Такие В и ЭНА являются регуляторами температуры прямого действия. Для определения расчётных случаев и получения параметров системы используем уравнение теплового баланса КА в общем виде [13]:

$$\sum m_i c_i dT_i = (Q_{нар} - Q_{вн}) dt - Q_{изл} dt,$$

где m_i , c_i , dT_i – масса, удельная теплоёмкость и температура i -го элемента; $Q_{нар}$, $Q_{вн}$ и $Q_{изл}$ – соответственно, наружный, внутренний и излученный РИ тепловые потоки. Величина внутреннего теплового потока оценивается по затратам мощности в узлах КА и зависит от программы работы энергоустановок и бортовой аппаратуры (БА), для регулирования температуры которой и служит СТР. Отвод тепла осуществляется изменением от поверхности РИ КА площадью F_p со степенью черноты ε . Для определения расчетного значения площади РИ принимаем допущение об осреднении его температуры, учитываем интенсивность циркуляции жидкого теплоносителя, толщину обшивки и небольшой шаг между витками трубопроводов [11]. С учетом указанного допущения величина площади излучающей поверхности герметичного отсека F_p определяется при помощи следующих соотношений:

$$F_p = \frac{Q_{вн} \pm Q_3}{\varepsilon \cdot \sigma \cdot T_p^4 - q_{погл}},$$

$$q_{погл} = A_s \cdot q_s \cdot \left(\overline{F_m^s} + \alpha_3 \cdot \tilde{\varphi}_2^m \cdot \overline{F_m^E} \right) + \varepsilon \cdot q_E \cdot \tilde{\varphi}_1^m \cdot \overline{F_m^E}.$$

Расчет средней температуры РИ выполняют путем последовательных приближений с использованием дополнительных зависимостей вида

$$T_p = \frac{T_{вх} + T_{вых}}{2} - \Delta t_{г-p},$$

$$\Delta t_{г-p} = \frac{Q_{вн} - Q_3}{\alpha \cdot F_p},$$

где $\Delta t_{г-p}$ – перепад температуры между средней температурой РИ и температурой жидкостного теплоносителя в канале радиационного теплообменника. Анализ полученного соотношения для F_p показывает, что площадь РИ зависит как от внутреннего тепловыделения $Q_{вн}$ аппаратуры КА, так и от внешней тепловой нагрузки $q_{погл}$, действующей на КА. Эти факторы являются определяющими при рассмотрении основных расчетных случаев для ТР КА [14]. Расчетными случаями будем называть наиболее характерные для анализируемого ТР тепловые режимы, которые

реализуются в условиях длительного функционирования КА в космическом пространстве [15; 16]. Выбор расчетных случаев для решаемой задачи определяется совокупностью следующих факторов:

- 1) ориентацией космического аппарата на рабочей орбите (при заданных параметрах орбиты);
- 2) условиями освещенности КА на орбите функционирования (пребыванием аппарата на освещенном τ_s или теновом τ_t участках орбиты);
- 3) уровнем энергопотребления аппаратуры (N_{max} или N_{min}).

Из всех возможных случаев ориентации КА на рабочей орбите выделим два положения, различающиеся, прежде всего, действующей на КА внешней тепловой нагрузкой $q_{погл}$:

– положение I – продольная ось КА находится в плоскости орбиты и ориентирована по направлению местной вертикали;

– положение II – продольная ось КА находится в плоскости орбиты и плоскости местного горизонта.

Для каждого из указанных положений определим три характерных расчетных случая:

– Ia (IIa) – энергопотребление N_{max} , КА находится на освещенном участке орбиты τ_s ;

– Ib (IIб) – энергопотребление N_{min} , КА находится на освещенном участке орбиты функционирования τ_s , значение длительности импульса тепловыделений аппаратуры, размещенной внутри герметичного отсека, удовлетворяет неравенству $\tau_\sigma < \tau_s$;

– Iv (IIв) – энергопотребление N_{min} , когда КА находится на теновом участке рабочей орбиты τ_t .

Работа В и ЭНА происходит в сети КА, которая характеризуется гидросопротивлением в зависимости от расхода рабочей жидкости. С другой стороны, необходимо расчётным путем [13] и при экспериментальных исследованиях В и центробежных ЭНА с лопатками из материала с «памятью формы» [17], например из никелида титана (55 вес. % Ni + 45 вес. % Ti), более известного под названием нитинол, определить расходно-напорные характеристики при различных температурах и, наложив их на характеристики сети КА, определить рабочие точки. Эффектом памяти формы обладают также сплавы систем Cu–Al–Ni и Cu–Al–Zn и др. Применение лопаток в центробежном насосе, изготовленных из никелида титана, обладающего эффектом памяти формы [18], которые изменяют геометрию в результате изменения температуры рабочей среды, описано в патенте РФ № 98500 на полезную модель [19].

Библиографические ссылки

1. Патраев В. Е., Максимов Ю. В. Методы обеспечения надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов длительного функционирования // Изв. высших учебных заведений. Приборостроение, 2008. Т. 51, № 8. С. 5–12.
2. Околоземный орбитальный космический аппарат «Спутник-1» («ПС-1»). URL: <http://apervushin>.

narod.ru/encl/sputnik/ussr/sputnik01/sp1.htm (дата обращения 14.07.2014).

3. Первый искусственный спутник Земли [Электронный ресурс]. URL: http://godkosmicheskoyjery.ru/1-isz2_1.html (дата обращения 14.07.2014).

4. Афанасьев И. Б., Лавренов А. Н. Большой космический клуб. М. : Изд. дом «Новости космонавтики» : РТСофт, 2006. 256 с.

5. Пресс-служба ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». 16.04.2010. URL: <http://www.federalospace.ru/9832/> (дата обращения 18.07.2014).

6. Отечественные спутники связи. Новости космонавтики [Электронный ресурс]. URL: http://www.rssc.ru/files.images/tt_amu2.pdf (дата обращения 20.07.2014).

7. В «Космической связи» намерены создать спутник «Экспресс-АМУ2» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.osp.ru/news/2013/1023/13021548/> (дата обращения 22.07.2014).

8. Патраев В. Е., Максимов Ю. В. Методы поэтапного обеспечения надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов со сроками активного действия 10–15 лет // Космические вехи : сб. науч. тр. Красноярск : ИП Суходольская Ю. П., 2009. С. 445–457.

9. Технология производства космических аппаратов : учебник для вузов / Н. А. Тестоедов [и др.]; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.

10. Sesat (спутник) [Электронный ресурс]. URL: <http://fakty-o.ru/sesat#> (дата обращения 24.07.2014).

11. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

12. Головёнкин Е. Н. [и др.]. Агрегаты автономных энергетических систем. Красноярск : КрПИ, 1986. 89 с.

13. Двирный В. В., Краев М. В. Малорасходные автономные нагнетатели. Красноярск : Изд-во Красноярского ун-та, 1985. 152 с.

14. Королёв С. И. Системы обеспечения теплового режима космического аппарата : учеб. пособие. СПб. : Балтийский гос. техн. ун-т, 2006. 91 с.

15. Козлов Л. В. [и др.]. Моделирование тепловых режимов космических аппаратов и окружающей его среды. М. : Машиностроение, 1971. 377 с.

16. Атамасов В. Д., Ермолаев В. И., Кукушкин И. О. Система обеспечения теплового режима космического аппарата : учеб. пособие. СПб. : Изд-во МО РФ, 2003. 71 с.

17. Jani J. M. [et al.]. A review of shape memory alloy research, applications and opportunities // *Materials & Design*. 2014. Vol. 56. P. 1078–1113.

18. Qidwai M. A., Lagoudas D. C. On thermo-mechanics and transformation surfaces of polycrystalline NiTi shape memory alloy material // *International Journal of Plasticity*. 2000. Vol. 16, Iss. 10–11. P. 1309–1343.

19. Пат. 98500 Российская Федерация U1 МПК F04D 15/00 (2006.01) F04D 29/22 (2006.01). Центробежный насос / Афанасьев В. Е., Губанов М. В., Муратов А. А. Заявка № 2009126122/06 от 07.07.2009. Бюл. 2010. № 29.

References

1. Patraev V. E., Maksimov Ju. V. [Methods of ensuring reliability of on-Board equipment spacecraft long-term functioning]. *Izvestija vysshih uchebnyh zavedenij. Priborostroenie*, 2008, vol. 51, no. 8, p. 5–12. (In Russ.)

2. *Okolozemnyj orbital'nyj kosmicheskij apparat "Sputnik-1" ("PS-1")* [Low earth orbital spacecraft "Sputnik-1" (PS-1)]. (In Russ.) Available at: <http://apervushin.narod.ru/encl/sputnik/ussr/sputnik01/sp1.htm>. (accessed 10.08.2014)

3. *Pervyj iskusstvennyj sputnik Zemli* [The first artificial Earth satellite]. (In Russ.) Available at: http://godkosmicheskoyjery.ru/1-isz2_1.html. (accessed 06.08.2014)

4. Afanas'ev I. B., Lavrenov A. N. *Bol'shoj kosmicheskij klub*. [A big space club]. Moscow, Izdatel'skij dom "Novosti kosmonavtiki" Publ., Izdatel'stvo "RTSoft" Publ., 2006, 256 p.

5. *Press-sluzhba OAO "Informacionnye sputnikovye sistemy" imeni akademika M.F. Reshetnjova* [The press service of the JSC "Information satellite systems" named after academician M.F. Reshetnev] 16.04.2010. (In Russ.) Available at: <http://www.federalospace.ru/9832/> (accessed 18.07.2014)

6. *Otechestvennye sputniki svyazi. Novosti kosmonavtiki* [Domestic communications satellites. Cosmonautics news] (In Russ.) Available at: http://www.rssc.ru/files.images/tt_amu2.pdf. (accessed 20.07.2014)

7. *V "Kosmicheskoy svyazi" namereny sozdat' sputnik "Jekspress-AMU2"* [In "Space communications" the satellite "Express-AMU" is going to be created] (In Russ.) Available at: <http://www.osp.ru/news/2013/1023/13021548/>. (accessed 22.07.2014)

8. Patraev V. E., Maksimov Ju. V. *Metody pojetapnogo obespechenija nadezhnosti bortovoj apparatury kosmicheskikh apparatov so srokami aktivnoy dejstvija 10-15 let. Kosmicheskie vehi: sbornik nauchnyh trudov* [Methods phased reliability of on-Board equipment of the spacecraft with the terms active steps 10-15 years. Space milestone: collection of scientific works]. Krasnoyarsk, IP Suhodol'skaja Ju. Publ., 2009, p. 445–457.

9. Testoevod N. A., Mihnev M. M., Miheev A. E. et al. *Tehnologija proizvodstva kosmicheskikh apparatov: uchebnik dlja vuzov* [Production technology of spacecraft: the textbook for high schools]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2009, 352 p.

10. *Sesat (sputnik)* [Sesat (satellite)] (In Russ.) Available at: <http://fakty-o.ru/sesat#>. (accessed 24.07.2014)

11. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovanija kosmicheskikh apparatov informacionnogo obespechenija: ucheb. Posobie* [Principles of design of spacecraft information support: textbook. manual]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2011, 488 p.

12. Golovjonkin E. N., Dvirnyj D. V., Kovaljov N. A. et al. *Agregaty avtonomnyh jenergeticheskikh sistem* [The

units stand-alone power systems], Krasnoyarsk, KrPI Publ., 1986, 89 p.

13. Dvirnyj V. V., Kraev M. V. *Malorashodnye avtonomnye nagnetateli* [Low-cost autonomous blowers], Krasnoyarsk, izd-vo Krasnojarskogo un-ta Publ., 1985, 152 p.

14. Koroljov S. I. *Sistemy obespechenija teplovogo rezhima kosmicheskogo apparata: uchebnoe posobie* [System for thermal regime of the spacecraft: the manual], St. Petersburg, Baltijskij gosudarstvennyj tehnikeskij universitet Publ., 2006, 91 p.

15. Kozlov L. V., Nusinov M. D., Akishin A. I. i dr. *Modelirovanie teplovyh rezhimov kosmicheskikh apparatov i okruzhajushhej ego sredy* [Modelling of thermal modes of the spacecraft and its environment], Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971, 377 p.

16. Atamasov V. D., Ermolaev V. I., Kukushkin I. O. *Sistema obespechenija teplovogo rezhima kosmicheskogo apparata. Uchebnoe posobie* [System for thermal regime of the spacecraft. Tutorial], St. Petersburg, Izd-vo MO RF Publ., 2003, 71 p.

17. Jani J. M. et al. A review of shape memory alloy research, applications and opportunities. *Materials & Design*. April 2014. Vol. 56. P. 1078–1113.

18. Qidwai M. A., Lagoudas D. C. On thermomechanics and transformation surfaces of polycrystalline NiTi shape memory alloy material. *International Journal of Plasticity*. 2000. Vol. 16, Issues 10–11. P. 1309–1343.

19. Afanas'ev V. E., Gubanov M. V., Muratov A. A. *Centrobezhnyj nasos* [Centrifugal pump]. Patent RF, no. 98500, 2009.