

ТЕПЛОВОЙ РЕЖИМ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ»

© 2016 Д. С. Куликов, Я. Н. Ерилкин

Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

В статье рассмотрен тепловой режим малого космического аппарата (МКА) «АИСТ». Для расчёта теплового режима разработана детализированная тепловая математическая модель МКА «АИСТ» в программном комплексе Siemens NX с интегрированным специализированным модулем NX Space Systems Thermal Simulation. Анализ, проведённый при помощи математического моделирования, показал достаточность пассивной системы обеспечения теплового режима МКА «АИСТ». В целях улучшения тепловых радиационных связей между панелями МКА на все внутренние поверхности было нанесено покрытие с высокой степенью черноты. Внешние поверхности МКА (за исключением площадей, занятых фотоэлектрическими преобразователями (ФЭП)) были оклеены алюминиевой фольгой. Графики изменения температур посадочных мест бортовой аппаратуры на орбитальном участке показывают, что все параметры удовлетворяют требованиям технического задания на систему обеспечения теплового режима.

Система обеспечения теплового режима, тепловые нагрузки, теплопроводность, излучение, температурный диапазон, орбитальный полёт.

Одна из основных технических проблем при создании МКА – проектирование системы обеспечения теплового режима (СОТР), соответствующей условиям эксплуатации. Уменьшение массы космического аппарата ведёт к снижению тепловой инерционности, увеличивая зависимость от переменных внешних тепловых нагрузок (прямого солнечного излучения; солнечного излучения, отражённого от планеты; собственного излучения планеты) и амплитуды температурных колебаний на витке [1].

Минимизация габаритов КА определила тенденцию к использованию их внешних поверхностей для установки элементов фотоэлектрической батареи, что влияет на температурные колебания.

Эти факторы позволяют сделать вывод о необходимости разработки детализированных тепловых математических моделей (ДТММ) и установления для СОТР определяющей роли при проектировании МКА и выборе его окончательного облика [2].

МКА «АИСТ» спроектирован для эксплуатации на околокруговой орбите с высотой 575 км (300 км в конце срока существования) и наклоном $64,9^\circ$ в течение трёх лет. При этом угол γ_s между плоскостью орбиты и направлением на Солнце изменяется в диапазоне от минус 90° до плюс 90° . Общий вид МКА «АИСТ» показан на рис. 1.

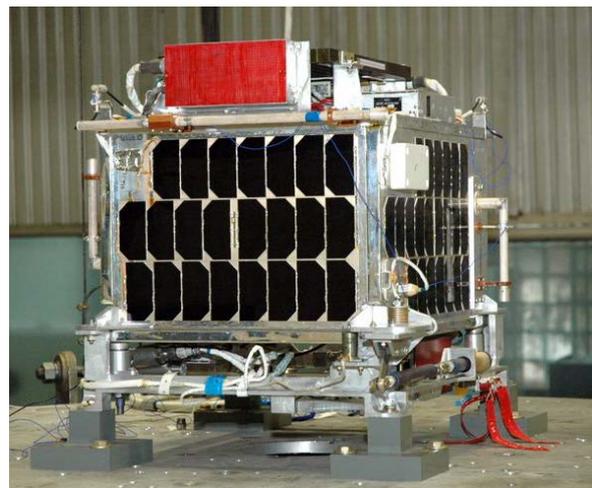


Рис. 1. Общий вид МКА «АИСТ»

Цитирование: Куликов Д.С., Ерилкин Я.Н. Тепловой режим малого космического аппарата «АИСТ» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2016. Т. 15, № 1. С. 81-88. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-81-88

Габаритные размеры составляют 300 мм × 400 мм × 500 мм. Конструктивно МКА выполнен из сотопанелей, установленных на раму из алюминиевого сплава АМГ-6. На сотопанелях крепится научная и служебная бортовая аппаратура (БА).

Конструкция включает в себя батарею фотоэлектрическую, элементы которой смонтированы на внешних поверхностях сотопанелей.

МКА «АИСТ» не имеет автономной системы обеспечения теплового режима. СОТР является пассивной. Корпус МКА является непосредственным элементом системы. Изолированно выполненные радиаторы отсутствуют, но фотоэлектрические преобразователи функционируют как радиаторы в случае, когда грань МКА повернута от Солнца. Тепловой режим внутренней БА обеспечивается теплопроводностью и излучением. С целью интенсификации внутреннего теплообмена излучением на поверхности сотопанелей, рамы и корпусов приборов нанесено терморегулирующее покрытие с высокой степенью черноты. Тепловые радиационные характеристики, обеспечиваемые на элементах МКА, приведены в табл. 1. Наличие плёночных электронагревателей на борту позволяет поддерживать нижнюю границу температурных диапазонов ряда приборов на теневых участках орбитального полёта.

Требования, предъявляемые к СОТР, определяются необходимостью гарантированного обеспечения температур посадочных мест бортовой аппаратуры в заданных диапазонах (табл. 2).

Для анализа теплового режима в орбитальном полёте была построена ДТММ МКА «АИСТ» с применением программного комплекса Siemens NX 10.0 со встроенным модулем NX Space Systems Thermal Simulation (рис. 2).

При построении ДТММ использованы следующие приёмы:

– приборы представлены массогабаритными сеточными моделями (параллелепипеды);

– теплоёмкость сеточной модели прибора равна его реальной теплоёмкости;

– между непосредственно соприкасающимися поверхностями различных деталей предполагается идеальный тепловой контакт;

– элементы конструкции и приборы связаны кондуктивными и лучистыми тепловыми связями [3].

Таблица 1. Тепловые радиационные характеристики

Элемент	A_s	ε
Поверхности внутри МКА	-	$\geq 0,85$
ФЭП	0,86	0,84
Внешние поверхности сотопанелей	$\leq 0,2$	$\leq 0,1$

A_s – коэффициент поглощения солнечного излучения; ε – степень черноты.

Таблица 2. Требования к тепловому режиму конструкции МКА «АИСТ» в местах установки БА (орбитальный полёт)

Наименование аппаратуры	Требования к тепловому режиму, °С
БЭ МАГКОМ	от минус 50° до плюс 50°
ДМ-002-ММ	от минус 50° до плюс 50°
БУ ЭМ	от минус 50° до плюс 50°
ЭМ	от минус 50° до плюс 50°
БЭ МЕТЕОР	от минус 80° до плюс 50°
МТ	от минус 150° до плюс 125°
АБ	от минус 5° до плюс 35°
БРК	от минус 10° до плюс 40°
БЛОК АУ	от минус 60° до плюс 80°
Гибридное кольцо	от минус 50° до плюс 50°

БЭ МАГКОМ – блок электроники аппаратуры МАГКОМ;

ДМ-002-ММ – трёхкомпонентный магнитометр;

БУ ЭМ – блок управления электромагнитом;

ЭМ – электромагнит;

БЭ МЕТЕОР – блок электроники аппаратуры МЕТЕОР;

МТ – датчики научной аппаратуры МЕТЕОР;

АБ – аккумуляторная батарея;

БРК – блок радиоканалов;

Блок АУ – блок антенных устройств.

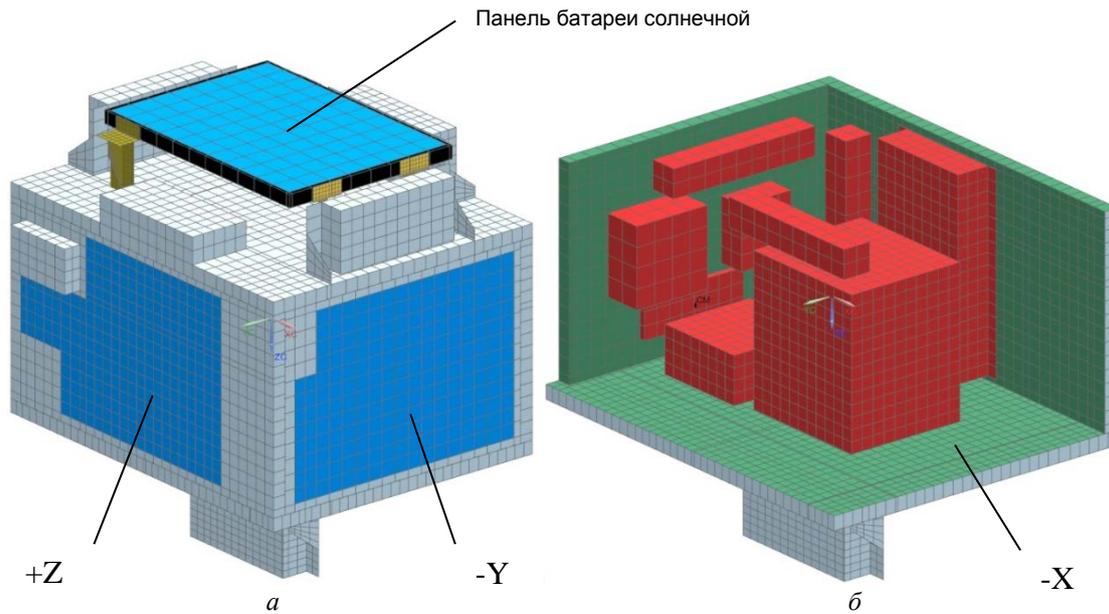


Рис. 2. Детализированная тепловая математическая модель МКА «АИСТ» с обозначением панелей: а – общий вид; б – панели «+Z», «+X», «-Y» и «BC» скрыты

Общепринятый подход при расчёте тепловых режимов КА подразумевает рассмотрение крайних экстремальных условий функционирования режимов: «Перегрев» и «Переохлаждение» [4]. Режим «Перегрев» характеризуется максимальными внешними и внутренними тепловыми нагрузками. Тепловыделения БА для данного режима приведены в табл. 3.

Таблица 3. Тепловыделения БА

Наименование аппаратуры	Q , Вт
БЭ МАГКОМ	4
ДМ-002-ММ	0,4
БУ ЭМ	1
ЭМ	1-11
БЭ МЕТЕОР	1,4
МТ	0,6
АБ	0,5-2
БЦКТ	0,8-1,2
КПТ	2-2,5
БРК	1,5-2,2
НАП	6-8
Блок АУ	0,5

БЦКТ – блок центрального контроллера и телеметрии;
 КПТ – контроллер питания и телеметрии;
 НАП – навигационная аппаратура.

К внешним тепловым нагрузкам относятся излучение Солнца, альbedo и собственное излучение Земли. При этом различные значения величин солнечной постоянной (S_{\odot}), альbedo и собственного излучения Земли ($Q_{з}$) связаны со временем года и неоднородностью подстилающей поверхности.

Для режима «Перегрев» были выбраны следующие параметры: $H = 300$ км; $\gamma_s = 90^\circ$; $S_{\odot} = 1419$ Вт/м²; альbedo – 0,37; $Q_{з} = 260$ Вт/м²; при ориентации, показанной на рис. 3, а. Режим «Переохлаждение» характеризуется следующими параметрами: $H = 575$ км; $\gamma_s = 0^\circ$; $S_{\odot} = 1322$ Вт/м²; альbedo – 0,25; $Q_{з} = 220$ Вт/м²; тепловыделения бортовой аппаратуры принимаются равными нулю, ориентация показана на рис. 3, б [5].

По результатам проведённых расчётов построены графики изменения температур посадочных мест БА для режима «Переохлаждение», представленные на рис. 4 – 7.

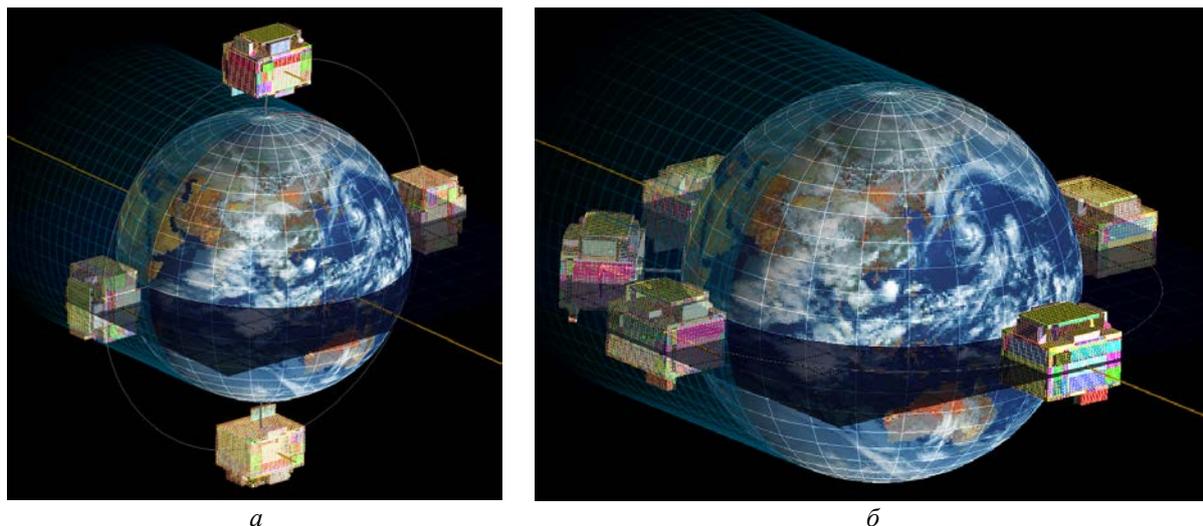


Рис. 3. Положение МКА на орбите в различные моменты времени:
 а – режим «Перегрев»; б – режим «Переохлаждение»

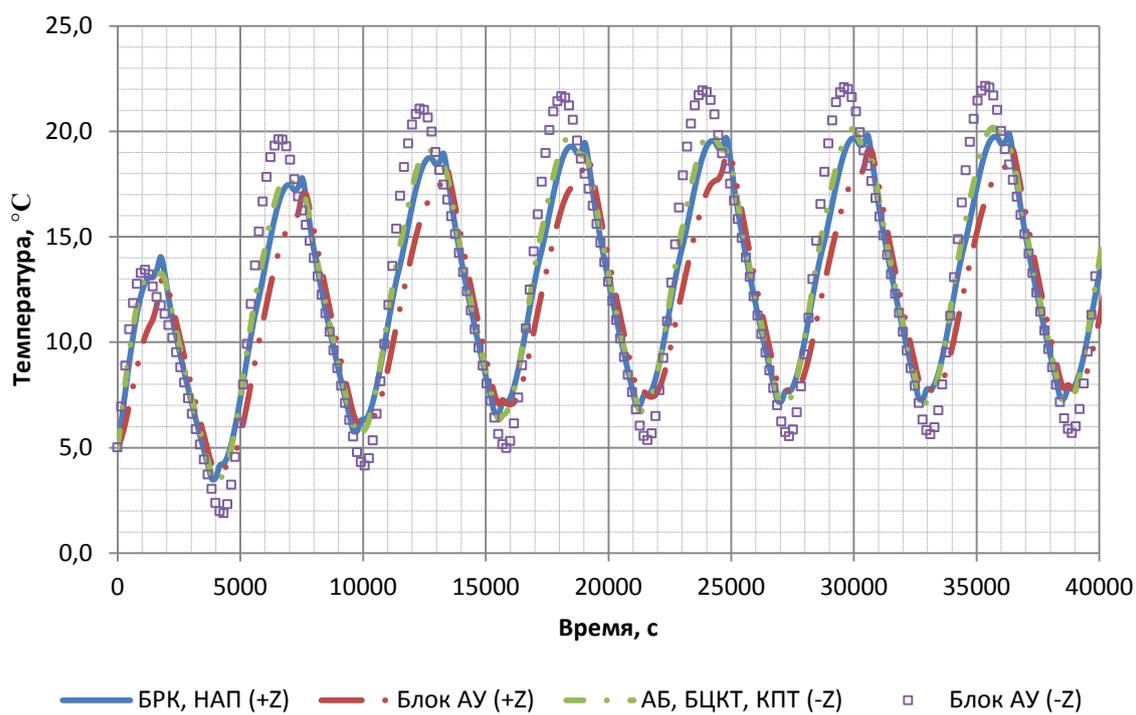


Рис. 4. Изменение температур посадочных мест БА, установленной на панелях «+Z» и «-Z»

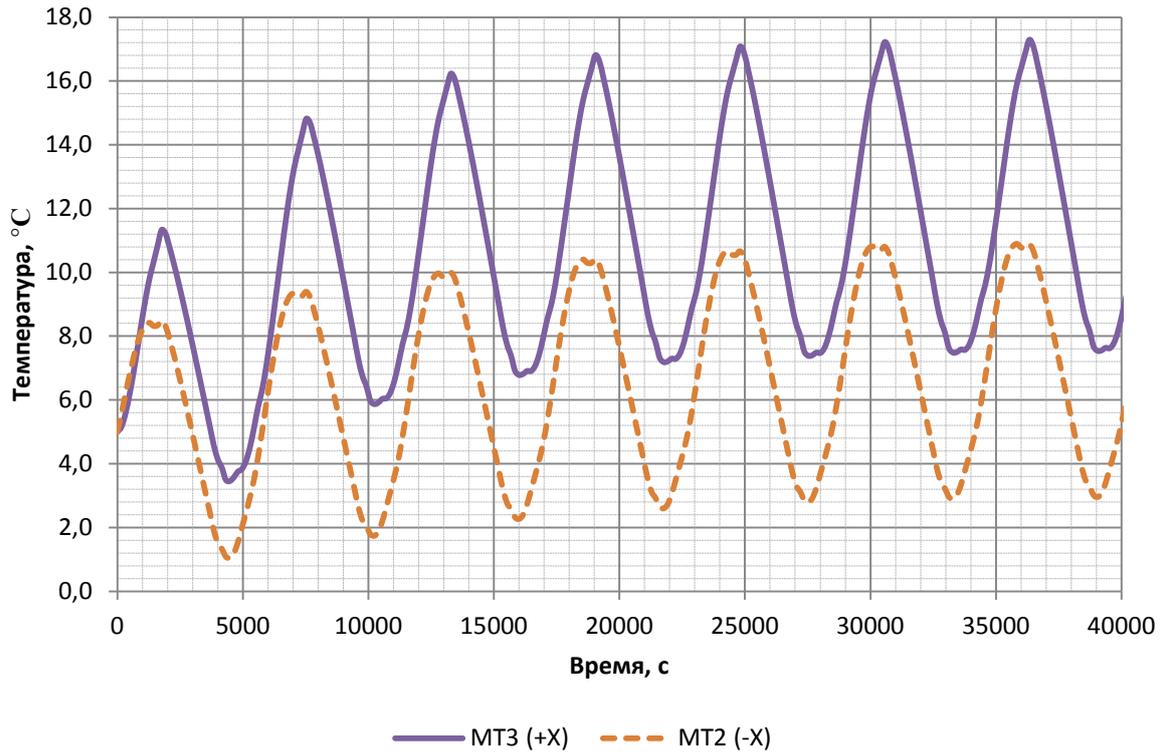


Рис. 5. Изменение температур посадочных мест приборов МТ на панелях «+Х» и «-Х»

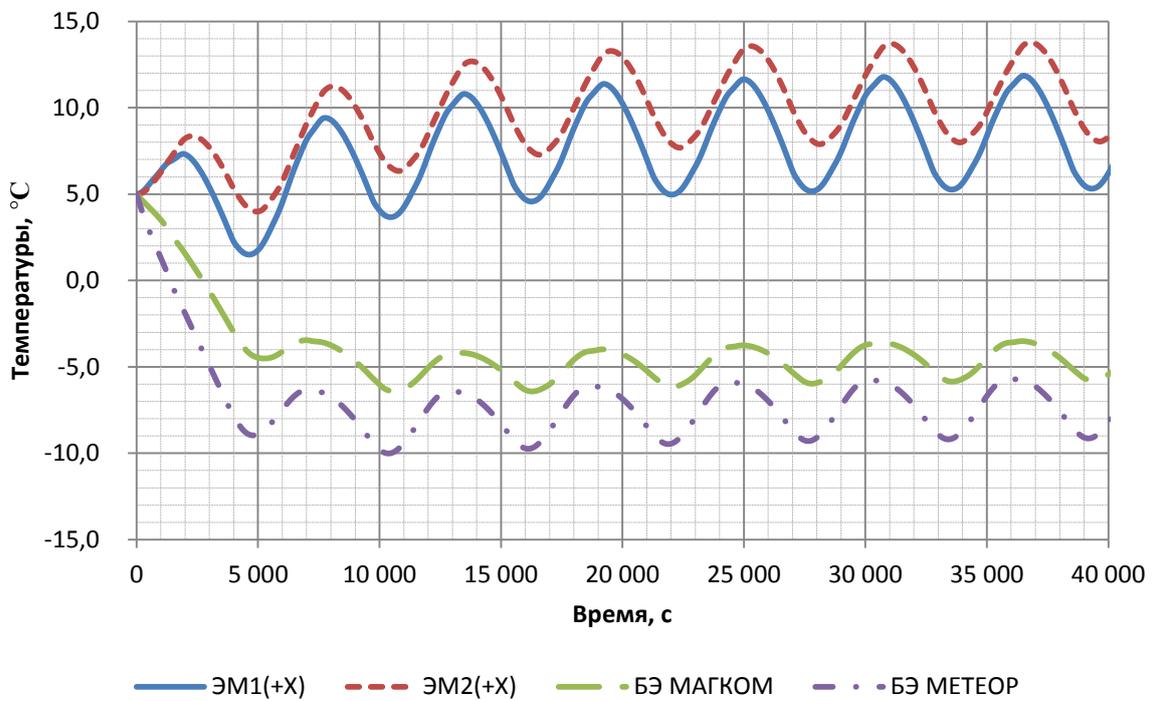


Рис. 6. Изменение температур посадочных мест БА, установленной на панелях «+Х» и «-Х»

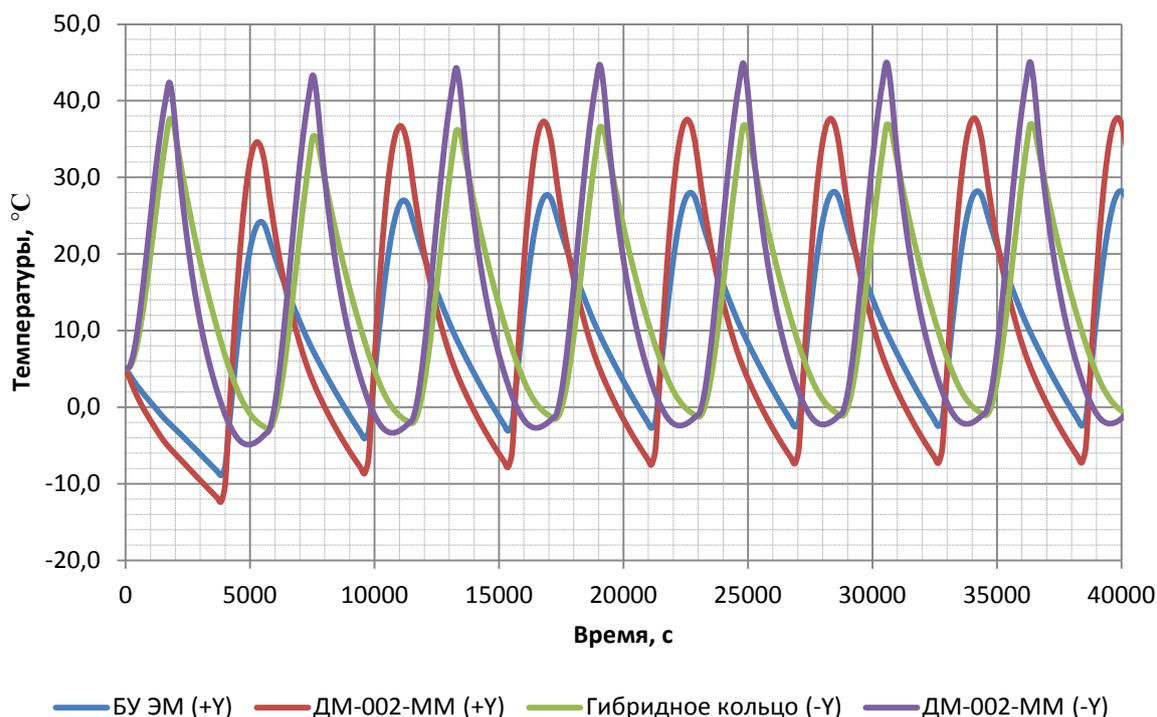


Рис. 7. Изменение температур посадочных мест БА, установленной на панелях «+Y» и «-Y»

Режим «Перегрев» ввиду отсутствия теневого участка и постоянства внешних тепловых нагрузок является установившимся. Температуры посадочных мест БА для этого режима приведены в табл. 4.

Таким образом, расчётные оценки теплового режима показали, что температуры посадочных мест бортовой аппаратуры и конструкции находятся в заданных пределах и удовлетворяют требованиям технического задания на СОТР.

Таблица 4. Температуры посадочных мест БА в режиме «Перегрев»

Наименование	T, °C
БЭ МАГКОМ (-X)	30
ДМ-002-ММ (-Y)	11,4
ДМ-002-ММ (+Y)	4,6
БУ ЭМ (+Y)	8
ЭМ (+X)	23,7
БЭ МЕТЕОР (-X)	22,3
МТ (+X)	28,5
МТ (-X)	31,5
АБ, БЦКТ, КПТ (-Z)	30,3
БРК, НАП (+Z)	27,7
Блок АУ (-Z)	38
Блок АУ (+Z)	25,7
Гибридное кольцо	1

Библиографический список

1. Gilmore D. Satellite Thermal Control Handbook. The Aerospace Corporation, California, 2002. 836 p.
2. Karam D. Satellite Thermal Control for Systems Engineers, AIAA Inc., Reston, 2010. 274 p.
3. NX 9 Thermal Solver TMG Reference Manual – Maya Heat Transfer Technologies, Ltd., 2013. 576 p.

4. Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучёв О.В. Расчёт теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1979. 208 с.

5. Meseguer J., Perez–Grande I. Spacecraft Thermal Control. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, 2012. 382 p.

Информация об авторах

Куликов Дмитрий Сергеевич, инженер-конструктор, Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара. E-mail: kulkovsamspace@gmail.com. Область научных интересов: системы обеспечения теплового режима космических аппаратов.

Ерилкин Ярослав Николаевич, инженер-конструктор, Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара. E-mail: yaros999rus@yandex.ru. Область научных интересов: системы обеспечения теплового режима космических аппаратов.

THERMAL DESIGN OF «AIST» SMALL SPACECRAFT

© 2016 D. S. Kulikov, Ja. N. Erilkin

Joint-Stock Company «Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation

Thermal design is a prerequisite essential to design a satellite. In space environment, it makes it possible for the satellite to survive in extreme hot and cold conditions. In recent years small satellite missions have been developed for many kinds of purposes. The paper describes thermal design for the “AIST” small spacecraft mission. To calculate thermal environment a detailed thermal mathematical model has been developed using the finite element method and Siemens NX 10.0 software with the integrated module NX Space Systems Thermal Simulation. The analysis carried out with the help of mathematical simulation showed the sufficiency of the passive thermal control system of the “AIST” small spacecraft. In order to improve thermal radiation couplings between panels a coating with a high emissivity factor was applied on all the inner surfaces. The outer surfaces (except the areas occupied with photovoltaic converters) were coated with aluminum foil. The graphs of changes in temperatures of onboard equipment in the orbital flight phase show that all the parameters meet the requirements of the thermal control system specifications.

Thermal control system, thermal loads, heat conduction, radiation, temperature range, orbital flight.

References

1. Gilmore D. Satellite Thermal Control Handbook. The Aerospace Corporation, California, 2002. 836 p.

2. Karam D. Satellite Thermal Control for Systems Engineers, AIAA Inc., Reston, 2010. 274 p.

3. NX 9 Thermal Solver TMG Reference Manual – Maya Heat Transfer Technologies, Ltd., 2013. 576 p.

4. Zaletaev V.M., Kapinos Yu.V., Surguchev O.M. *Raschet teploobmena kosmicheskogo apparata* [Calculation of spacecraft heat exchange]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1979. 208 p.

5. Meseguer J., Perez–Grande I. Spacecraft Thermal Control. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, 2012. 382 p.

About the authors

Kulikov Dmitry Sergeevich, design engineer, Joint-Stock Company «Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: kulikovsamspace@gmail.com. Area of Research: thermal control systems of satellites.

Erilkin Jaroslav Nikolaevich, design engineer, Joint-Stock Company «Space Rocket Center «Progress», Samara, Russian Federation. E-mail: yaros999rus@yandex.ru. Area of Research: thermal control systems of satellites.