

**Верификация тепловой математической модели  
с сосредоточенными параметрами малого  
космического аппарата серии «АИСТ» на основе  
телеметрических данных, полученных  
в ходе его экспериментальной эксплуатации**

© И.В. Кауров

Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва, Самара, 443086, Россия

*Разработана тепловая математическая модель на основе дифференциальных уравнений с сосредоточенными параметрами малого космического аппарата серии «АИСТ» и проведена верификация модели на основе телеметрических данных, полученных в ходе экспериментальной эксплуатации этого аппарата. Применение тепловых моделей с сосредоточенными параметрами широко распространено при проектировании малогабаритной бортовой аппаратуры малого космического аппарата. Приведен расчет математической модели теплового состояния малого космического аппарата на основе дифференциальных уравнений с сосредоточенными параметрами, проведенный с помощью программного пакета MATLAB в среде динамического междисциплинарного моделирования сложных технических систем Simulink. Для этого была составлена система уравнений, состоящая из таких уравнений для каждой зоны с внешней и внутренней стороны, а также из уравнений для научной аппаратуры. Конструкция малого космического аппарата основана на трехслойных сотовых панелях с тепловыми трубами. Установленные на внешних сторонах панелей аппарата фотоэлементы вносят существенный вклад в его тепловое состояние.*

**Ключевые слова:** *малый космический аппарат, негерметичный космический аппарат, тепловое моделирование, система обеспечения теплового режима*

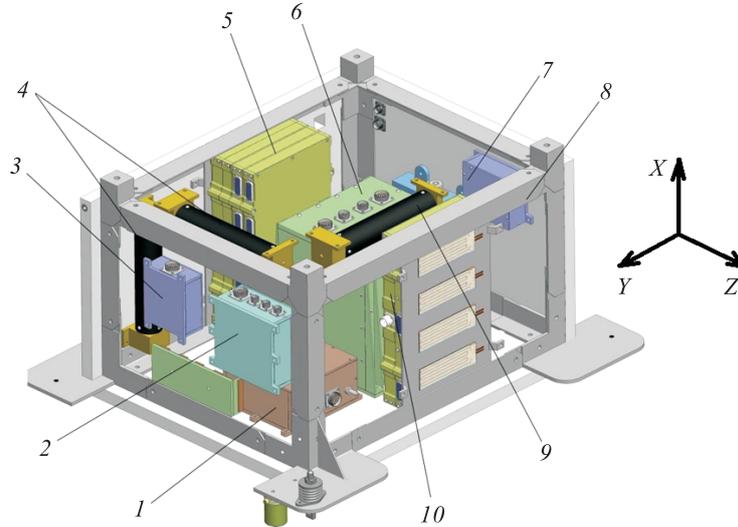
**Введение.** Одним из неперенных условий надежного функционирования космического аппарата (КА), его систем и целевой аппаратуры является разработка надежной, малоэнергоемкой системы обеспечения теплового режима (СОТР). Задача обеспечения теплового режима аппаратов, функционирующих в космическом пространстве, в условиях, которые неблагоприятны для реализации эксплуатационных характеристик их систем и элементов, имеет характерную особенность. Она заключается в том, что процесс решения такой задачи в той или иной степени влияет на выбор проектных характеристик практически всех систем КА. Это явно дает понять, что проектирование СОТР КА — существенная и неотъемлемая часть общего проектирования КА [1–3]. В то же время одной из главных современных тенденций развития космического машиностроения, отмечаемой

на фоне постоянного увеличения создаваемых и запускаемых на орбиту малых космических аппаратов (МКА), является использование негерметичной схемы исполнения при их проектировании. Создание миниатюрной бортовой аппаратуры, способной работать в открытом космосе, обусловило разработку новых подходов к проектированию и отработке МКА негерметичного исполнения, при которых СОТР строится в большей степени на основе пассивных средств терморегулирования [4–7]. Указанная тенденция приводит к тому, что требуется уделить серьезное внимание проблеме быстрой и качественной оценки теплового состояния МКА при его проектировании. Следует отметить, что небольшие габариты МКА позволяют применять модели на базе дифференциальных уравнений с сосредоточенными параметрами на всех этапах его проектирования. Это может существенно облегчить и удешевить процесс проектирования как СОТР МКА, так и самого аппарата. Тепловые модели с сосредоточенными параметрами широко применяются при создании малогабаритной бортовой аппаратуры КА. Достоверность такого подхода подтверждена многолетней практикой проектирования, анализа и испытаний различных блоков радиоэлектронной аппаратуры КА [8–11]. Верификация теоретических расчетов предполагаемых значений температур МКА по полученным телеметрическим параметрам дает возможность оценить разработанную модель и, если потребуется, соответствующим образом доработать.

Цель данной работы — верификация тепловой математической модели МКА серии «АИСТ» с сосредоточенными параметрами. Основные задачи исследования: 1) разработка тепловой математической модели МКА серии «АИСТ» в сосредоточенных параметрах; 2) верификация расчетной модели по данным телеметрических измерений.

**Технические характеристики СОТР МКА серии «АИСТ».** Верификация полученной тепловой модели СОТР МКА была проведена на основе реальных данных, накопленных в ходе опытно-эксплуатационной отработки МКА «АИСТ» № 1 (RS-43as), запущенного 19 апреля 2013 г. с космодрома Байконур, и опытного образца (ОО) МКА «АИСТ» № 2 (RS-41at), запущенного с помощью ракеты-носителя «Союз-2.1в» и блока выведения «Волга» 28 декабря 2013 г. с космодрома Плесецк [12, 13]. Расположение бортовой аппаратуры МКА «АИСТ» показано на рис. 1.

На каждом из этих аппаратов установлено по несколько десятков температурных датчиков, ежеминутно проводящих замеры. Было изучено поведение температуры на поверхности и внутри МКА в зависимости от его нахождения на освещенных и теневых участках орбиты.



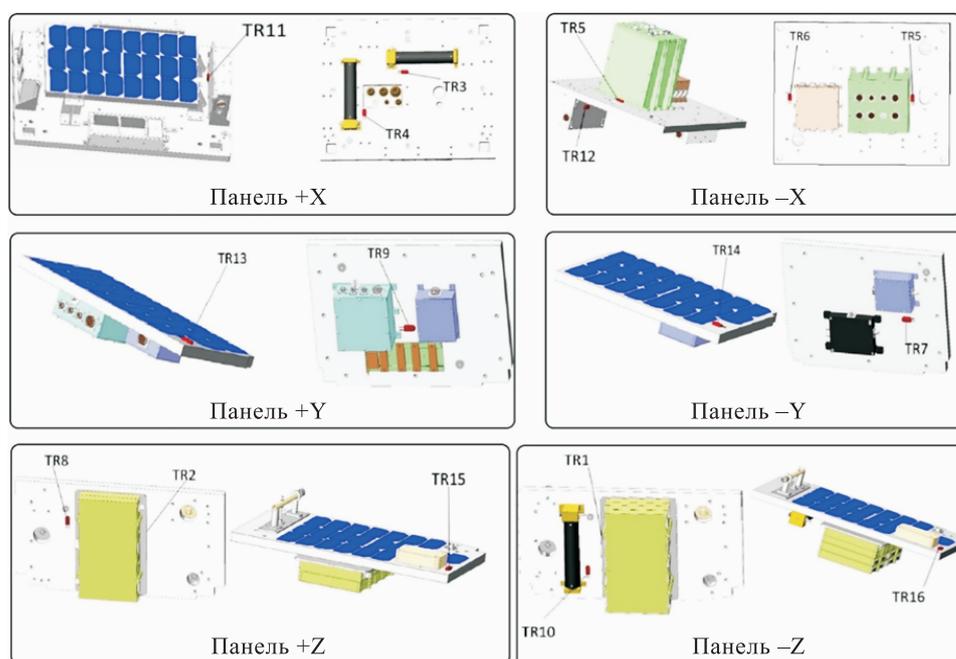
**Рис. 1.** Расположение бортовой аппаратуры МКА «АИСТ»:

1 — блок электроники «МЕТЕОР»; 2 — блок управления исполнительными элементами; 3, 7 — магнитометр; 4, 9 — электромагнит; 5 — аккумуляторная батарея; 6 — блок электроники «МАГКОМ»; 8 — рама; 10 — командно-управляющая навигационная система

На МКА установлены 16 основных температурных датчиков, шесть из которых расположены на внешней поверхности спутника, а десять — внутри аппарата. Номера соответствующих температурных датчиков и их расположение на МКА «АИСТ» приведены ниже:

<i>Датчик</i>	<i>Расположение</i>
TR1 .....	Аккумуляторная батарея (панель -Z)
TR2.....	Командно-управляющая навигационная система (панель +Z)
TR3.....	Электромагнит (панель +X)
TR4.....	Электромагнит (панель +X)
TR5.....	Блок электроники «МАГКОМ» (панель -X)
TR6.....	Блок электроники «МЕТЕОР» (панель -X)
TR7.....	Магнитометр (панель -Y)
TR8.....	Внутренняя поверхность (панель +Z)
TR9.....	Блок управления исполнительными элементами (панель +Y)
TR10.....	Электромагнит (панель -Z)
TR11.....	Внешняя поверхность (панель +X)
TR12.....	Внешняя поверхность (панель -X)
TR13.....	Внешняя поверхность (панель +Y)
TR14.....	Внешняя поверхность (панель -Y)
TR15.....	Внешняя поверхность (панель +Z)
TR16.....	Внешняя поверхность (панель -Z)

На МКА серии «АИСТ» применена пассивная СОТР, базирующаяся на использовании тепловых труб, размещенных в сотовых панелях на гранях аппарата, термоплат для установки бортовой аппаратуры (БА) и пленочных электронагревателей (ПЭН). Сброс теплоты происходит через грани корпуса МКА, управление тепловым балансом осуществляется командно-управляющей навигационной системой (КУНС) в автоматическом режиме. Расположение основных датчиков представлено на рис. 2.



**Рис. 2.** Расположение температурных датчиков на МКА серии «АИСТ»

Корпус аппарата является непосредственным элементом СОТР. Роль радиаторов выполняют фотоэлектрические преобразователи, когда грань МКА повернута от Солнца. Тепловые радиационные характеристики, обеспечиваемые на элементах МКА, приведены в табл. 1. Наличие пленочных электронагревателей на борту позволяет поддерживать нижнюю границу температурных диапазонов КУНС и аккумуляторных батарей на теневых участках орбитального полета.

Система обеспечения теплового режима МКА «АИСТ» должна при соответствующем тепловыделении поддерживать бортовую аппаратуру в требуемом температурном диапазоне (табл. 2) [12, 13].

Свойства материалов элементов конструкции МКА «АИСТ» приведены в табл. 3.

Таблица 1

**Тепловые радиационные характеристики**

Элемент	Коэффициент поглощения солнечного излучения $A_S$	Степень черноты $\epsilon$
Поверхности внутри МКА	–	$\geq 0,85$
Фотоэлектрические преобразователи (ФЭП)	0,65	0,84
Внешние поверхности сотовых панелей (полированный алюминий)	$\leq 0,2$	$\leq 0,1$

Таблица 2

**Диапазоны рабочих температур и тепловыделения бортового оборудования**

Наименование аппаратуры	Тепловыделение, Вт	Рабочая температура, °С
Блок электроники «МАГКОМ»	4	От –50 до +50
Магнитометр	0,4	От –50 до +50
Электромагнит (ЭМ)	1–11	От –50 до +50
Блок управления ЭМ	1	От –50 до +50
Блок электроники «МЕТЕОР»	1,4	От –80 до +50
Датчик «МЕТЕОР»	0,6	От –150 до +125
Аккумуляторная батарея	0,5–2	От –5 до +35
Блок центрального контроллера и телеметрии	0,8–1,2	От –5 до +50
Контроллер питания и телеметрии	2–2,5	От –5 до +50
Бортовой радиокомплекс	1,5–2,2	От –10 до +40
Навигационная аппаратура	6–8	От –50 до +50
Блок антенных устройств	0,5	От –60 до +80

Таблица 3

**Параметры материалов, принятые при моделировании  
элементов конструкции**

Материал	Теплопроводность, Вт/(м·К)	Плотность, кг/м <sup>3</sup>	Удельная теплоемкость, Дж/(кг·К)
Фотоэлектрические преобразователи	46	5316	350
Сотовый наполнитель	0,8	40	860
Приборы	100	500	860
Рама, кронштейны (АМГ6)	120	2700	860
Тепловые трубы типа ТС-8500-0 (АД 31)	188	2710	921

**Расчетная математическая модель теплового состояния МКА серии «АИСТ» с сосредоточенными параметрами.** Расчет математической модели теплового состояния МКА с сосредоточенными параметрами выполнен с помощью модуля программного пакета MATLAB в среде динамического междисциплинарного моделирования сложных технических систем Simulink [14]. При моделировании теплового режима МКА приняты следующие допущения:

- панели аппарата связаны кондуктивными и лучистыми связями;
- материалы, использованные в аппарате, считаются изотропными;
- теплоемкость материалов не зависит от температуры и времени;
- не учитываются градиенты температур по толщине высокотеплопроводных металлических обшивок сотовых панелей;
- сотовый наполнитель рассматривается как сплошная пористая среда с эффективными теплофизическими характеристиками и преимущественным распространением теплоты вдоль нормали по линейному закону;
- моделирование теплопереноса в тепловых трубах проводится в рамках кондукционных (без учета детального анализа гидродинамики и тепло-массопереноса в паровом канале).

Приняты следующие начальные условия: температура МКА равна 20 °С; ориентация на Солнце панелью –Х, на которой установлена основная научная аппаратура; внутренние тепловыделения соответствуют приведенным в табл. 2 данным; бортовая аппаратура работает на трех витках.

В рамках принятых предложений разработанная динамическая тепловая математическая модель с сосредоточенными параметрами представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений теплового баланса [10]:

$$C_i \frac{dT_i}{d\tau} = P_i - \sigma_0 \varepsilon_i S_i T_i^4 + \sum_{j=1}^N \sigma_{i,j}^{\text{конд}} (T_j - T_i) + \sum_{j=1}^N \sigma_{i,j}^{\text{изл}} (T_j^4 - T_i^4) + W_i,$$

$$i = 1, 2, \dots, n; \quad j = 1, 2, \dots, N; \quad j \neq i$$

при  $\tau = 0, T_i = T_{\text{нач } i}$ .

Здесь  $n$  — число расчетных элементов (количество уравнений в системе);  $T_i$  — температура  $i$ -го расчетного элемента, К;  $\tau$  — время, с;  $C_i$  — средняя теплоемкость  $i$ -го расчетного элемента, Дж/К;  $P_i$  — мощность тепловыделения  $i$ -го расчетного элемента, Вт;  $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}^4)$  — постоянная Стефана — Больцмана;  $\varepsilon_i$  — степень черноты;  $S_i$  — площадь миделя расчетного элемента,  $\text{м}^2$ ;

$\sigma_{i,j}^{\text{конд}}$  — суммарная кондуктивная тепловая проводимость между элементами, Вт/К;  $\sigma_{i,j}^{\text{изл}}$  — результирующая лучистая тепловая проводимость между элементами, Вт/К<sup>4</sup>;  $W_i$  — мощность внешних тепловых потоков, поглощенных  $i$ -м расчетным элементом, Вт:

$$W_i = W_{\text{солн}} + W_{\text{зем}} + W_{\text{зем.отр}} = q_0 A_s S_{\text{мид}} + q\varepsilon \frac{1-a}{4} \int_s \varphi_1 dS + q_0 A_s a \int_s \varphi_2 dS,$$

где  $W_{\text{солн}}$  — прямое солнечное излучение;  $W_{\text{зем}}$  — излучение Земли;  $W_{\text{зем.отр}}$  — излучение, отраженное от Земли;  $q_0$  — солнечная постоянная (принято  $q_0 = 1400$  Вт/м<sup>2</sup>);  $q$  — земная постоянная (принято  $q = 200$  Вт/м<sup>2</sup>);  $A_s$  — коэффициент поглощения солнечной радиации;  $a$  — среднее альbedo Земли (принято  $a = 0,37$ );  $\varphi_1, \varphi_2$  — угловые коэффициенты.

Алгоритм моделирования теплового состояния МКА представлен на рис. 3.

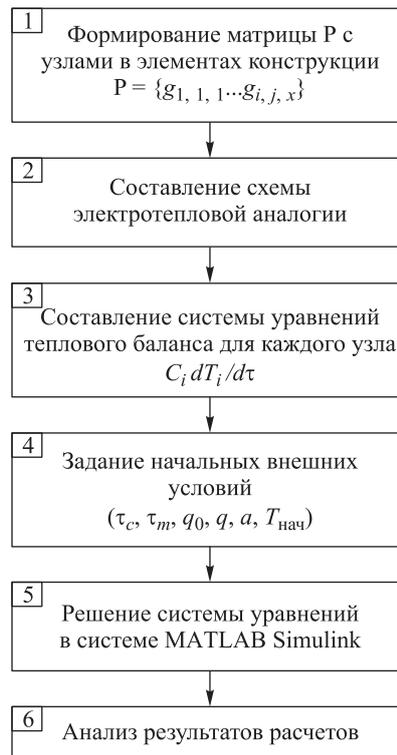


Рис. 3. Алгоритм моделирования теплового состояния МКА

В данном исследовании в качестве объекта моделирования представлена панель  $-X$ , на которой расположена основная научная аппаратура МКА «АИСТ», в частности блоки электроники «МАГКОМ» и «МЕТЕОР».

Согласно алгоритму, формируется матрица расчетных узлов конструкции  $P = \{g_{1,1,1}, \dots, g_{i,j,x}\}$ , где  $i, j, x$  — обозначение нумерации по узлам, элементам СОТР и их параметрам соответственно. В данном случае для обозначения узлов и элементов СОТР было применено буквенно-цифровое обозначение. Электротепловая аналогия и расчетная схема МКА «АИСТ» изображены на рис. 4.

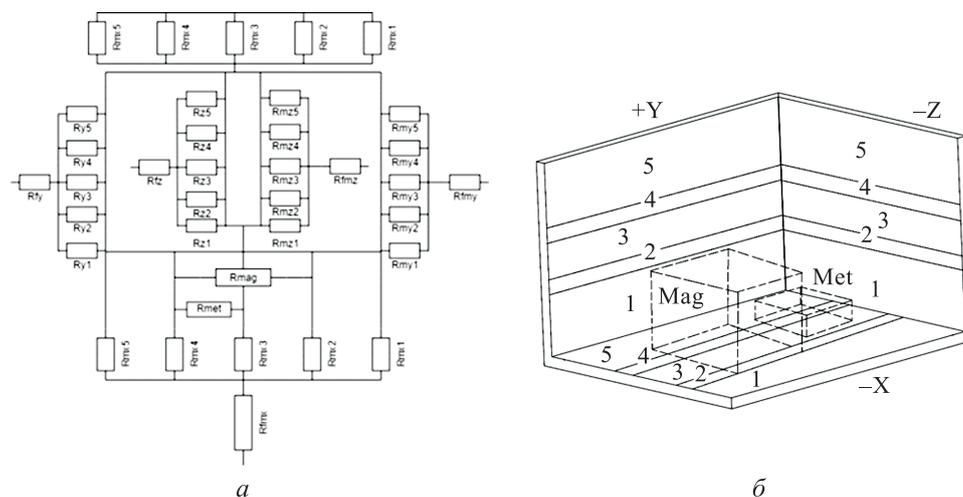


Рис. 4. Электротепловая аналогия (а) и расчетная схема (б) МКА «АИСТ»

Сотовые панели аппарата были разбиты на зоны с тепловыми трубами (2, 4) и зоны без тепловых труб (1, 3, 5), как показано на рис. 4, б. Электротепловая аналогия представлена контактными тепловыми сопротивлениями каждой зоны сотовых панелей, фотоэлементов и научной аппаратуры (рис. 4, а):

$R_{x,y,z}$  — тепловые сопротивления панелей  $+X, +Y, +Z$ ;

$R_{mx,my,mz}$  — тепловые сопротивления панелей  $-X, -Y, -Z$ ;

$R_{fx,fy,fz}$  — тепловые сопротивления фотоэлементов на панелях  $+X, +Y, +Z$ ;

$R_{fmy,fmz}$  — тепловые сопротивления фотоэлементов на панелях  $-Y, -Z$ ;

$R_{mag,met}$  — тепловые сопротивления научной аппаратуры «МАГКОМ» и «МЕТЕОР».

Таким образом, составлена система уравнений, состоящая из уравнений для каждой зоны с внешней и внутренней стороны, а также из уравнений для научной аппаратуры. В расчетных уравнениях была использована обратная величина теплового сопротивления — тепловая проводимость. Решение уравнений осуществляется методом Рунге — Кутты 4-го порядка.

Система расчета температур для данного аппарата содержит 67 уравнений (по количеству узлов). Для того чтобы описать каждую из панелей, в данном случае составлено 11 уравнений теплового баланса (за исключением панели +X, которая не содержит фотоэлементов). В систему уравнений для панели –X также входят выражения для расчета средней температуры аппаратур «МАГКОМ» и «МЕТЕОР».

Уравнение теплового баланса фотоэлементов для панели –X имеет следующий вид:

$$C_{fmx} \frac{dT_{fmx}}{d\tau} = \sigma_{fmx1}(T_{mx1} - T_{fmx}) + \sigma_{fmx2}(T_{mx2} - T_{fmx}) + \sigma_{fmx3}(T_{mx3} - T_{fmx}) + \\ + \sigma_{fmx4}(T_{mx4} - T_{fmx}) + \sigma_{fmx5}(T_{mx5} - T_{fmx}) + q_0 A_f S_{mfmx} - \sigma_0 \varepsilon_f S_{fmx} T_{fmx}^4.$$

Данное уравнение учитывает кондуктивное взаимодействие фотоэлементов с внешней поверхностью сотовой панели –X в каждой его зоне, а также солнечное излучение, падающее перпендикулярно панели, и собственное излучение в космическое пространство. Подобным образом составлены остальные уравнения теплового баланса для каждой зоны аппарата.

Уравнение теплового баланса первой зоны внешней поверхности панели –X записывается следующим образом:

$$C_{mx1} \frac{dT_{mx1}}{d\tau} = \sigma_{fmx1}(T_{fmx} - T_{mx1}) + \sigma_{mx1}(T_{mx11} - T_{mx1}) + \\ + q_0 A_{mx1} S_{mxx1} - \sigma_0 \varepsilon_{mx1} S_{mx1} T_{mx1}^4.$$

Уравнение теплового баланса первой зоны внутренней поверхности панели –X выглядит таким образом:

$$C_{mx1} \frac{dT_{mx11}}{dt} = s_{mx1}(T_{mx1} - T_{mx11}) + s_{mx1my1}(T_{my11} - T_{mx11}) + \\ + s_{mx1mz1}(T_{mz11} - T_{mx11}) + s_{mx1z1}(T_{z11} - T_{mx11}) + \\ + s_{mx1}(T_{mx22} - T_{mx11}) - s_0 e_{mx11} S_{mx11} T_{mx11}^4.$$

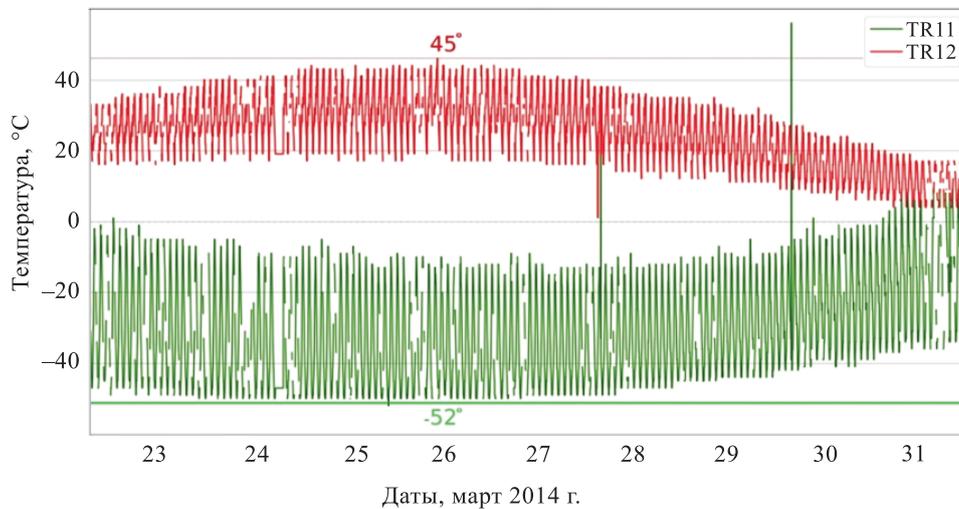
Уравнение теплового баланса в месте установки аппаратуры «МАГКОМ» соответственно имеет вид

$$C_{mag} \frac{dT_{mag}}{d\tau} = \sigma_{mag} (T_{mx22} - T_{mag}) + \sigma_{mag} (T_{mx33} - T_{mag}) + \\ + \sigma_{mag} (T_{mx44} - T_{mag}) + \sigma_{mag} (T_{mx55} - T_{mag}) + \\ + P_{mag} - \sigma_0 \varepsilon_{mag} S_{mmag} T_{mag}^4.$$

Время нахождения аппарата на Солнце составляет  $\tau_c = 54$  мин, а время в тени Земли составляет  $\tau_m = 36$  мин, что соответствует условиям на высоте орбиты 550 км с наклоном  $65^\circ$ .

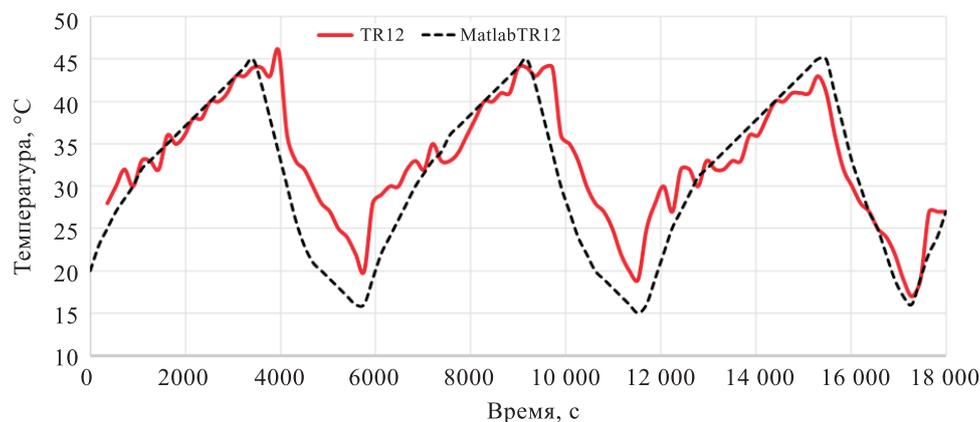
Представленная тепловая модель, реализованная в среде Simulink, позволяет проанализировать температуру в любой из зон МКА. Путем перемещения связей, ответственных за солнечное излучение, на любую из других панелей возможно моделирование иного положения аппарата.

**Верификация тепловой математической модели с сосредоточенными параметрами МКА серии «АИСТ» по данным телеметрических измерений.** Для верификации были выбраны эмпирическим путем наиболее подходящие три витка полета по орбите с тенями длительностью 36 мин. Поскольку аппарат выполняет неориентируемый полет, выводы о нахождении панели  $-X$  на Солнце были сделаны по характерной противоположной температуре панели  $+X$  (рис. 5).

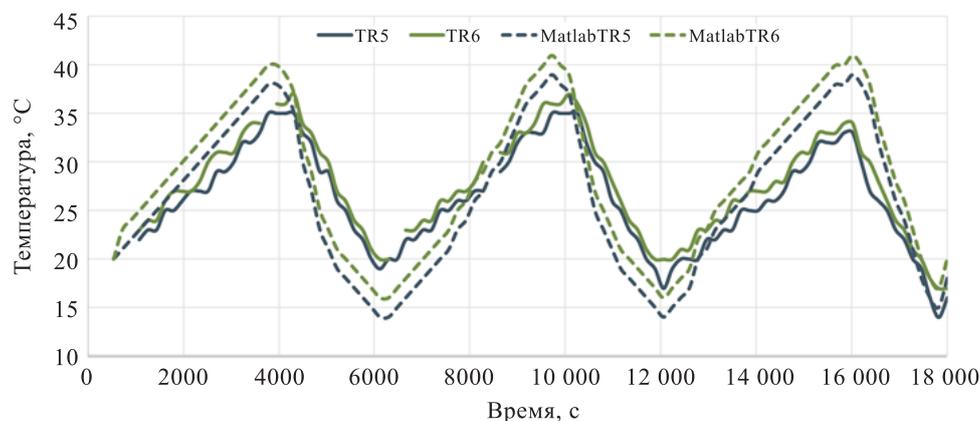


**Рис. 5.** Показания температурных датчиков TR 11 (+X) и TR 12 (-X) МКА «АИСТ» № 2 (RS-41at) от 23.03.2014 г. до 31.03.2014 г.

Пик нагрева внешней поверхности панели  $-X$  (TR 12) и соответственно самая низкая температура внешней поверхности  $+X$  (TR 11) в период от 23.03.2014 г. до 31.03.2014 г. приходится на 26.03.2014 г. Таким образом, верификации подверглись места установок датчиков TR5, TR6 и TR12 панели  $-X$  (рис. 6).



*a*



*б*

**Рис. 6.** Верификация тепловых математических моделей МКА серии «АИСТ» с сосредоточенными параметрами:

*a* — телеметрические показания внешнего датчика TR12 и расчетная температура в среде MATLAB; *б* — телеметрические показания внутренних датчиков TR5, TR6 и расчетная температура в среде MATLAB

Была рассчитана средняя абсолютная погрешность для каждого датчика. Результаты верификации тепловых математических моделей МКА серии «АИСТ» с сосредоточенными параметрами для панели –Х приведены ниже:

Датчики	Средняя абсолютная погрешность MATLAB, °C
TR5.....	3,5
TR6.....	3,5
TR12.....	1,5

Следовательно, можно сделать вывод, что средняя абсолютная погрешность расчетной модели с сосредоточенными параметрами составляет около 3,2°. При достаточно серьезном упрощении этот результат можно считать хорошим.

**Заключение.** Выполненное исследование по верификации тепловой математической модели МКА серии «АИСТ» с сосредоточенными параметрами показало следующие результаты:

1) получена и проанализирована реальная картина теплового режима МКА серии «АИСТ» по телеметрическим данным;

2) разработаны тепловые математические модели МКА серии «АИСТ» в сосредоточенных параметрах;

3) по данным телеметрических измерений проведена верификация расчетных моделей, которые подтвердили свою адекватность;

4) с учетом сделанных допущений погрешность расчетов оценивается как хорошая, однако тепловые модели могут быть усовершенствованы для получения лучших показателей.

Результаты исследования подтверждают возможность и эффективность использования бортовых данных малых космических аппаратов для совершенствования экспериментальных работ на Земле и повышения надежности новых бортовых систем и их прототипов.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Алифанов О.М., Андреев А.Н., Гушин В.Н. [и др.]. *Баллистические ракеты и ракеты-носители*. О.М. Алифанов, ред. Москва, Дрофа, 2004, 512 с.
- [2] Кудрявцева Н.С. *Основы проектирования эффективных систем терморегулирования космических аппаратов*. Москва, Изд-во МАИ, 2012, 228 с.
- [3] Jianyin Miao, Qi Zhong, Qiwei Zhao, Xin Zhao. *Spacecraft Thermal Control Technologies*. Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2021, 360 p.
- [4] Землянский Б.А., Анфимов Н.А., Балько Ю.П., Залогин Г.Н., Золотарев С.Л. и др. Методологические основы научных исследований при обосновании направлений космической деятельности, облика перспективных космических комплексов и систем их научно-технического сопровождения. Т. 4: *Методология исследований аэротермодинамики и тепловых режимов в обеспечении разработки изделий ракетно-космической техники*. Москва, Изд.-торг. корпорация «Дашков и К<sup>о</sup>», 2016, 384 с.
- [5] Кирилин А.Н., Аншаков Г.П., Ахметов Р.Н., Сторож А.Д. Космическое аппаратостроение. *Научно-технические исследования и практические разработки АО «РКЦ «Прогресс»*. А.Н. Кирилин, ред. Самара, АО «РКЦ «Прогресс», 2017, 376 с.
- [6] Diaz-Aguado M., Greenbaum J., Fowler W.T., Lightsey E.G. Small satellite thermal design, test, and analysis. *Proceedings of SPIE. The International Society for Optical Engineering*, 2006, vol. 622. DOI: 10.1117/12.666177
- [7] Muñoz Toro S., Hornbuckle R.W., Lightsey E.G. FASTRAC Early flight results. *Journal of Small Satellites*, 2012, vol. 1, no. 2, pp. 49–61.
- [8] 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 МАИ*, 2010, т. 17, № 1, с. 55–61.
- [9] Алексеев В.А., Кудрявцева Н.С., Титова А.С. Расчетно-экспериментальный метод выбора параметров испытательных камер для отработки тепловых режимов бортовой аппаратуры негерметичных космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 2, с. 72–88. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-2-72-88

- [10] Пичулин В.С., Алексеев В.А., Шишанов А.В., Жилина И.Е., Сорокин А.Е., Белявский А.Е. *Системы обеспечения теплового режима радиоэлектронных устройств космических аппаратов*. Москва, Изд-во МАИ, 2019, 112 с.
- [11] Алексеев В.А., Кудрявцева Н.С., Титова А.С., Выбор параметров термокамеры для испытаний негерметичного спутника Земли. *Вестник МАИ*, 2014, т. 21, № 1, с. 154–162.
- [12] Ivanushkin M.A., Tkachenko I.S., Safronov S.L., Kaurov I.V., Volgin S.S. On the results of processing of the telemetry data received from the “AIST” small satellite constellation. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1368, issue 4, art. no. 042062.
- [13] Кирилин А.Н., Ткаченко С.И., Салмин В.В., Ткаченко И.С., Семкин Н.Д., Сафронов С.Л., Абрашкин В.И. *Малые космические аппараты серии «АИСТ» (проектирование, испытания, эксплуатация, развитие)*. Самара, Изд-во СамНЦ РАН, 2017, 348 с.
- [14] Hintermana 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.

Статья поступила в редакцию 20.06.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Кауров И.В. Верификация тепловой математической модели с сосредоточенными параметрами малого космического аппарата серии «АИСТ» на основе телеметрических данных, полученных в ходе его экспериментальной эксплуатации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 4.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2171>

**Кауров Иван Владимирович** — ассистент кафедры космического машиностроения, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. Область научных интересов: малые космические аппараты, система обеспечения теплового режима, тепловое моделирование. e-mail: [ivkaurov@yandex.ru](mailto:ivkaurov@yandex.ru)

## A thermal mathematical lumped-parameter model of AIST small spacecraft: verification by experimental telemetry data

© I.V. Kaurov

Samara National Research University, Samara, 443086, Russia

*The purpose of the study was to model a small spacecraft of the AIST series and verify this thermal mathematical lumped-parameter model using differential equations and relying on telemetry data obtained during the experimental operation of the spacecraft. Thermal lumped-parameter models are widely spread in designing small-sized onboard equipment for small spacecraft. The model calculation was done by Simulink, the MATLAB-based graphical programming environment for modeling multidomain dynamical systems. We developed a system of equations, consisting of equations for each zone from the outer and inner sides, as well as the equations for scientific equipment. The small spacecraft design is based on three-layer honeycomb panels with heat pipes. Photocells are installed on the outer sides of the panels of the spacecraft, thus making a significant contribution to its thermal state.*

**Keywords:** *small spacecraft, non-pressurized spacecraft, thermal modeling, thermal control system*

### REFERENCES

- [1] Alifanov O.M., Andreev A.N., Guschin V.N., et al. *Ballisticheskie rakety i rakety-nositeli* [Ballistic missiles and launch vehicles]. Moscow, Drofa Publ., 2004, 512 p.
- [2] Kudriavtseva N.S. *Osnovy proektirovaniia effektivnykh sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of designing effective spacecraft thermal control systems]. Moscow, MAI Publ., 2012, 228 p.
- [3] Jianyin Miao, Qi Zhong, Qiwei Zhao, Xin Zhao. *Spacecraft Thermal Control Technologies*. Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2021, 360 p.
- [4] Zemlyanskiy B.A., Anfimov N.A., Balyko Iu.P., Zalogin G.N., Zolotarev S.L., et al. *Metodologicheskie osnovy nauchnykh issledovaniy pri obosnovanii napravlenii kosmicheskoy deyatelnosti, oblika perspektivnykh kosmicheskikh kompleksov i sistem ikh nauchno-tekhnicheskogo soprovozhdeniya* [Methodological foundations of scientific research in substantiating the areas of space activity, the appearance of promising space complexes and systems for their scientific and technical support]. *Metodologiya issledovaniy aerotermodinamiki i teplovykh rezhimov v obespechenie razrabotki izdeliy raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Methodology for research of aerothermodynamics and thermal regimes to ensure the development of products of rocket and space technology]. Vol. 4. Moscow, Izd.-torg. korp. "Dashkov i K<sup>o</sup>" Publ., 2016, 384 p.
- [5] Kirilin A.N., Anshakov G.P., Akhmetov R.N., Storozh A.D. *Kosmicheskoe apparatostroenie. Nauchno-tekhnicheskie issledovaniya i prakticheskie razrabotki AO «RKTs «Progress»* [Space apparatus. Scientific and technical research and practical developments of JSC SRC Progress]. Samara, JSC SRC Progress Publ., 2017, 376 p.
- [6] Diaz-Aguado M., Greenbaum J., Fowler W.T., Lightsey E.G. Small satellite thermal design, test, and analysis. *Proceedings of SPIE. The International Society for Optical Engineering*, 2006, vol. 622. DOI: 10.1117/12.666177

- [7] Muñoz Toro S., Hornbuckle R.W., Lightsey E.G. FASTRAC Early Flight Results. *Journal of Small Satellites*, 2012, vol. 1, no. 2, pp. 49–61.
- [8] Alekseev V.A., Kudryavtseva N.S., Malozemov V.V., Pichulin A.S., Titova A.S., Shangin I.A. *Vestnik MAI — MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 55–61.
- [9] Alekseev V.A., Kudryavtseva N.S., Titova A.S. *Vestnik MGTU im. N.E. Bauman. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2018, no. 2, pp. 72–88.  
DOI: 10.18698/0236-3941-2018-2-72-88
- [10] Pichulin V.S., Alekseev V.A., Shishanov A.V., Zhilina I.E., Sorokin A.E., Belyavskiy A.E. *Sistemy obespecheniya teplovogo rezhima radioelektronnykh ustroystv kosmicheskikh apparatov* [Systems for ensuring the thermal regime of radio-electronic devices of space vehicles]. Moscow, MAI Publ., 2019, 112 p.
- [11] Alekseev V.A., Kudryavtseva N.S., Titova A.S. *Vestnik MAI — MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 154–162.
- [12] Ivanushkin M.A., Tkachenko I.S., Safronov S.L., Kaurov I.V., Volgin S.S. 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, art. no. 042062.
- [13] Kirilin A.N., Tkachenko S.I., Salmin V.V., Tkachenko I.S., Semkin N.D., Safronov S.L., Abrashkin V.I. *Malye kosmicheskie apparaty serii «AIST» (proektirovanie, ispytaniya, ekspluatatsiya, razvitie)* [Small spacecraft of the AIST series (design, testing, operation, development)]. Samara, SSC RAS Publ., 2017, 348 p.
- [14] Hintermana 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.

**Kaurov I.V.**, Assist. Lecturer, Department of Space Engineering, Samara National Research University. Research interests: small satellite, thermal control system, thermal modeling. e-mail: ivkaur@yandex.ru