

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ВЕРИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ТЕЛЕМЕТРИИ

Кауров И.В.^{*}, Ткаченко И.С.^{**}, Салмин В.В.^{***}

*Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С.П. Королёва (Самарский университет),
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

^{} e-mail: ivkaur@yandex.ru*

*^{**} e-mail: innovatore@mail.ru*

*^{***} e-mail: sputnik@ssau.ru*

Статья поступила в редакцию 08.06.2021

Разработаны тепловые математические модели с распределенными и сосредоточенными параметрами малого космического аппарата (МКА) серии «АИСТ». Проведена верификация моделей на основе телеметрических данных, полученных в ходе экспериментальной эксплуатации аппарата. На основе представленных тепловых математических моделей разработана методика проектирования систем обеспечения теплового режима МКА. Расчет математической модели теплового состояния МКА с распределенными параметрами произведен с помощью модуля Simcenter 3D Space Systems Thermal специализированного программного обеспечения Siemens NX. Расчет математической модели теплового состояния МКА на основе дифференциальных уравнений с сосредоточенными параметрами произведен с помощью программного пакета Matlab в среде динамического междисциплинарного моделирования сложных технических систем Simulink. Разработанная методика тепловой математической модели применена при создании расчетной математической модели теплового состояния перспективного МКА для задач экологического мониторинга.

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

Введение

Проектирование систем обеспечения теплового режима (СОТР) космического аппарата (КА) является существенной частью общего проектирования КА. Прежде всего связано это с тем, что СОТР является глубоко интегрированной с КА системой, взаимосвязанной с основными бортовыми системами, окружающей средой, элементами конструкции и задачами полета [1–3]. Создание миниатюрной бортовой аппаратуры, способной работать в открытом космосе, обусловило разработку новых подходов к проектированию и отработке малых космических аппаратов (МКА) негерметичного исполнения, когда СОТР строится в большей степени на пассивных средствах терморегулирования [4–7]. Данная тенденция побуждает исследователей обратить внимание на проблему быстрой и качественной оценки теплового состояния МКА при его про-

ектировании. Разработка эффективных методик проектирования СОТР МКА имеет высокую практическую значимость в современном космическом машиностроении. В то же время небольшие габариты МКА позволяют применять модели на основе дифференциальных уравнений с сосредоточенными параметрами на всех этапах проектирования аппарата, что может существенно облегчить процесс проектирования как СОТР МКА, так и аппарата в целом. Применение тепловых моделей с сосредоточенными параметрами широко распространено при проектировании малогабаритной бортовой аппаратуры КА. Целесообразность такого подхода подтверждена многолетней практикой проектирования, анализа и испытаний различных блоков радиоэлектронной аппаратуры КА [8–11]. Возможность верификации теоретических расчетов предполагаемых зна-

чений температур МКА и полученных телеметрических параметров дает возможность совершенствования методики нахождения проектных параметров СОТР с улучшенными качественными показателями [12, 13].

Целью данной работы является верификация тепловых математических моделей МКА серии «АИСТ» с распределенными и сосредоточенными параметрами и разработка на их основе методики проектирования систем обеспечения теплового режима МКА. Основные задачи исследования:

- 1) получение и анализ реальной картины теплового режима МКА серии «АИСТ» по телеметрическим данным;
- 2) разработка тепловой математической модели МКА в распределенных параметрах;
- 3) разработка тепловой математической модели МКА в сосредоточенных параметрах;
- 4) верификация расчетных моделей по данным телеметрических измерений;
- 5) разработка методики проектирования СОТР МКА с соответствующими математическими моделями;
- 6) решение частных проектных задач по полученной методике (в рамках разработки СОТР МКА).

СОТР МКА серии «АИСТ»

Анализ реальной картины теплового режима был произведен на основе данных, накопленных в ходе опытно-эксплуатационной отработки МКА «АИСТ» № 1 (RS-43as), запущенного 19 апреля 2013 г. с космодрома Байконур и функционирующего на круговой орбите с наклоном $64,9^\circ$ высотой 583 км в апогее, а также 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 на круговую орбиту с наклоном $82,4^\circ$ высотой 621 км в апогее. Данные аппараты являются совместной разработкой Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва и Ракетно-космического центра «Прогресс» и с момента ввода в эксплуатацию продолжают функционировать в 2021 г. (рис. 1) [14]. На каждом из этих спутников установлено несколько десятков температурных датчиков, производящих замеры каждую минуту. Было изучено поведение температуры на поверхности и внутри МКА в зависимости от нахождения на освещенных и теневых участках орбиты.

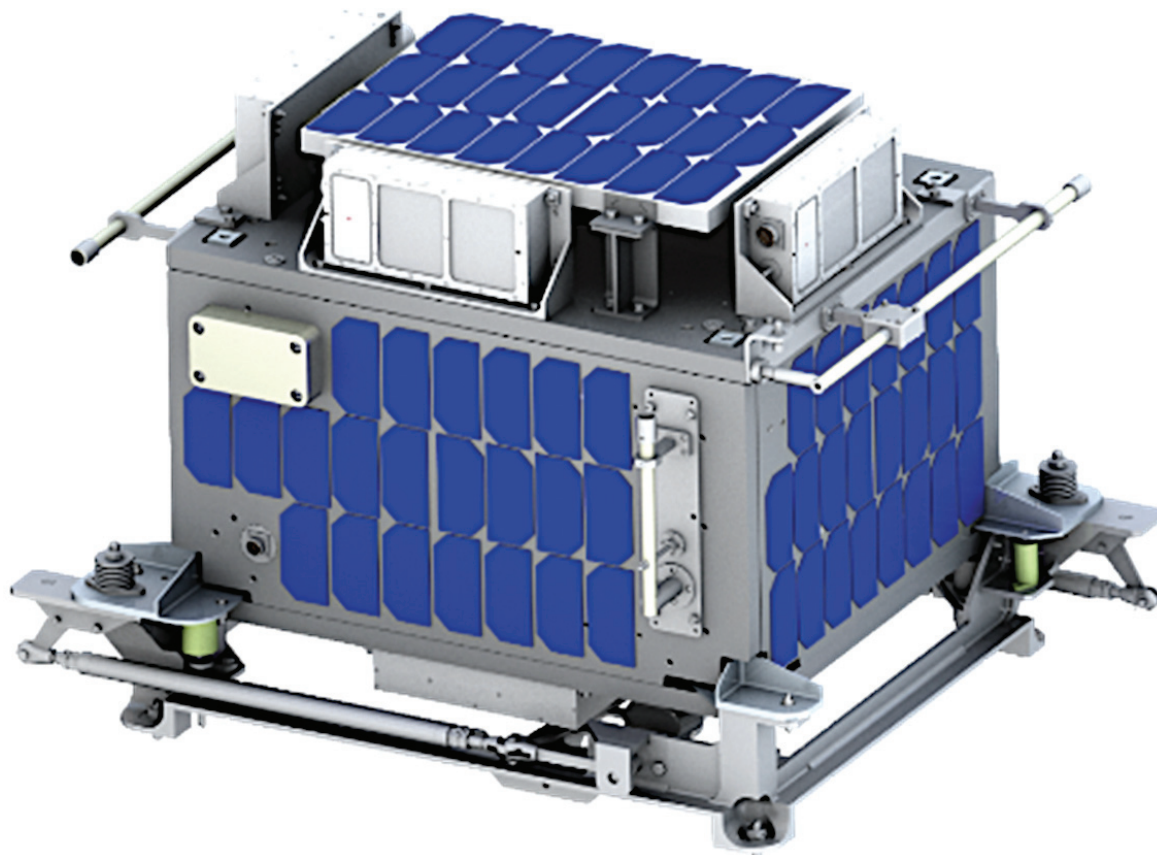


Рис. 1. Внешний вид МКА серии «АИСТ»

К современным средствам обеспечения теплового режима МКА можно отнести ряд известных технологических решений [3, 13, 15, 16]: покрытия элементов конструкции с заданными термооптическими свойствами; теплопроводящие материалы, термопасты, термопрокладки, теплопроводящие клеи; двухфазные системы теплопередачи (тепловые трубы, контурные тепловые трубы, контуры с капиллярным насосом); материалы с фазовым переходом; изоляционные материалы; радиаторы; жалюзи и заслонки; нагреватели. Немаловажную роль в конструировании МКА играют сотовые панели, которые были выбраны большинством производителей аппаратов и которые также вносят существенный вклад в тепловое состояние спутника [3—5, 17, 18].

Процесс эксплуатации МКА неразрывно связан с приемом, получением и анализом телеметрической информации (ТМИ) [19]. ТМИ дает полную картину состояния бортовой аппаратуры и всего аппарата в целом. Аппаратура дистанционного обслуживания космических аппаратов (ДОКА-Б), установленная на МКА, каждую минуту сканирует состояние платформы и полезной нагрузки с помощью датчиков, записывает полученные данные на энергонезависимый накопитель и передает их во время сеансов связи с наземной станцией управления (НСУ). На аппарате установлено шестнадцать основных температурных датчиков, шесть из которых расположены на верхней поверхности спутника, а десять — внутри аппарата. В табл. 1 приведены номера соответ-

Таблица 1

Температурные датчики МКА «АИСТ», значения тепловыделений основной бортовой аппаратуры и её рабочая температура

Датчик	Расположение	Тепловыделение, Вт	Рабочая температура, °С
TR1	Аккумуляторная батарея (панель -Z)	0,5-2	от -5 до +35
TR2	Бортовой радиокомплекс (панель +Z)	1,5-2,2	от -10 до +40
TR3	Электромагнит (панель +X)	1-11	от -50 до +50
TR4	Электромагнит (панель +X)	1-11	от -50 до +50
TR5	Блок электроники МАГКОМ (панель -X)	4	от -50 до +50
TR6	Блок электроники МЕТЕОР (панель -X)	1,4	от -80 до +50
TR7	Магнитометр (панель -Y)	0,4	от -50 до +50
TR8	Внутренняя поверхность (панель +Z)		от -5 до +50
TR9	Блок развязывающих устройств (панель +Y)	1	от -50 до +50
TR10	Электромагнит (панель -Z)	1-11	от -50 до +50
Внешние поверхности			
TR11	панель +X	от -150 до +125	
TR12	панель - X		
TR13	панель +Y		
TR14	панель -Y		
TR15	панель +Z		
TR16	панель -Z		

ствующих температурных датчиков, их расположение на МКА, а также значения тепловыделений основной бортовой аппаратуры и её рабочая температура. СОТР МКА должна обеспечивать требуемый температурный диапазон бортовой аппаратуры при соответствующем тепловыделении [14].

На МКА серии «АИСТ» применена пассивная СОТР, базирующаяся на использовании тепловых труб, размещенных в сотопанелях на гранях аппарата, термоплат для установки бортовой аппаратуры (БА) и плёночных электронагревателей (ПЭН). Сброс тепла производится через грани корпуса МКА, управление тепловым балансом осуществляет командно-управляющая навигационная система (КУНС) в автоматическом режиме. Наличие плёночных электронагревателей на борту позволяет поддерживать нижнюю границу температурных диапазонов КУНС и аккумуляторных батарей на теневых участках орбитального полёта. Свойства материалов элементов конструкции МКА «АИСТ» приведены в табл. 2.

Корпус аппарата является непосредственным элементом СОТР. Роль радиаторов выполняют

фотоэлектрические преобразователи, когда грань МКА повёрнута от Солнца. Каждая панель представляет собой трёхслойную конструкцию с сотовым наполнителем из алюминиевой фольги с шестигранной формой ячеек (размер грани ячейки составляет 2,75 мм), а в качестве обшивок используются два листа из алюминиевого сплава В95 толщиной по 0,4 мм. Слои соединены между собой плёночным клеем. Толщина сотонаполнителя во всех панелях составляет 17 мм. Тепловые радиационные характеристики, обеспечиваемые на элементах МКА, приведены в табл. 3.

Анализ теплового режима МКА серии «АИСТ» по телеметрическим данным

Аналізу были подвергнуты все функционирующие температурные датчики на обоих МКА начиная с момента их запуска в 2013 г. Наибольшей плотностью и наилучшим качеством принятой телеметрии характеризуется работа МКА «АИСТ» № 2 (RS-41at) (рис. 2). Проанализировав основные графики, полученные по телеметрическим данным температурных датчиков, можно заметить, что температура внешних панелей

Таблица 2

Свойства материалов, принятые при моделировании

Элемент конструкции (материал)	Теплопроводность, Вт/(м·К)	Плотность, кг/м ³	Удельная теплоёмкость, Дж/(кг·К)
Фотоэлектрические преобразователи (GaAs)	46	5316	350
Сотопанели (условный материал)	0,8	40	860
Приборы (условный материал)	100	500	860
Рама и кронштейны (Алгб)	120	2700	860
Тепловые трубы типа ТС-8500-0 (АД 31)	188	2710	921

Таблица 3

Тепловые радиационные характеристики

Элемент	Коэффициент поглощения солнечного излучения, A _s	Степень черноты, ε
Поверхности внутри МКА	-	≥ 0.85
Фотоэлектрические преобразователи (ФЭП)	0.65	0.84
Внешние поверхности сотопанелей (полированный алюминий)	≤ 0.2	≤ 0.1

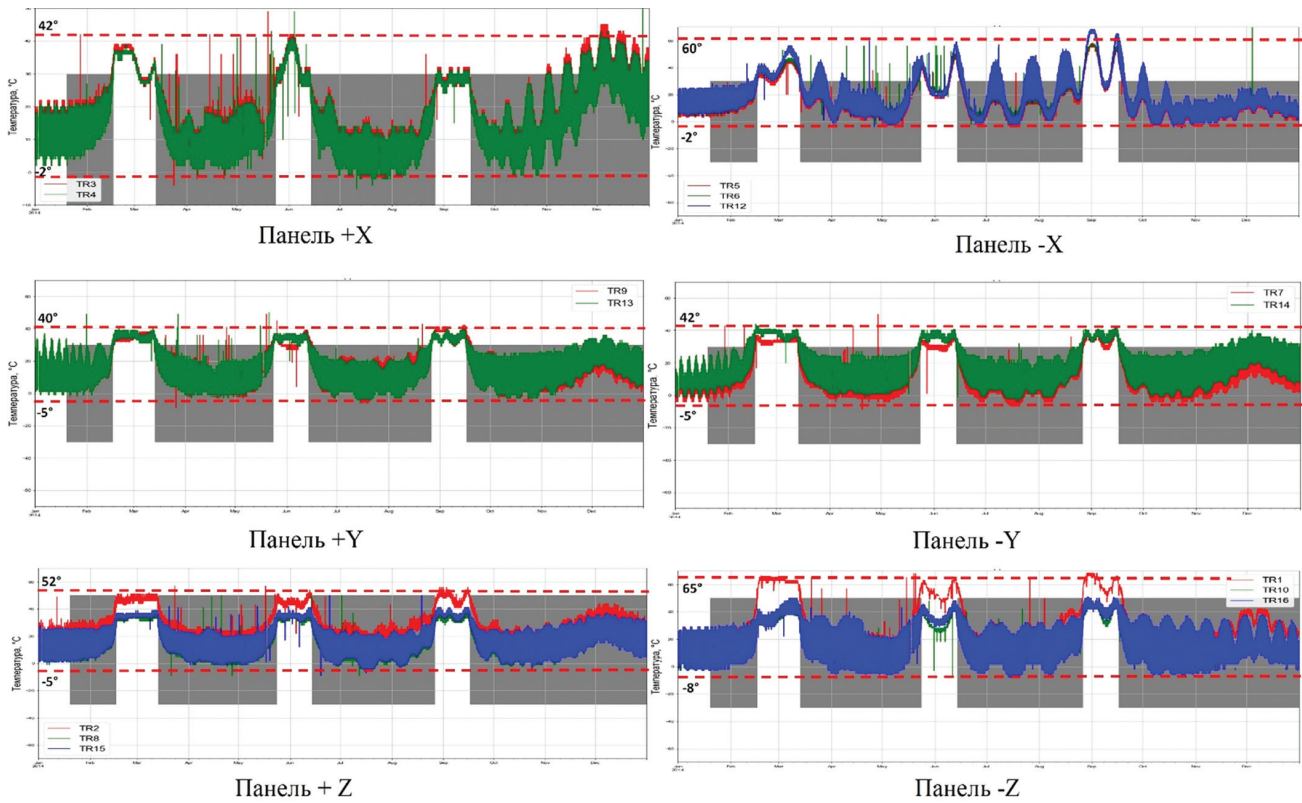


Рис. 2. Показания температурных датчиков МКА «АИСТ» № 2 (RS-41at) за 2014 г.

аппаратов не опускалась существенно ниже 0°C, верхняя планка температурных показаний была в пределах +65°C, кроме панели +X. Температура панели +X значительно отличается от температуры остальных панелей. Максимальная ее температура достигала почти 100°C, а минимальная – 60°C. Связано это прежде всего с конструктивными особенностями панели +X, а именно: она не имеет фотоэлементов; на ней расположены кронштейны, на которых крепится дополнительная солнечная панель, также влияющая на тепловое состояние панели +X.

Что касается внутренней температуры аппаратов, то она также колеблется от 0 до 65°C. Аккумуляторные батареи и блок радиоканалов имели температуру от +15 до +60°C. Таким образом, работа пленочных электронагревателей может характеризоваться положительным образом.

Оценка средних температур по граням обоих аппаратов показывает, что МКА «АИСТ» (RS-43as), функционирующий на орбите с наклоном 64,9°, нагревается на 3–5°C выше, чем МКА «АИСТ» (RS-41at), функционирующий на приполярной орбите с наклоном 82,4°.

Расчетная модель теплового состояния МКА серии «АИСТ» с распределенными параметрами

Расчет математической модели теплового состояния МКА с распределенными параметрами произведен с помощью модуля Simcenter 3D Space Systems Thermal специализированного программного обеспечения Siemens NX. В программе реализованы численные методы конечных разностей и конечных элементов, методы Монте-Карло [21]. Программный продукт реализует динамическую тепловую математическую модель с распределенными параметрами, которая представляет собой систему дифференциальных уравнений в частных производных теплового баланса следующего вида:

$$c_i \rho_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{xi} \frac{\partial T_i}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_{yi} \frac{\partial T_i}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_{zi} \frac{\partial T_i}{\partial z} \right) + q_{\partial,i}(x, y, z, t) - \alpha_{\partial,i}(x, y, z, t) T_i,$$

где c – удельная теплоемкость материала; ρ – плотность; T – температура; i – индекс элемента конструкции; λ – коэффициент теплопроводности; t – время; x, y, z – прямоугольные координаты; $q_{\partial,i}(x, y, z, t)$ – функция, учитывающая

распределение мощности внутренних источников тепла; $\alpha_{\vartheta,i}(x,y,z,t)$ – функция, учитывающая взаимодействие с внешней средой.

При моделировании теплового режима МКА принимаются следующие допущения: панели аппарата связаны кондуктивными и лучистыми связями; материалы, использованные в аппарате, считаются изотропными; теплоёмкость материалов не зависит от температуры и времени.

В качестве начальных условий принимаются: температура МКА 20 °С, ориентация на Солнце панелью -Х, на которой установлена основная научная аппаратура, высота орбиты 550 км, наклонение 65°, внутренние тепловыделения соответствуют табл. 3; считаем, что бортовая аппаратура работала на трёх витках. В ходе моделирования переходного процесса граничные условия рассчитываются на каждом шаге моделирования.

Конструкция МКА представлена набором твердых тел и плоскостей, аппроксимированных четырехузловой тетраэдральной и плоской прямоугольной сетками элементов. Внешний вид тепловой модели представлен на рис. 3.

Создание точной тепловой модели спутника является весьма трудоемким процессом. К сожа-

лению, точная модель требует существенных вычислительных ресурсов, поэтому при расчете сложной технической системы приходится делать ряд упрощений. Это приводит к серьезной потере достоверности модели и существенно влияет на точность расчетов. Упрощение формы и исключение некоторых элементов, в частности отсутствие датчиков системы МЕТЕОР на поверхности прибора, ряда кронштейнов, крепежей и проводов, безусловно повлияло на достоверность модели, но расчетные значения при этом остались в пределах допустимой погрешности.

Каждому элементу космического аппарата были присвоены всевозможные связи с другими элементами и соответствующие свойства поверхности. Моделировалась работа электронагревателей, которые включались при достижении температуры 0 °С. Моделировались также тепловые трубы с рабочим телом в виде жидкого аммиака.

Расчетная математическая модель теплового состояния МКА серии «АИСТ» с сосредоточенными параметрами

Расчет математической модели теплового состояния МКА с сосредоточенными параметрами произведен с помощью модуля программно-

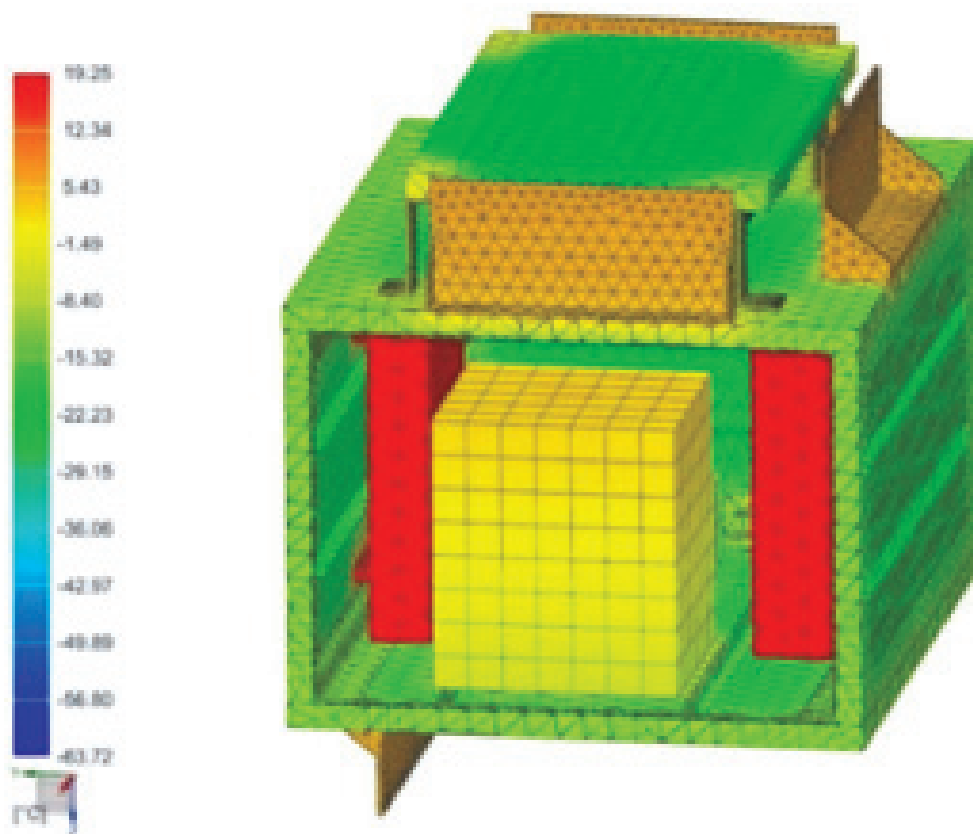


Рис. 3. Тепловая модель МКА «АИСТ» в Siemens NX

го пакета Matlab в среде динамического междисциплинарного моделирования сложных технических систем Simulink [22].

При моделировании теплового режима МКА принимаются следующие допущения: панели аппарата связаны кондуктивными и лучистыми связями; материалы, использованные в аппарате, считаются изотропными; теплоёмкость 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 тепла вдоль нормали по линейному закону; моделирование теплопереноса в тепловых трубах проводится в рамках кондукционных динамических математических моделей с сосредоточенными параметрами (без учета детального анализа гидродинамики и тепломассопереноса в паровом канале).

В качестве начальных условий принимаются: температура МКА 20 °С, ориентация на Солнце панелью -Х, на которой установлена основная научная аппаратура, внутренние тепловыделения соответствуют табл. 3; считаем, что бортовая аппаратура работала на трёх витках.

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

$$C_i \frac{dT_i}{d\tau} = P_i - \sigma_0 \epsilon_i S_i T_i^4 +$$

$$+ \sum_{j=1}^N \sigma_{i,j}^{конд} (T_j - T_i) + \sum_{j=1}^N \sigma_{i,j}^{изл} (T_j^4 - T_i^4) + W_i,$$

$$i = 1, 2, \dots, n; j = 1, 2, \dots, n; j \neq i; \tau = 0; T_i = T_{нач.i},$$

где n – число расчетных элементов (количество уравнений в системе); T_i – температура i -го расчетного элемента, К; τ – время, с; C_i – средняя теплоёмкость i -го расчетного элемента, Дж/К; P_i – мощность тепловыделения i -го расчетного элемента, Вт; σ_0 – постоянная Стефана–Больцмана, $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт / (м² · К⁴); ϵ_i – степень черноты; S_i – площадь миделя расчетного элемента, м²; $\sigma_{i,j}^{конд}$ – суммарная кондуктивная тепловая проводимость между элементами, Вт/К; $\sigma_{i,j}^{изл}$ – результирующая лучистая тепловая проводимость между элементами, Вт/К⁴; W_i – мощность внешних тепловых потоков, поглощенных i -м расчетным элементом, Вт.

Для расчета мощности внешних тепловых потоков величина солнечного теплового потока была принята $q_0 = 1400$ Вт/м²; величина теплового потока Земли $q = 200$ Вт/м²; альbedo Земли $a = 0,37$.

В качестве объекта моделирования в данном исследовании представлена панель -Х, на которой расположена основная научная аппаратура МКА «АИСТ», в частности блоки электроники МАГКОМ и МЕТЕОР. Электротепловая аналогия и расчетная схема МКА изображены на рис. 4. Сотовые панели аппарата были разбиты

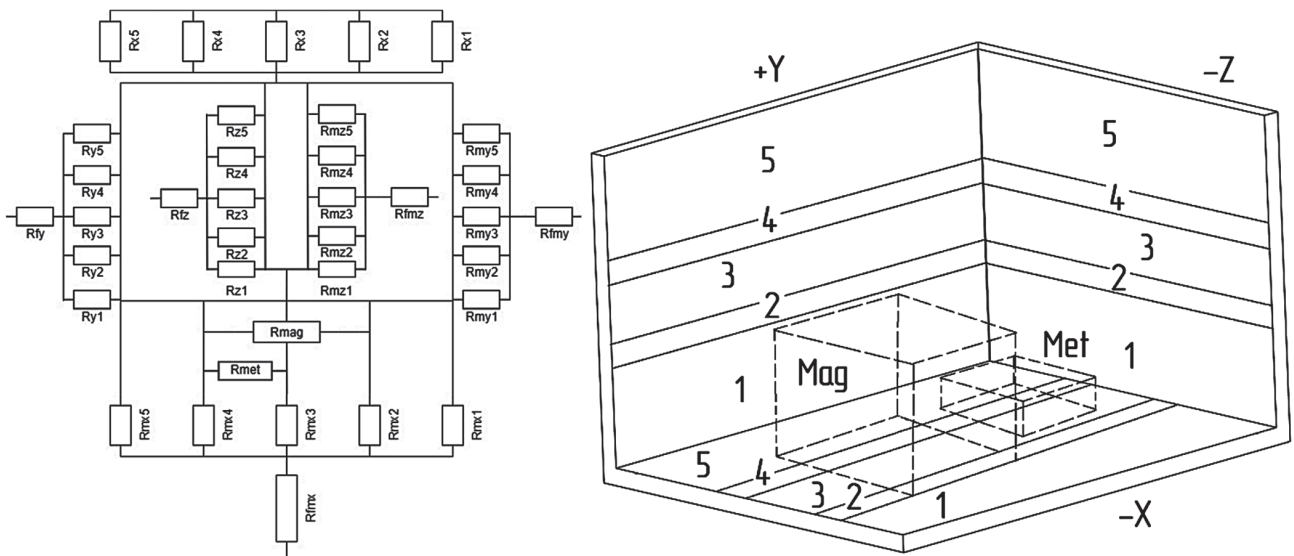


Рис. 4. Электротепловая аналогия и расчетная схема МКА «АИСТ»

на зоны с тепловыми трубами (2, 4) и зоны без тепловых труб (1, 3, 5). Электротепловая аналогия представлена контактными тепловыми сопротивлениями каждой зоны сотовых панелей $R_{x,y,z}$, фотоэлементов R_{f_x, f_y, f_z} и тепловыми сопротивлениями научной аппаратуры $R_{mag, met}$.

Таким образом, составлена система из уравнений для каждой зоны с внешней и внутренней стороны, а также из уравнений для научной аппаратуры. В расчетных уравнениях была использована величина, обратная тепловому сопротивлению, – тепловая проводимость.

Уравнение теплового баланса фотоэлементов панели –X выглядит следующим образом:

$$C_{fmx} \frac{dT_{fmx}}{d\tau} = \sigma_{fmx1} (T_{mx1} - T_{fmx}) + \sigma_{fmx2} (T_{mx2} - T_{fmx}) + \dots + q_0 A_f S_{mfmx} - \sigma_0 \epsilon_f S_{fmx} T_{fmx}^4.$$

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. Время нахождения аппарата под прямыми лучами Солнца составляет 54 мин, а время в тени Земли составляет 36 мин,

что соответствует условиям на высоте орбиты 550 км с наклоном 65°. Тепловая модель, реализованная в среде Simulink, позволяет проанализировать температуру в любой из зон МКА. Путем перемещения связей, ответственных за солнечное и земное излучение, на любую из других панелей возможно моделирование иного положения аппарата.

Верификация тепловых математических моделей с распределенными и сосредоточенными параметрами МКА серии «АИСТ» по данным телеметрических измерений

Для верификации были выбраны эмпирическим путем наиболее подходящие три витка полета по орбите с тенью длительностью 36 мин. В связи с тем что аппарат выполняет неориентированный полет, выводы о нахождении панели –X под прямыми лучами Солнца были сделаны по характерной противоположной температуре панели +X (рис. 5).

Пик нагрева внешней поверхности панели –X (TR 12) и, соответственно, самая низкая температура внешней поверхности +X (TR 11) в период 23.03–31.03.2014 г. приходится на 26.03.2014 г. Таким образом верификации подверглись места установок датчиков TR5, TR6 и TR12 панели –X (рис. 6).

Была рассчитана относительная погрешность для каждого датчика. В табл. 4 приведены результаты верификации тепловых математических моделей МКА с распределенными и сосредоточенными параметрами.

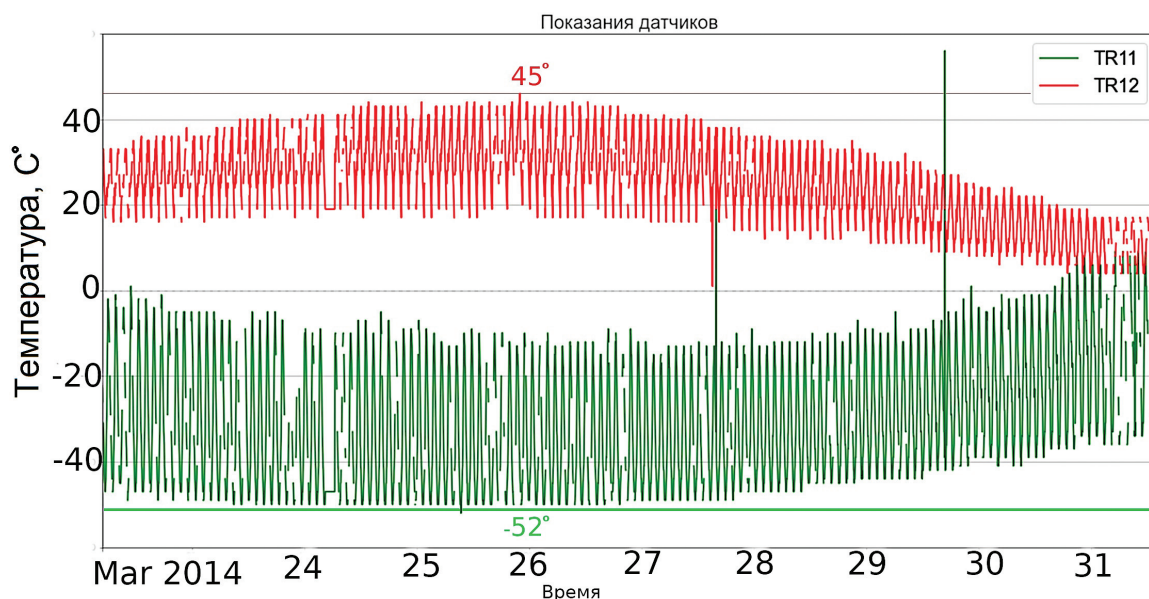


Рис. 5. Показания температурных датчиков TR 11 (+X) TR 12 (-X) МКА «АИСТ» № 2 (RS-41at) за период 23.03–31.03.2014 г.

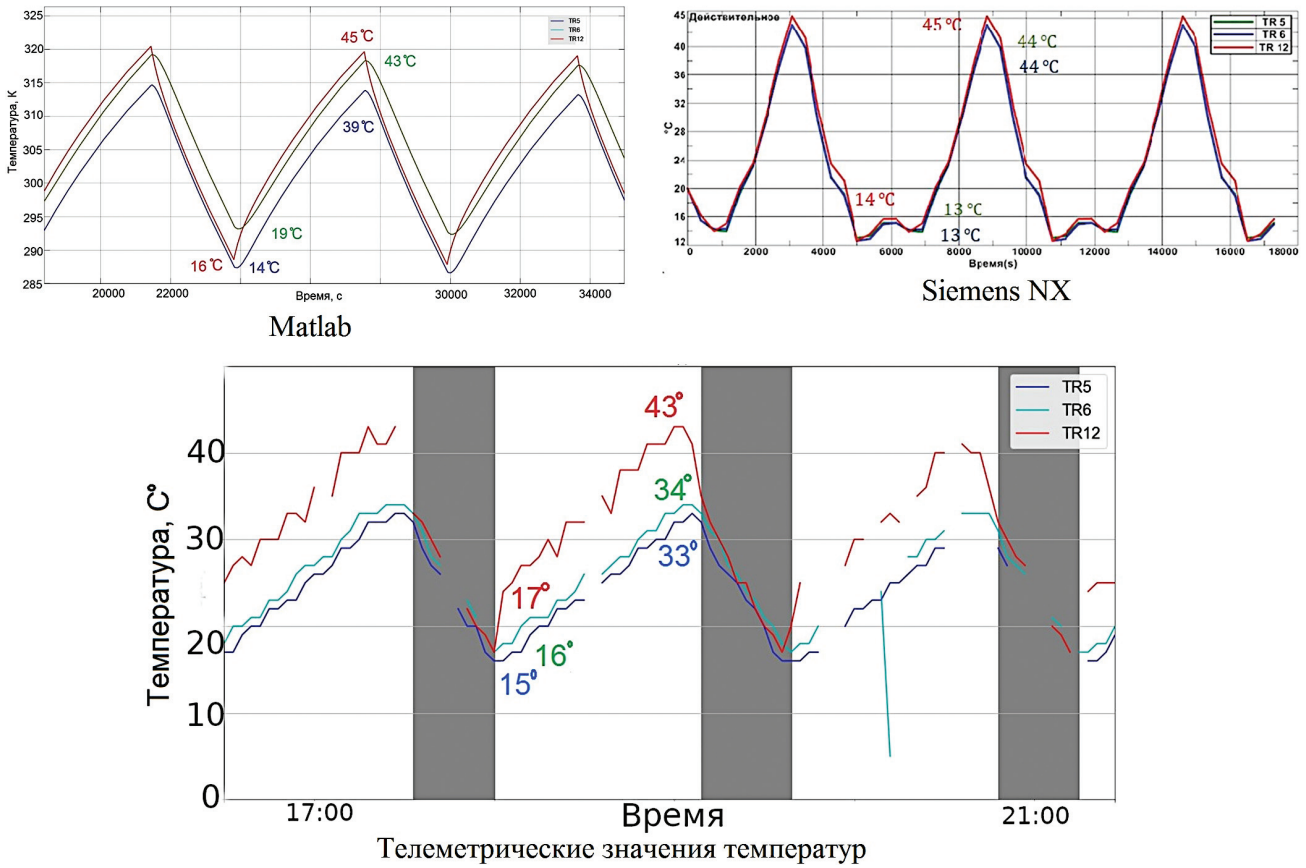


Рис. 6 Верификация тепловых математических моделей МКА серии «АИСТ» с распределенными и сосредоточенными параметрами

Таблица 4

Результаты верификации тепловых математических моделей МКА

Панель	Датчики	Относительная погрешность Matlab, %	Относительная погрешность Siemens NX, %
Панель -X	TR5	12	23
	TR6	22	23
	TR12	6	12

Таким образом, можно сделать вывод, что погрешность расчетной модели с сосредоточенными параметрами составляет значение порядка 13%, а погрешность расчетной модели с распределенными параметрами составляет значение порядка 19%. При достаточно серьезном упрощении этот результат можно считать удовлетворительным.

Методика проектирования систем обеспечения теплового режима МКА

СОТР является одной из основных систем МКА. Принцип системного подхода требует комплексного рассмотрения СОТР как единства разнородных, но одновременно совместимых элементов. Все задачи проектирования СОТР, конструкции аппарата и бортовой аппаратуры тесно взаимосвязаны между собой. Решение находят путем деления общей задачи на ряд более простых. Это обусловлено тем, что СОТР в со-

вокупности с конструкцией аппарата представляют собой сложную систему, имеющую иерархическую структуру, где составляющие части конструкции аппарата являются также и элементами СОТР, что дает основание рассматривать в качестве простых подзадач проектирование подсистем более низкого уровня: трехслойной сотовой панели с тепловыми трубами, фотоэлектрических преобразователей, радиаторов, некоторых типов кронштейнов, теплообменников, пленочных нагревателей, бортовой аппаратуры и т.д.

Облик МКА характеризуется совокупностью проектных решений $\{P_{ij}\} = \{P_1, P_2, P_3, \dots, P_i\}$, которые определяют качественные особенности аппарата, технических решений по ним

$$\{P_{ij}\} = \{P_{11}, P_{12}, P_{13}, \dots, P_{1j}; P_{21}, P_{22}, P_{23}, \dots, P_{2j}; \dots, P_{ij}\}$$

и их проектных параметров $\{u_r\} = \{u_1, u_2, u_3, \dots, u_r\}$ [2, 18]. В качестве критерия качества принят вектор расширенного состояния температуры в n узлах системы, который является целевой функцией задачи оптимизации температурного режима МКА, стремящейся к минимуму среднеквадратичного отклонения минимальной и максимальной допустимой температуры расчетных элементов конструкции:

$$\frac{dT}{d\tau} = f(T(\tau), u_r, \tau); \left. \begin{array}{l} \sqrt{\frac{\sum_i^n (T_{i\min}(\tau) - T_{\min})^2}{n}} \\ \sqrt{\frac{\sum_i^n (T_{i\max}(\tau) - T_{\max})^2}{n}} \end{array} \right\} \rightarrow \min,$$

где r – количество проектных параметров; $T_i(\tau)$ – минимальная и максимальная расчетная температура в i -м узле; T – минимальная и максимальная допустимая температура в i -м узле.

На переменные состояния системы могут накладываться ограничения, возникающие при формулировке требований по диапазону изменений различных параметров системы в техническом задании (ТЗ):

$$h_i(T(\tau), \tau) \leq 0, \quad i = 1, \dots, m;$$

$$g_j(u, \tau) \leq 0, \quad j = 1, \dots, l; \quad \tau_0 \leq \tau \leq \tau_1,$$

где m – количество ограничений на температуры; l – количество ограничений на независимые проектные параметры.

Алгоритм методики проектирования систем обеспечения теплового режима МКА представляет собой многоэтапную расчетную процедуру, основанную на блочно-иерархическом подходе (рис. 7).

Исходным является ТЗ на разработку МКА, которое формируется на уровне внешнего проектирования. Оно включает в себя тактико-технические характеристики ГТХ (режимы ориентации, параметры целевой аппаратуры, параметры обеспечивающих систем, режимы работы), массогабаритные и эксплуатационные ограничения, связанные с размещением аппарата в ракете-носителе, условия пуска и т.д.

Таким образом разработана методика проектирования СОТР МКА с привязкой к конструкции аппарата на основе тепловых математических моделей с распределенными и сосредоточенными параметрами, прошедших верификацию на основе полученных телеметрических данных МКА «АИСТ».

Расчетная математическая модель теплового состояния МКА для задач экологического мониторинга в распределенных и сосредоточенных параметрах

Актуальными на сегодняшний день являются задачи контроля водоохранных и заповедных районов, а также поиск углеводородных, рудных и других месторождений полезных ископаемых. Поскольку, поиск полезных ископаемых проводится на всей территории Российской Федерации, а нефтегазодобывающие и электроэнергетические компании имеют в своём распоряжении обширные сети трубопроводов, линий электропередачи и другие объекты инфраструктуры, снимки таких объектов необходимы для мониторинга и организации защиты этих объектов. Решить поставленные задачи может МКА с целевой аппаратурой, обеспечивая съёмку земной поверхности с пространственным разрешением не хуже 5 м в панхроматическом диапазоне с полосой захвата не менее 60 км, а также дополнительно иметь возможность проводить съёмку не менее чем в восьми узких спектральных диапазонах с проекцией пикселя не более 10 м. Такие требования наиболее полно характеризуют широкозахватную целевую аппаратуру, с помощью которой становится возможным получение мультиспектральных снимков среднего пространственного разрешения, которые могут служить информационной основой для решения задач экологического мониторинга [23]. Ниже перечис-

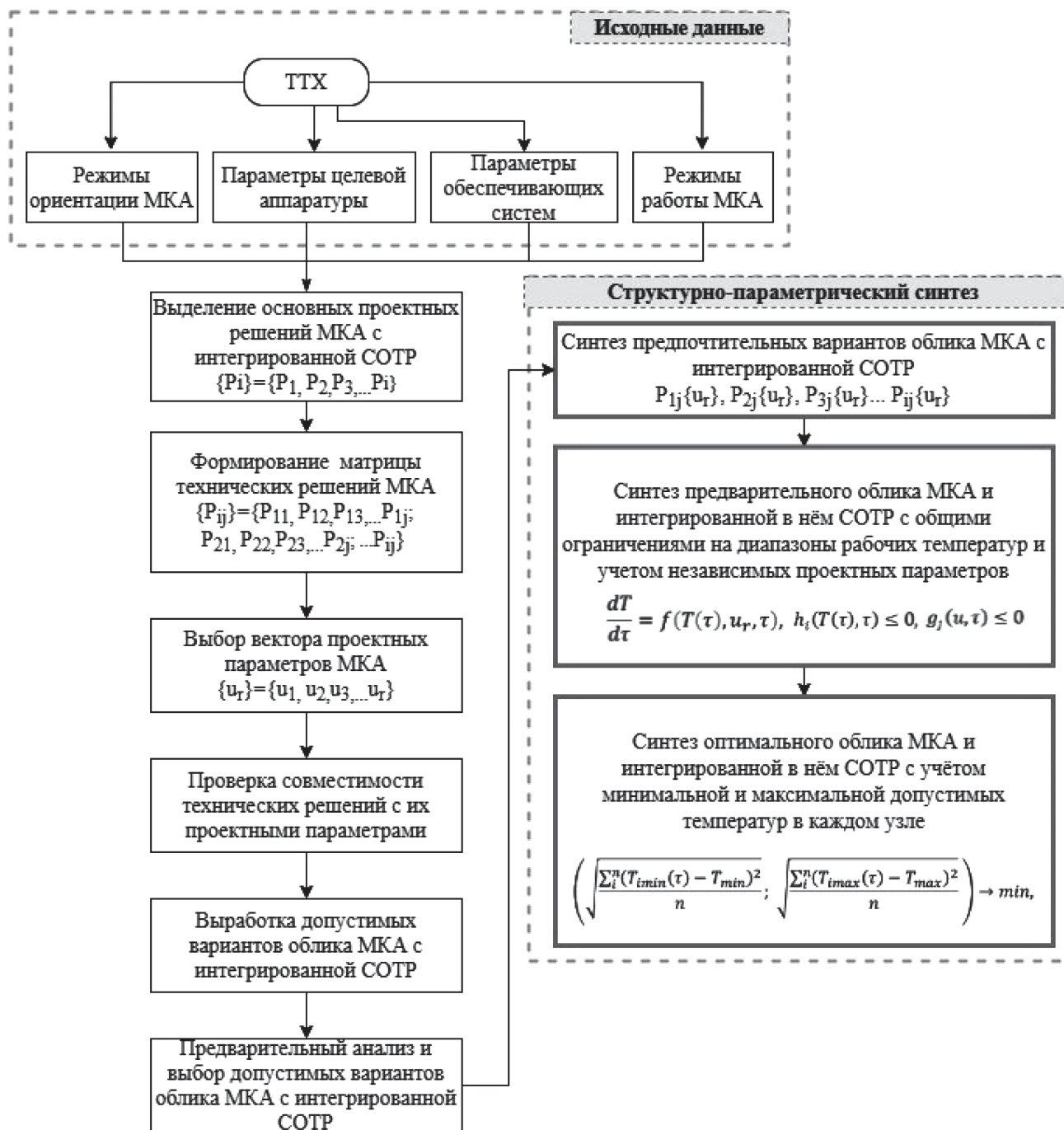


Рис. 7. Алгоритм методики проектирования СОТР МКА

лены основные технические характеристики разработанного МКА:

- диапазон рабочих орбит МКА от 400 до 700 км;
- габариты без выносных элементов 1240×700×700 мм;
- масса МКА не более 350 кг;
- масса целевой аппаратуры не более 65 кг;
- энергопотребление целевой аппаратуры не более 150 Вт.

Значения тепловыделений основной бортовой аппаратуры и её рабочая температура указаны в табл. 5.

На основе предложенной методики была спроектирована СОТР данного аппарата (рис. 8), произведены также расчеты в распределенных и сосредоточенных параметрах.

Конструкция аппарата основана на большинстве технических решений, использованных при разработке МКА «АИСТ», и соответствующих материалов (см. табл. 2). Тепловые радиацион-

Таблица 5

Значения тепловыделений основной бортовой аппаратуры и её рабочая температура

Бортовая аппаратура	Тепловыделение, Вт	Рабочая температура, °С
Аккумуляторная батарея	0,5-5	от -5 до +35
Бортовой радиокомплекс	1,5-4	от -10 до +40
Бортовая система контроля и управления ДОКА-Б278	5-10	от -50 до +50
Электромагнит	1-11	от -50 до +50
Оптико-электронная аппаратура АРГУС	5-8	от -30 до +50
Управляющие двигатели-маховики	2	от -50 до +50
Магнитометр	0,4	от -50 до +50
Дозиметр контроля радиационной обстановки	1	от -50 до +50
Радиолокационный комплекс	2-7	от -50 до +50

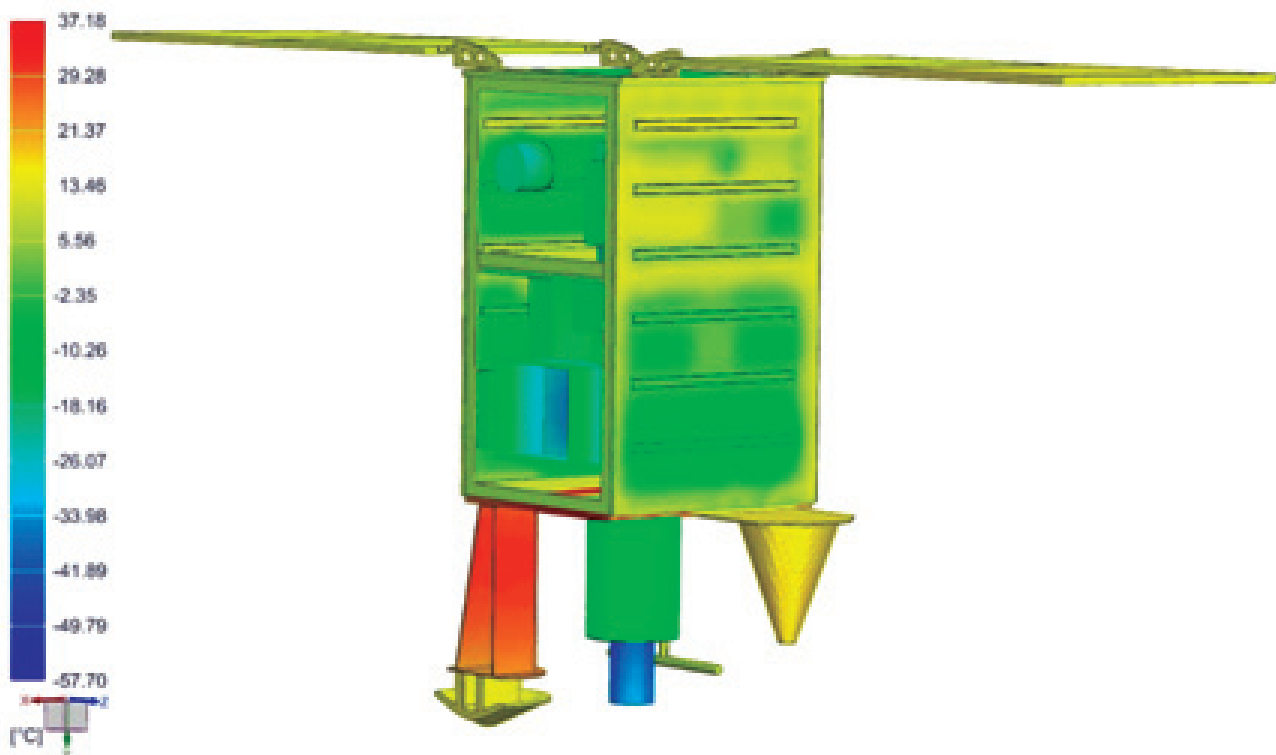


Рис. 8 Тепловая модель МКА для задач экологического мониторинга в Siemens NX

ные характеристики, обеспечиваемые на элементах МКА, были изменены ввиду использования экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) (табл. 6). Была выбрана изоляция марки ЭВТИ – ВВ на основе двусторонних металлизированных пленок с использованием в качестве терморазде-

лительного слоя синтетического ворса, а в качестве облицовочного материала — стеклянной ткани оптического назначения марки ТСОИ с отношением оптических коэффициентов $A_s / \epsilon = 0,91$ [24].

Уравнение теплового баланса ЭВТИ панели +X выглядит следующим образом [3, 25]:

$$C_{evx} \frac{dT_{evx}}{d\tau} = \epsilon_{прив} \sigma_0 (T_{evx}^4 - T_{x1}^4) + \epsilon_{прив} \sigma_0 (T_{evx}^4 - T_{x2}^4) + \dots + q_0 A_{ev} \cdot S_{mevx} - \sigma_0 \epsilon_{ev} S_{evx} \cdot T_{evx}^4,$$

$$\epsilon_{прив} = \frac{1}{\frac{2}{\epsilon} - 1},$$

где $\epsilon_{прив}$ – приведенная степень черноты пакета ЭВТИ; ϵ – степень черноты внутренних слоев; ϵ_{ev} – степень черноты внешнего слоя.

Электротепловая аналогия МКА изображена на рис. 9. Для большей наглядности схемы бортовая аппаратура была исключена.

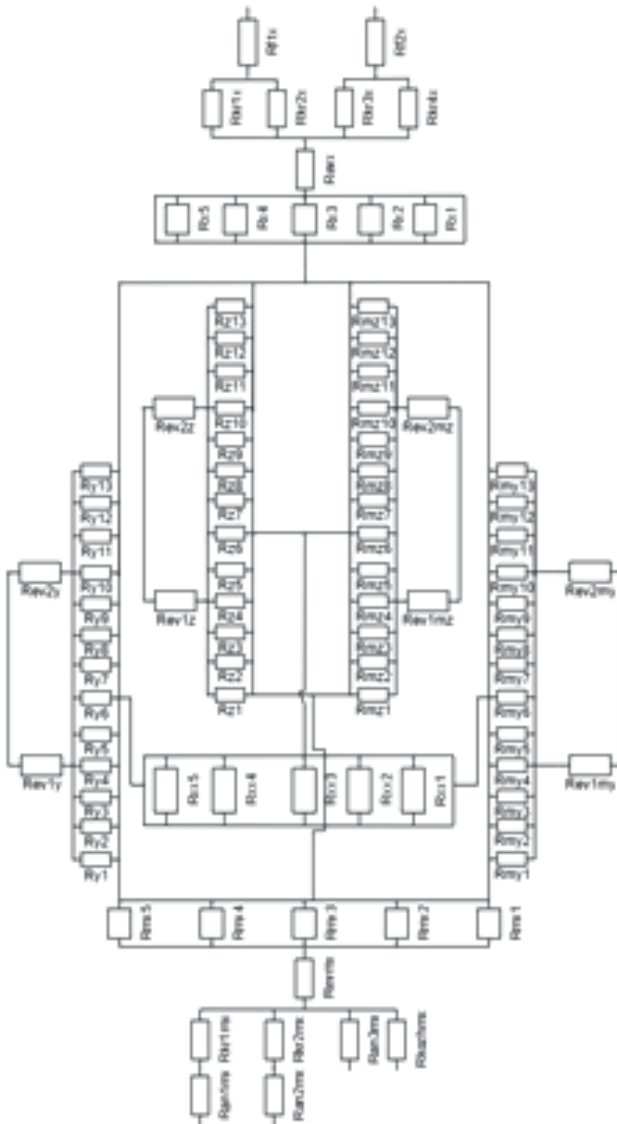


Рис. 9. Электротепловая аналогия МКА

Сотовые панели аппарата были также разбиты на зоны с тепловыми трубами (2, 4, 6, 8, 10, 12) и зоны без тепловых труб (1, 3, 5, 7, 9, 11, 13). Электротепловая аналогия представлена контактными тепловыми сопротивлениями каждой зоны сотовых панелей $R_{x,y,z}$, фотоэлементов R_{fx} , ЭВТИ $R_{evx, evy, evz}$, тепловыми сопротивлениями кронштейнов R_{kr} и антенн R_{an} . Таким образом, составлена система из уравнений для каждой зоны с внешней и внутренней стороны, а также из уравнений для научной аппаратуры. Благодаря тому что большая часть уравнений уже была составлена в системе Matlab при разработке модели МКА «АИСТ», путём несложных дополнений и прибавления необходимых связей удалось создать модель нового космического аппарата. Тепловые радиационные характеристики МКА для задач экологического мониторинга приведены в табл. 6.

При составлении динамической тепловой математической модели с сосредоточенными параметрами система обыкновенных дифференциальных уравнений теплового баланса была изменена с учетом новых геометрических характеристик и соответствующих изменений при сохранении принципа их формирования.

Пример теплового состояния панели +X, обращенной к Солнцу, в сосредоточенных и распределенных параметрах приведен на рис. 10.

Получены достаточно близкие значения температур, что также подтверждает адекватность разработанных моделей.

Выводы

В ходе выполненного исследования по верификации тепловых математических моделей МКА серии «АИСТ» с распределенными и сосредоточенными параметрами и разработки на их основе методики проектирования систем обеспечения теплового режима МКА были получены следующие результаты:

1. Определена и проанализирована реальная картина теплового режима МКА серии «АИСТ» по телеметрическим данным.
2. Разработаны тепловые математические модели МКА в распределенных и сосредоточенных параметрах.
3. Проведена верификация расчетных моделей по данным телеметрических измерений. Модели подтвердили свою адекватность. С учетом сделанных допущений погрешность расчетов удовлетворительна. Однако тепловые модели

Таблица 6

Тепловые радиационные характеристики МКА для задач экологического мониторинга

Элемент	Коэффициент поглощения солнечного излучения, A_s	Степень черноты, ϵ
Поверхности внутри МКА	-	≥ 0.85
Фотоэлектрические преобразователи (ФЭП)	0.65	0.91
ЭВТИ-ВВ (10 мм), облицованная тканью ТСОН	≤ 0.8	≥ 0.9

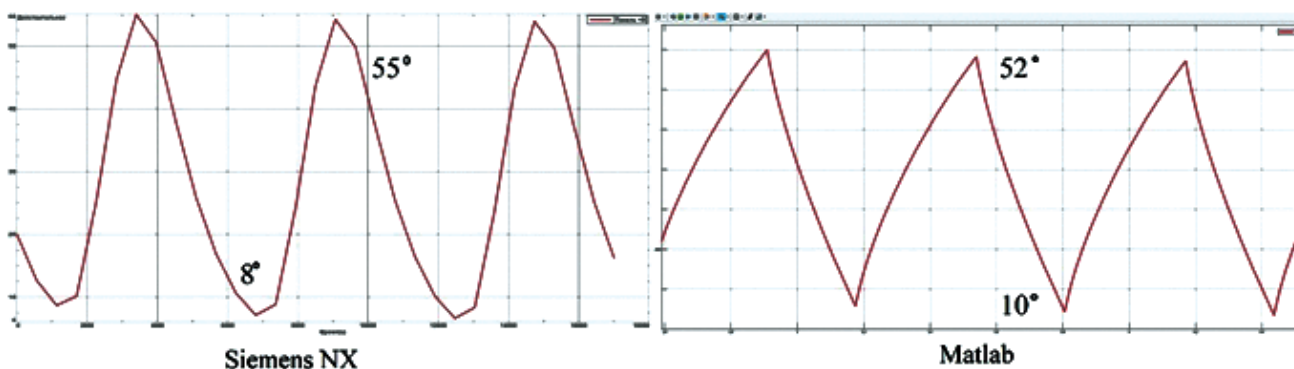


Рис. 10. Пример теплового состояния панели +X в Siemens NX и Matlab Simulink

могут быть усовершенствованы для снижения относительной погрешности без существенных модификаций.

4. Разработана методика проектирования СОТР МКА, с соответствующими математическими моделями на основе обыкновенных дифференциальных уравнений теплового баланса.

5. Решена частная проектная задача по разработке СОТР МКА для экологического мониторинга с помощью созданной методики, которая подтверждает возможность применения математических моделей в сосредоточенных параметрах при проектировании новых МКА. Модели могут быть расширены и дополнены, что подтверждает универсальность методики, а также её эффективность при разработке малых аппаратов, изготовленных из однотипных материалов и имеющих несложную геометрическую форму.

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.

Библиографический список

1. Алифанов О.М., Андреев А.Н., Гуцин В.Н. и др. Баллистические ракеты и ракеты-носители: Учебное пособие. – М.: Дрофа, 2004. – 512 с.
2. Кудрявцева Н.С. Основы проектирования эффективных систем терморегулирования космических аппаратов. – М.: Изд-во МАИ, 2012. – 226 с.
3. Miao J., Zhong Q., Zhao Q., Zhao X. Spacecraft Thermal Control Technologies. – Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2021. – 360 p.
4. Землянский Б.А., Анфимов Н.А., Балько Ю.П. 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 обеспечение разработки изделий ракетно-космической техники. – М.: Дашков и К, 2016. – 384 с.
5. Кирилин А.Н., Анишаков Г.П., Ахметов Р.Н., Сторож А.Д. Космическое аппаратостроение // Научно-технические исследования и практические разработки АО «РКЦ «Прогресс» / Под ред. д.т.н. А.Н. Кирилина. Самара: АГНИ, 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. 6221. DOI: 10.1117/12.666177
7. *Toro S.M., Hornbuckle R.W., Lightsey 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 Московского авиационного института*. 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(119). С. 72–88. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-2-72-88
 10. *Пичулин В.С., Алексеев В.А., Шишанов А.В.* и др. Системы обеспечения теплового режима радиоэлектронных устройств космических аппаратов: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2019. — 112 с.
 11. *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.
 12. *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.
 13. *Фортескью П., Суайнерд Г., Старк Д.* (ред.) Разработка систем космических аппаратов / Пер. с англ. — М.: Альпина Паблишер, 2015. — 765 с.
 14. *Кирилин А.Н., Ткаченко С.И., Салмин В.В.* и др. Малые космические аппараты серии «АИСТ». Проектирование, испытания, эксплуатация, развитие. — Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. — 348 с.
 15. *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
 16. *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
 17. *Бондаренко В.А., Устинов С.Н., Немыкин С.А., Финченко В.С.* Система обеспечения теплового режима малых космических аппаратов // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2013. Т. 3. № 19. С. 37–42.
 18. *Куренков В.И.* Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: Учебное пособие. — Самара: Изд-во Самарского университета, 2020. — 461 с.
 19. *Волгин С.С., Иванушкин М.А., Кауров И.В.* и др. Результаты обработки данных телеметрических измерений, поступающих от группировки малых космических аппаратов серии «Аист» // *Космонавтика и ракетостроение*. 2019. № 1(106). С. 80–91.
 20. *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. Issue 4: 042062. DOI: 10.1088/1742-6596/1368/4/042062
 21. *Armin Veshkini, Kevin Lee, Chris Jackson, Christopher Pye.* Modeling Lunar and Martian Environments with Simcenter 3D Space Systems Thermal // 49th International Conference on Environmental Systems (07–11 July 2019; Boston, Massachusetts). URI: <https://hdl.handle.net/2346/84935>
 22. *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. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.02.043
 23. *Абрашкин В.И., Кирилин А.Н., Салмин В.В.* и др. Космический аппарат дистанционного зондирования Земли. Патент RU 198739 U1. Бюл. № 21, 24.07.2020.
 24. *Матвеев Н.К.* Экранно-вакуумная теплоизоляция и определение её характеристик: Учебное пособие. — СПб.: Изд-во БГТУ, 2012. — 40 с.
 25. *Колесников А.В., Палешкин А.В.* Тепловое проектирование космических аппаратов: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2013. — 96 с.

DESIGN TECHNIQUE FOR SMALL SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEM AND MATHEMATICAL MODELS VERIFICATION BASED ON TELEMETRY DATA

Kaurov I.V.^{*}, Tkachenko I.S.^{**}, Salmin V.V.^{***}

Samara National Research University named after academician S.P. Korolev
(Samara University),

34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

^{*} e-mail: ivkaur@yandex.ru

^{**} e-mail: innovatore@mail.ru

^{***} e-mail: sputnik@ssau.ru

Abstract

Thermal mathematical models with distributed and concentrated parameters of the AIST series small spacecraft were developed. Verification of these models was performed based on telemetry data obtained while the spacecraft experimental operation. Verification possibility of theoretical calculations of the supposed small spacecraft temperatures and obtained telemetry parameters allows improving the technique for finding parameters of the thermal control system with improved qualitative indicators. The authors developed the technique for the small spacecraft thermal control system design. Computation of mathematical model of a small spacecraft with distributed parameters was performed with the Simcenter 3D Space Systems Thermal module of the Siemens NX specialized software. Computation of the spacecraft thermal state mathematical model based on differential equations with lumped parameters was performed with MATLAB software package in Simulink environment for the complex technical systems dynamic interdisciplinary modeling.

The developed technique of the thermal mathematical model was applied for developing a computational mathematical model of the thermal state of a prospective small spacecraft for environmental monitoring tasks. Thus, the main objectives of the study are as follows:

- obtaining and analyzing a real picture of the thermal regime of the "AIST" series small spacecraft based on the telemetry data;
- developing thermal mathematical model of a small spacecraft in distributed parameters;
- developing thermal mathematical model of a small spacecraft in lumped parameters;
- verifying computational models by the telemetry data;

- developing design technique for the small spacecraft thermal control system, with appropriate mathematical models application;
- solving partial design problems employing the developed technique.

Keywords: small spacecraft, leaky spacecraft, thermal modeling, thermal control system.

References

1. Alifanov O.M., Andreev A.N., Gushchin V.N. et al. *Ballisticheskie rakety i rakety-nositeli* (Ballistic missiles and launch vehicles), Moscow, Drofa, 2004, 512 p.
2. Kudryavtseva N.S. *Osnovy proektirovaniya effektivnykh sistem termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* (Fundamentals of effective systems design for spacecraft thermal control), Moscow, MAI, 2012, 226 p.
3. Miao J., Zhong Q., Zhao Q., Zhao X. *Spacecraft Thermal Control Technologies*, Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2021, 360 p.
4. Zemlyanskii B.A., Anfimov N.A., Balyko Yu.P. et al. *Metodologicheskie osnovy nauchnykh issledovaniy pri obosnovanii napravlenii kosmicheskoi deyatel'nosti, oblika perspektivnykh kosmicheskikh kompleksov i sistem ikh nauchno-tekhnicheskogo soprovozhdeniya. T. 4 Metodologiya issledovaniy aerotermodinamiki i teplovykh rezhimov v obespechenie razrabotki izdelii raketno-kosmicheskoi tekhniki* (Methodological basics of scientific research in substantiating the space activity trends, appearance of prospective space complexes and systems and their scientific-and-technical support. Vol. 4 Methodology of aerothermodynamics and thermal regimes modes research in support of space-rocket technology products development), Moscow, Dashkov & K, 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 making. Scientific-and-technical research and practical developments of the JSC "RCC "Progress"), Samara, AGNI, 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. 6221. DOI: 10.1117/12.666177
7. Toro S.M., Hornbuckle R.W., Lightsey G. FASTRAC Early Flight Results. *Journal of small satellites*, 2012, vol. 1, no. 2, pp. 49-61.
8. 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.
9. Alekseev V.A., Kudriavtseva N.S., Titova A.S. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie*, 2018, no. 2(119), pp. 72-88. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-2-72-88
10. Pichulin V.S., Alekseev V.A., Shishanov A.V. et al. *Sistemy obespecheniya teplovogo rezhima radioelektronnykh ustroystv kosmicheskikh apparatov* (Thermal control systems for the spacecraft radio-electronic devices), Moscow, Izdatel'stvo MAI, 2019, 112 p.
11. 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.
12. 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.
13. Fortescue P., Swinerd G., Stark J. (eds) *Spacecraft systems engineering*. Wiley, 4th edition, 2011, 724 p.
14. Kirilin A.N., Tkachenko S.I., Salmin V.V. et al. *Malye kosmicheskie apparaty serii "AIST". Proektirovanie, ispytaniya, ekspluatatsiya, razvitie* (Small spacecraft of "AIST" series. Design, testing, operation, development), Samara, Izdatel'stvo SamNTs RAN, 2017, 348 p.
15. 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
16. 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
17. Bondarenko V.A., Ustinov S.N., Nemykin S.A., Finchenko V.S. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2013, vol. 3, no. 19, pp. 37-42.
18. Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovanie proektnogo oblika* (Fundamentals of spacecraft designing for the Earth's surface optical-electronic observation. Main characteristics calculation and project appearance formation), Samara, Izdatel'stvo Samarskogo universiteta, 2020, 461 p.
19. Volgin S.S., Ivanushkin M.A., Kaurov I.V. et al. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2019, no. 1(106), pp. 80-91.
20. 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: 042062. DOI: 10.1088/1742-6596/1368/4/042062
21. Armin Veshkini, Kevin Lee, Chris Jackson, Christopher Pye, Modeling Lunar and Martian Environments with Simcenter 3D Space Systems Thermal. *49th International Conference on Environmental Systems (07-11 July 2019; Boston, Massachusetts)*. URI: <https://hdl.handle.net/2346/84935>
22. 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. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.02.043
23. Abrashkin V.I., Kirilin A.N., Salmin V.V. et al. *Patent RU 198739 UI*, 24.07.2020.
24. Matveev N.K. *Ekranno-vakuumnaya teloizolyatsiya i opredelenie ee kharakteristik* (Screen-vacuum thermal insulation and its characteristics determination), St. Petersburg, Izdatel'stvo BGTU, 2012, 40 p.
25. Kolesnikov A.V., Paleshkin A.V. *Teplovoe proektirovanie kosmicheskikh apparatov* (Thermal design of spacecraft), Moscow, Izdatel'stvo MAI, 2013, 96 p.