

## СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА МИКРОСПУТНИКА «ТАБЛЕТСАТ-АВРОРА»: ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ЛЁТНАЯ ОТРАБОТКА

Жаренов И.С.\* , Жумаев З.С.\*\*

Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана,  
МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2-я Бауманская ул., 5, Москва, 105005, Россия

\* e-mail: igorzha@mail.ru, izharenov@sputnix.ru

\*\* e-mail: zhumaev@sputnix.ru

Рассматривается проектирование пассивной системы обеспечения теплового режима (СОТР) микроспутника «ТаблетСат-Аврора», основанное на многоузловом нестационарном моделировании теплового режима малых космических аппаратов (МКА) в условиях космического пространства, соответствующих рабочей орбите спутника, с использованием специализированного программного обеспечения Thermal Desktop(r). При моделировании принимается во внимание тепловыделение бортовой аппаратуры с учётом индивидуальных циклограмм работы приборов. Описаны технические решения, принятые на основании результатов моделирования, в совокупности представляющие собой СОТР МКА пассивного типа, а также результаты лётной отработки СОТР. Сделаны выводы об эффективности разработанной СОТР, её применимости в рамках микроспутниковой платформы «ТаблетСат» и направлениях доработки платформы.

*Ключевые слова:* микроспутник, Plug-and-Play, тепловые режимы, пассивное обеспечение теплового режима, нестационарное тепловое моделирование.

### Введение

В настоящее время в России активно развивается частный сектор ракетно-космической отрасли, в том числе развиваются и предприятия, посвятившие свою деятельность созданию малых космических аппаратов. В 2014 году было запущено несколько МКА, принадлежащих частным российским компаниям. Среди них — «ТаблетСат-Аврора», микроспутник массой 26 кг (рис. 1), разработки компании СПУТНИКС, запущенный в качестве

попутной полезной нагрузки на солнечно-синхронную орбиту высотой 600 км ракетой-носителем «Днепр» 19 июня 2014 года. Целевая задача МКА носит некоммерческий характер: спутник создан для лётной экспериментальной отработки служебных систем, разработанных компанией СПУТНИКС и партнёрскими организациями, и проведения экспериментов по дистанционному зондированию Земли (ДЗЗ) [1].

МКА «ТаблетСат-Аврора» реализован на базе микроспутниковой платформы «ТаблетСат», вклю-

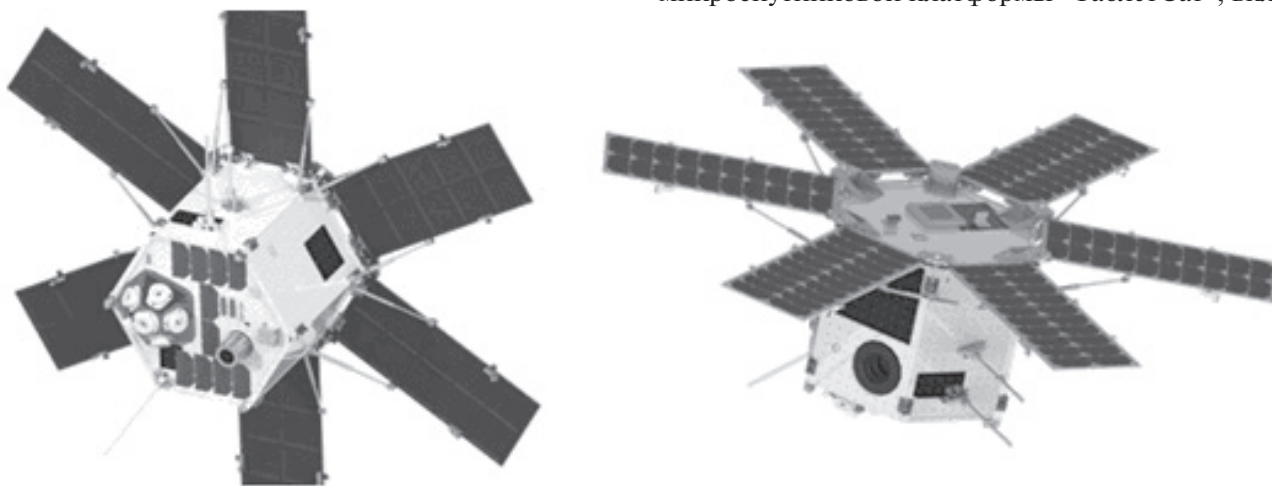


Рис. 1. Общий вид МКА «ТаблетСат-Аврора» в рабочем положении

чающей линейку служебных систем и компонентов, пригодных для использования в составе МКА массой от 10 до 50 кг, а также набор стандартных спецификаций интерфейсов платформы. При разработке платформы использован подход к проектированию Plug-and-Play. Данный метод подразумевает унификацию механических, электрических и информационных интерфейсов бортовых служебных систем. Это позволяет значительно сократить сроки и снизить стоимость разработки конкретного КА на базе платформы, за счёт полной электрической и информационной совместимости служебных систем, а также благодаря тому, что механические интерфейсы элементов конструкции КА реализованы в виде стандартной сетки крепёжных отверстий, которая позволяет оперативно вносить изменения в компоновку КА вплоть до его отправки на космодром.

Для быстрой разработки и сборки спутника по принципу Plug-and-Play не только требуется унификация механических, электрических и информационных интерфейсов, но и необходим набор технологий быстрой разработки уникальных для каждого спутника систем, таких, как система обеспечения теплового режима (СОТР). Уникальность СОТР каждого спутника обусловлена уникальностью его компоновки, циклограммой работы приборов, рабочей орбитой и режимами ориентации. В процессе создания МКА возникла проблема разработки СОТР бортовой аппаратуры в ограниченные сроки (не более одного месяца из восьми, отведённых на проект создания МКА «ТаблетСат-Аврора»), что для микроспутников является скорее нормой, чем исключением [2]. Обычно «микроспутниковый подход» подразумевает разработку спутника малыми коллективами в ограниченные сроки и со скромным по меркам «больших аппаратов» бюджетом.

К настоящему времени выделяют ряд современных и перспективных технологий, которые могут быть применены при создании СОТР КА, в том числе и малых. Среди данных технологий [3, 6, 7, 9]:

- покрытия элементов конструкции с заданными термооптическими свойствами;
- теплопроводящие материалы, термопасты, термопрокладки, теплопроводящие клеи;
- терморегулирующие покрытия с переменной управляемой теплоотдачей. На сегодняшний день этот принцип реализуется с помощью микроэлектромеханических (MEMS) терморегулирующих затворок (так называемых «жалюзи»), полимерных материалов, использующих электрохромный эффект (излучательная способность изменяется при создании в материале разности потенциалов), пе-

рключаемых электростатических радиаторов (либо находятся в контакте с теплоотдающей поверхностью и, поглощая её тепло за счёт кондуктивности, излучают его в окружающее пространство, либо за счёт электростатического эффекта разрывают контакт с теплоотдающей поверхностью, ограничивая теплоотдачу в окружающую среду по принципу, аналогичному экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ));

- двухфазные тепловые буферы с большой теплоёмкостью, использующие вещества с высокими значениями удельной теплоты фазовых переходов;

- различные тепловые трубы (очень широко используются в отечественном спутникостроении [7, 10, 11 и др.]);

- тепловые насосы, позволяющие сбрасывать тепло с помощью радиаторов, температуры которых близки к температурам охлаждаемых объектов;

- термоэлектрические преобразователи (элементы Пельтье);

- материалы с очень высокой теплопроводностью (например, композиционные материалы на основе углерода);

- двухфазные теплопроводящие устройства для термостатирования больших конструкций;

- устройства теплоотвода, способные поглощать тепловые потоки высокой плотности от высокопроизводительной электроники.

Цель работы, которой посвящена настоящая статья, — разработка и испытание технологии создания СОТР для МКА, создаваемых по принципу Plug-and-Play. В процессе работы перед авторами были поставлены следующие задачи:

- 1) в срок не более одного месяца разработать и изготовить СОТР МКА «ТаблетСат-Аврора»;

- 2) по результатам лётных испытаний скорректировать методику быстрого создания СОТР и внести соответствующие поправки в спецификацию «ТаблетСат».

Ограниченные сроки создания МКА подразумевают минимальную экспериментальную отработку, что стало возможным при использовании современных САЕ-систем, опробованных на многих космических миссиях. Экспериментальная отработка нужна для верификации компьютерной тепловой модели КА, однако объем отработки существенно снижается благодаря увеличению детализации компьютерных моделей. По причине ограниченности возможностей экспериментальной отработки было принято решение использовать в составе СОТР только пассивные средства обеспечения теплового режима, надёжность которых, как правило, выше надёжности активных средств. Методика разработки СОТР, использованная авторами, подразумевает

выполнение численного моделирования теплового состояния МКА с высокой детализацией и сокращение объёма наземных тепловых испытаний. Были проведены только автономные термовакуумные испытания бортовых приборов с целью установления соответствия реальных диапазонов рабочих температур номинальным.

Работа включает следующие этапы:

- разработка многоузловой тепловой модели МКА, предварительный выбор материалов и элементов СОТР;
- нестационарное моделирование тепловых режимов МКА для различных вариантов исполнения СОТР пассивного типа;
- выбор окончательного варианта исполнения СОТР;
- анализ эффективности разработанной СОТР на основании результатов лётной отработки;
- оценка технологичности выбранных материалов и элементов СОТР с точки зрения соответствия принципу проектирования Plug-and-Play;
- определение направлений доработки микро-спутниковой платформы «ТаблетСат» в части дополнения её спецификацией рекомендуемых средств и методов обеспечения теплового режима микро-спутников.

Следует отметить, что, поскольку проектирование КА на основе принципа Plug-and-Play получило широкое распространение в мировой спутниковой индустрии, исследование применимости пассивного метода обеспечения теплового режима МКА, конкретных материалов и элементов пассивной СОТР в рамках данного принципа, и в частности в составе платформы «ТаблетСат», является актуальной и практически значимой задачей.

### Технические требования к СОТР

Целевая функция пассивной системы терморегулирования МКА «ТаблетСат-Аврора» состоит в обеспечении требуемых тепловых режимов бортовой аппаратуры (табл. 1).

Таблица 1

#### Диапазоны рабочих температур бортового оборудования

Камера ДЗЗ «МОНО-СК»	0...+40°C
Аккумуляторные батареи (АБ)	0...+50°C
Система энергопитания — зарядно-разрядное устройство (ЗРУ)	-20...+40°C
Звездный датчик	-10...+40°C
Солнечные батареи	Особые требования не предъявляются
Прочая аппаратура	-40...+60°C

### Режимы функционирования бортовой аппаратуры (табл. 2)

Для МКА был принят режим работы бортовой аппаратуры с полным циклом в 14 витков, что связано с требованиями обеспечения энергобаланса МКА. Цикл состоит из четырех подряд идущих «рабочих» витков, на которых в качестве основной нагрузки на 7 мин включается высокоскоростной передатчик и на 5 мин включается камера ДЗЗ, далее следуют 10 витков накопления энергии. Во время включения полезной нагрузки (ПН) МКА находится в орбитальной ориентации с направлением оси оптической камеры в надир. Остальное время на этих четырех витках аппарат находится в солнечной ориентации на солнечном участке орбиты и в режиме демпфирования угловой скорости на теневом участке орбиты. На оставшихся 10 витках аппарат находится в солнечной ориентации на солнечном участке орбиты и в режиме демпфирования угловой скорости на теневом участке орбиты.

### Методы обеспечения целевой функции СОТР

1. Обеспечение специальных оптических свойств внешних и внутренних поверхностей элементов конструкции КА и корпусов бортовой аппаратуры с целью создания расчётных условий лучистого теплообмена конструкции КА с окружающей средой (в том числе сброса лишнего тепла в космическое пространство) и взаимного лучистого теплообмена между элементами конструкции КА.

2. Обеспечение расчётного кондуктивного теплообмена между корпусами бортовой аппаратуры и элементами конструкции КА посредством использования специального теплопроводящего клея в местах установки приборов и в местах механических соединений элементов конструкции КА, а также посредством установки тепловых мостов в виде медных проставок между боковыми панелями КА.

3. Установка электронагревателей в отдельных приборных блоках с целью предотвращения переохлаждения особо ответственной аппаратуры, чувствительной к температурным перепадам.

### Математическое моделирование теплового режима КА

В рамках эскизного проектирования МКА «ТаблетСат-Аврора» было проведено математическое моделирование теплового режима КА с варьированием параметров модели с целью принятия технических решений по обеспечению расчётных тепловых режимов бортовой аппаратуры в рамках концепции пассивного терморегулирования.

Таблица 2

## Циклограммы работы и тепловыделения бортовой аппаратуры

Оптико-электронная аппаратура (ОЭА) «МОНО-СК» производства компании «Лептон»	Камера ДЗЗ, включается на 5 мин на четырех «рабочих» витках через 2520 с после выхода из тени, тепловыделение 3,75 Вт
Передатчик X-диапазона	Включается на 7 мин через 1100 с после выхода аппарата из тени на четырех «рабочих» витках, тепловыделение 68 Вт
Антенный переключатель	Работает совместно с передатчиком X-диапазона, тепловыделение 3 Вт
GPS-приемник	Прибор включается только в режиме солнечной ориентации, остальное время отключен для уменьшения энергопотребления. Координаты аппарата в этом режиме определяются прогнозированием. Тепловыделение 5,8 Вт
Бортовая электронно-вычислительная машина бортового комплекса управления (БЭВМ БКУ)	Работает после отключения камеры ДЗЗ на «рабочих» витках и через 1100 с после выхода из тени на витках накопления энергии, тепловыделение 1,1 Вт
Роутер	Работает вместе с БЭВМ БКУ, тепловыделение 1,05 Вт
Блок управления системой ориентации и стабилизации (БУСОС)	Включен всегда, тепловыделение 2 Вт
Гироскоп	Включается в режиме трехосной ориентации в надири, т.е. одновременно с камерой ДЗЗ, тепловыделение 2,5 Вт
Звёздный датчик Микро-БОКЗ	Работает всегда, тепловыделение 0,55 Вт
Магнитометр NMR 2300R	Работает всегда, тепловыделение 0,5 Вт
Датчик угловых скоростей (ДУС) + магнитометр	Работает всегда, тепловыделение 1,55 Вт
Управляющий двигатель-маховик (УДМ) SX-WH-06	Работает всегда, тепловыделение 2 Вт
Приёмопередатчик УКВ-диапазона	Средневитковое тепловыделение 2 Вт
Зарядно-разрядное устройство	Тепловыделение зависит от КПД преобразования и составляет 30% общей потребляемой мощности бортовой аппаратуры (рис. 2)

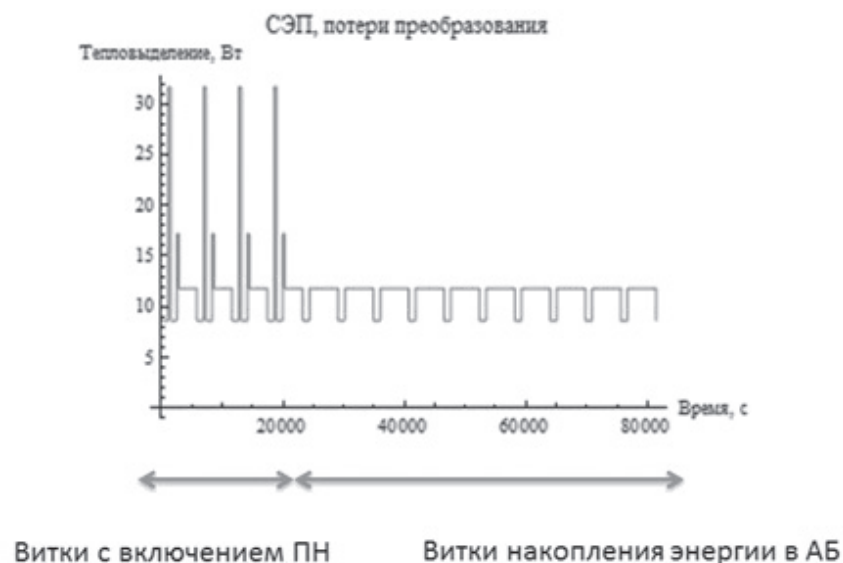


Рис. 2. Диаграмма тепловыделения ЗРУ (потери преобразования в системе энергоснабжения (СЭП))

**Исходные данные моделирования**

**Расчётные режимы ориентации КА**

Штатная циклограмма орбитального функционирования предполагает использование КА в следующих режимах ориентации:

1. Одноосная ориентация оси, нормальной к плоскости солнечных батарей, в направлении на Солнце.
2. Орбитальная трёхосная ориентация (в надир).

**Расчётные внешние тепловые нагрузки на КА и режимы тепловыделения бортовой аппаратуры**

Космический аппарат в процессе полёта подвергается воздействию потока солнечного излучения с плотностью до 1396 Вт/м<sup>2</sup>, потока отражённого поверхностью Земли солнечного излучения с плотностью до 265 Вт/м<sup>2</sup> и потока собственного излучения Земли с плотностью до 220 Вт/м<sup>2</sup>.

**Подходы к моделированию и принятые допущения**

При моделировании теплового режима КА принимаются следующие допущения:

- панели аппарата связаны кондуктивными и лучистыми связями;
- выступающие с внешних поверхностей элементы (антенны, бленда звёздного датчика и пр.) в расчёт не принимаются, тень от них не учитывается;
- аппаратура принимается нагреваемой равномерно;

тель для теплообмена излучением — RadCAD). В программе реализованы численные методы конечных разностей и конечных элементов, методы Монте-Карло [5].

В качестве начальных условий принимаются: температура КА при отделении от ракеты-носителя (+25°C) и режим ориентации после отделения (одноосная ориентация КА на Солнце). Внутренние тепловые нагрузки — тепловыделение бортовых систем в соответствии с циклограммой полёта. Принимается допущение о том, что при воздействии собственного тепловыделения приборы нагреваются равномерно. Внешние тепловые нагрузки: прямое солнечное излучение, собственное тепловое излучение Земли, отражённое от Земли солнечное излучение. В ходе нестационарного моделирования граничные условия рассчитываются на каждом шаге моделирования.

МКА представляется набором твёрдых тел, аппроксимированных сетками элементов четырёх типов: плоский одноузловой, плоский треугольный трёхузловой, параллелепипед восьмиузловой, поверхностный одноузловой с параметрически заданной формой.

Учитываются два способа теплообмена: теплопроводность и радиационный теплообмен. Радиационный теплообмен рассчитывается с учётом различия оптических свойств поверхностей для излучения видимого и ИК-участков спектра. Учитываются отражение излучения и переизлучение тепла элементами конструкции КА.

Таблица 3

**Свойства материалов, принятые при моделировании**

Материал	Теплопроводность, Вт/(м·К)	Плотность, кг/м <sup>3</sup>	Удельная теплоёмкость, Дж/(кг·К)
Д 16	130	2770	922
GaAs	46	5316	350
ЦМК-ТП	2,0	-	-
ЛС 59-1	105	8400	375

- материалы, использованные в аппарате, считаются изотропными;
- теплоёмкость материалов не зависит от температуры и времени.

Свойства материалов элементов конструкции КА и оптические свойства поверхностей элементов конструкции, принятые при моделировании, приведены в табл. 3 и 4.

Расчёт проведён в программном пакете Thermal Desktop(r) 5.6 30-days demo-license (решатель для кондуктивного теплообмена — Sinda/Fluint, решатель

**Оптические свойства поверхностей, принятые при моделировании**

Поверхность	A <sub>S</sub>	ε	A <sub>S</sub> /ε
Полированный алюминий	0,05	0,14	0,357
GaAs	0,65*	0,91	0,714
Белая эмаль ЭКОМ-1	0,3	0,9	0,333

\* Поглощательная способность фотоэлектрических преобразователей солнечных батарей условно скорректирована с учётом их КПД (~28%).

Таблица 4

Методика моделирования теплового режима состоит из последовательных этапов:

1) многоузловая аппроксимация конструкции КА (рис. 3 и 4);

2) задание граничных условий с учётом орбитальных тепловых потоков из окружающего пространства (на рис. 5 показана расчётная схема определения внешних тепловых потоков КА) и тепловыделения бортовой аппаратуры;

3) моделирование теплообмена излучением с помощью методов Монте-Карло;

4) моделирование теплопроводности по методу конечных разностей;

5) определение температур узлов модели в зависимости от времени;

6) многопараметрический анализ и выбор следующих рациональных параметров: оптических свойств внешних и внутренних поверхностей элементов конструкции КА, мест установки тепловых мостов между элементами конструкции КА, мест использования теплопроводящего клея, мест установки и мощности локальных электронагревателей;

7) проверочное моделирование (на длительном интервале времени с коротким шагом, в различных режимах ориентации).

В результате тепловых расчётов были приняты технические решения, реализовать которые надлежало по следующему алгоритму:

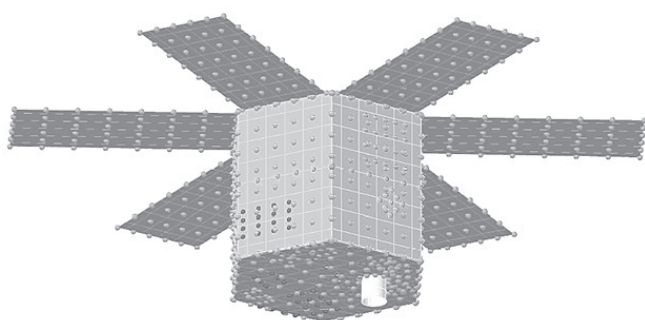


Рис. 3. Многоузловая сеточная аппроксимация КА «ТаблетСат-Аврора» (отображение узлов включено, боковые панели показаны)

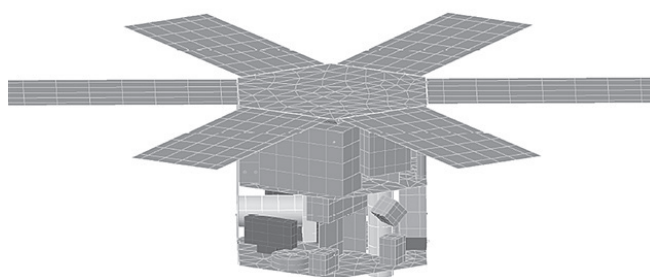


Рис. 4. Многоузловая сеточная аппроксимация КА «ТаблетСат-Аврора» (отображение узлов отключено, боковые панели условно не показаны)

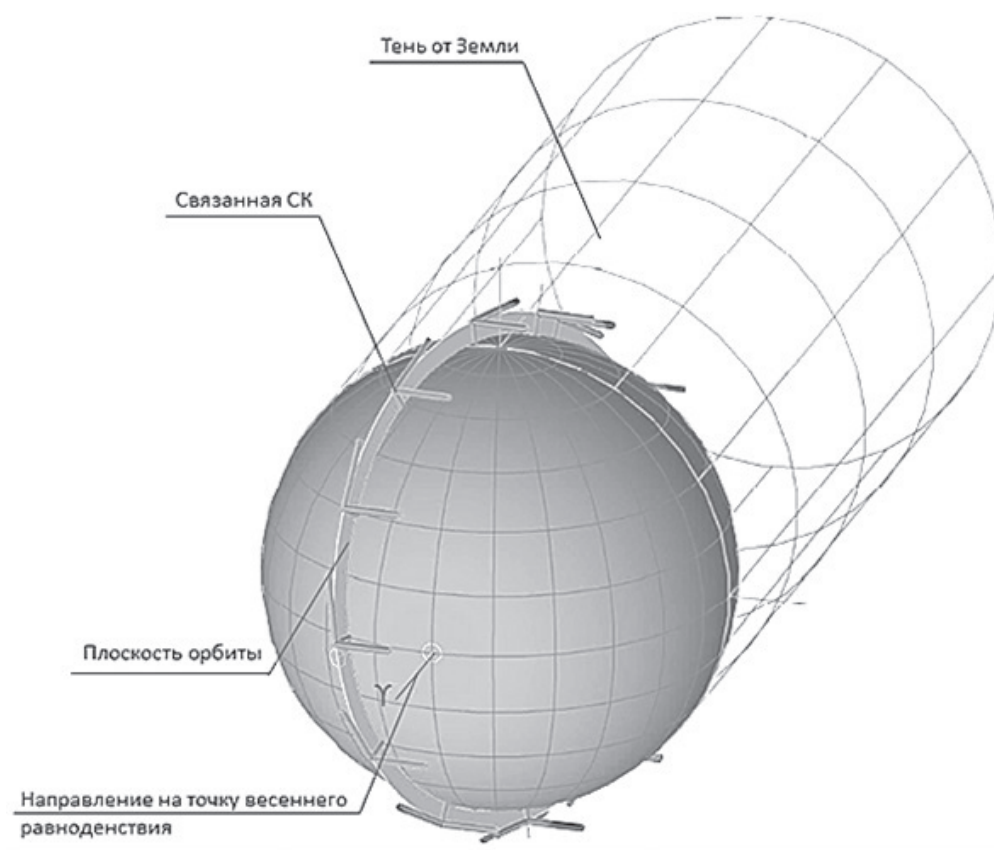


Рис. 5. Расчётная схема определения внешних тепловых потоков КА

1) на наружные (обращённые в космос) поверхности боковых прямоугольных панелей корпуса КА, на которые устанавливается с внутренней стороны наиболее тепловыделяющие приборы (передатчик X-диапазона и ЗРУ), нанести слой эмали белой ЭКОМ-1 (ТУ 2313-397-56897835-2006) толщиной 90—110 мкм;

2) на внутренние поверхности остальных боковых панелей корпуса КА нанести слой эмали белой ЭКОМ-1 толщиной 90—110 мкм;

3) на наружные поверхности торцевых шестиугольных панелей корпуса КА нанести слой эмали белой ЭКОМ-1 толщиной 90—110 мкм;

4) бортовую аппаратуру устанавливать на панели корпуса КА с нанесением на установочные поверхности теплопроводящего клея ЦМК-ТП (ТУ 2252-411-56897835-2007);

5) на места контактов боковых панелей и шестиугольных поперечных панелей корпуса КА нанести перед сборкой теплопроводящий клей ЦМК-ТП;

6) после сборки КА снять петли, соединяющие боковые панели КА, и установить на их место медные проставки, выполняющие функцию тепловых мостов. На контактные площадки между проставками и панелями КА предварительно нанести теплопроводящий клей ЦМК-ТП;

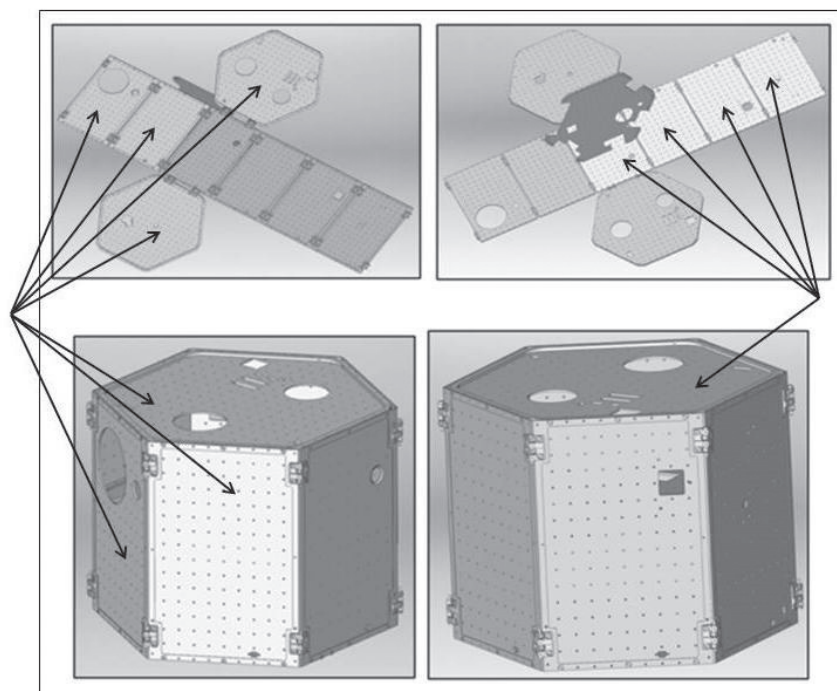
7) в приборах, наиболее чувствительных к переохлаждению, установить электронагреватели: в блоках АБ, в ЗРУ и в электронном блоке звёздного датчика (ЗД).

Таким образом, благодаря использованию теплопроводящего клея и медных проставок в соединениях между элементами конструкции КА, поле распределения температур в конструкции КА выравнивается, отсутствуют большие градиенты температуры. Тепло, выделяемое бортовой аппаратурой, быстро распределяется посредством кондуктивного теплообмена в конструкции КА. Панели корпуса КА, окрашенные снаружи белой эмалью, играют роль радиаторов и хорошо излучают тепло в космическое пространство (для эмали  $\epsilon \geq 0,9$ ). В то же время торцевая панель, обращённая к Солнцу большую часть времени на орбите, хорошо отражает большую часть солнечного излучения (для эмали  $A_S \leq 0,3$ ), не давая КА перегреться. Вместе с тем, четыре панели, обращённые окрашенными поверхностями внутрь КА, обеспечивают подогрев блоков АБ, минимальная допустимая рабочая температура которых несколько выше, чем у большинства прочих бортовых приборов.

На рис. 6 показана схема нанесения белой эмали на панели корпуса КА. Светло-серым цветом показаны поверхности, на которые нанесена белая эмаль, тёмно-серым — не покрытые эмалью поверхности.

#### Сравнение результатов моделирования с результатами лётной отработки КА

На рис. 7 и 8 представлены распределения температур в конструкции КА для «горячего» и «холодного»



Стрелками показаны поверхности, окрашенные эмалью

Рис. 6. Схема нанесения эмали на поверхности панелей КА

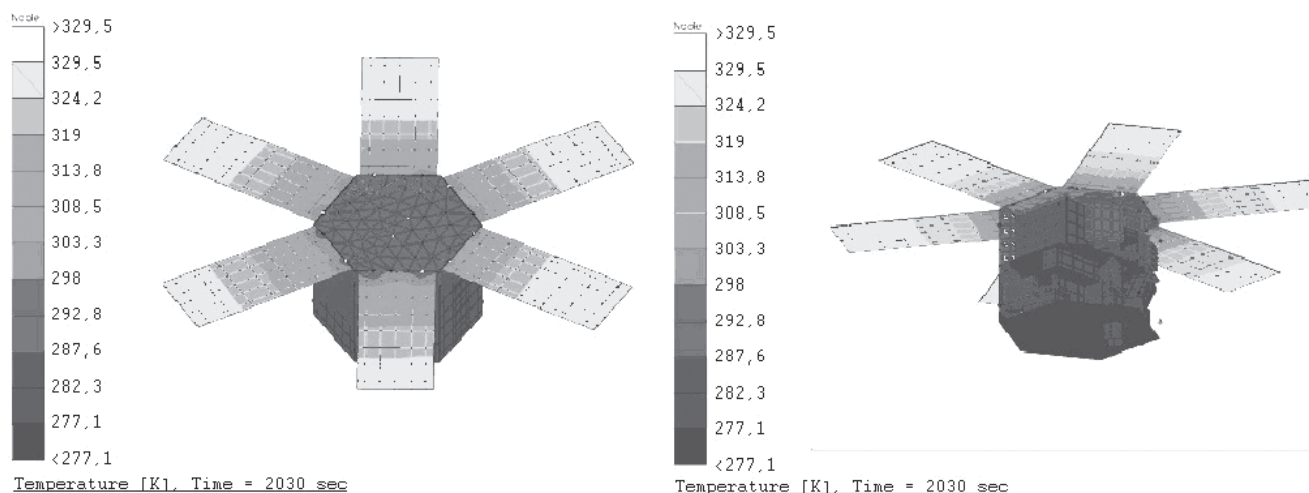


Рис. 7. Распределение температур в модели КА, «горячий» случай, К

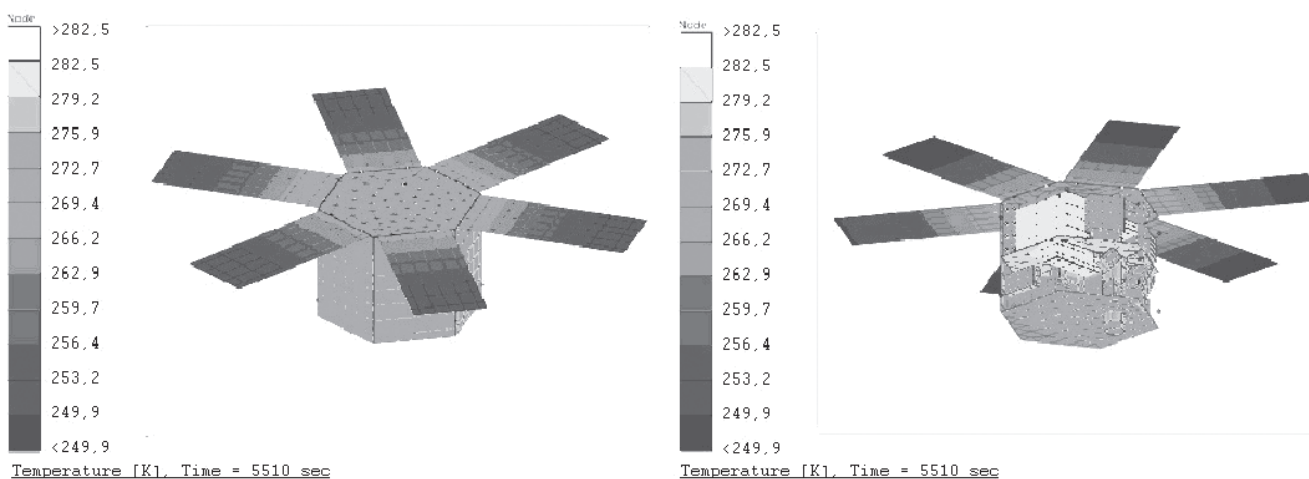


Рис. 8. Распределение температур в модели КА, «холодный» случай, К

ного» случаев проверочного нестационарного теплового расчёта.

Результаты моделирования показали, что рабочие температуры бортовой аппаратуры не выходят за допускаемые пределы, что означает успешное выполнение требований к тепловому режиму КА «ТаблетСат-Аврора».

На рис. 9–12 (слева) представлены зависимости температуры приборов бортовой аппаратуры от времени на 14 орбитальных витках (81200 с), полученные при моделировании, а также показания телеметрии этих же или смежных приборов (справа).

Из-за недостатков системы автоматизированного сбора телеметрии удалось получать за сутки лишь по несколько показаний термодатчиков, установленных в приборах. Кроме того, при лётной эксплуатации режимы ориентации отличались от расчётных режимов, использованных при моделировании. Поэтому имеет смысл лишь сравнение данных

телеметрии с модельными данными на качественном уровне. На рис. 9–12 показано, что более 90% показаний датчиков температуры укладываются в диапазоны изменения температуры, полученные при моделировании, что свидетельствует о высоком уровне достоверности показаний модели.

Плотность принятых данных телеметрии не позволяет оценить качество теплового моделирования внутри одного витка. Связь со спутником реализована по принципу «запрос-ответ». В этом режиме, в отличие от режима «непрерывной передачи», потребляется существенно меньше электроэнергии, но обеспечивается меньший информационный поток. Так как коллектив впервые разработывал спутник целиком и в первую очередь было важно получить информацию о принципиальной работоспособности всех систем, было принято решение исключить из бортового программного обеспечения передатчика режим непрерывной передачи, сократив тем самым риски нештатного разря-



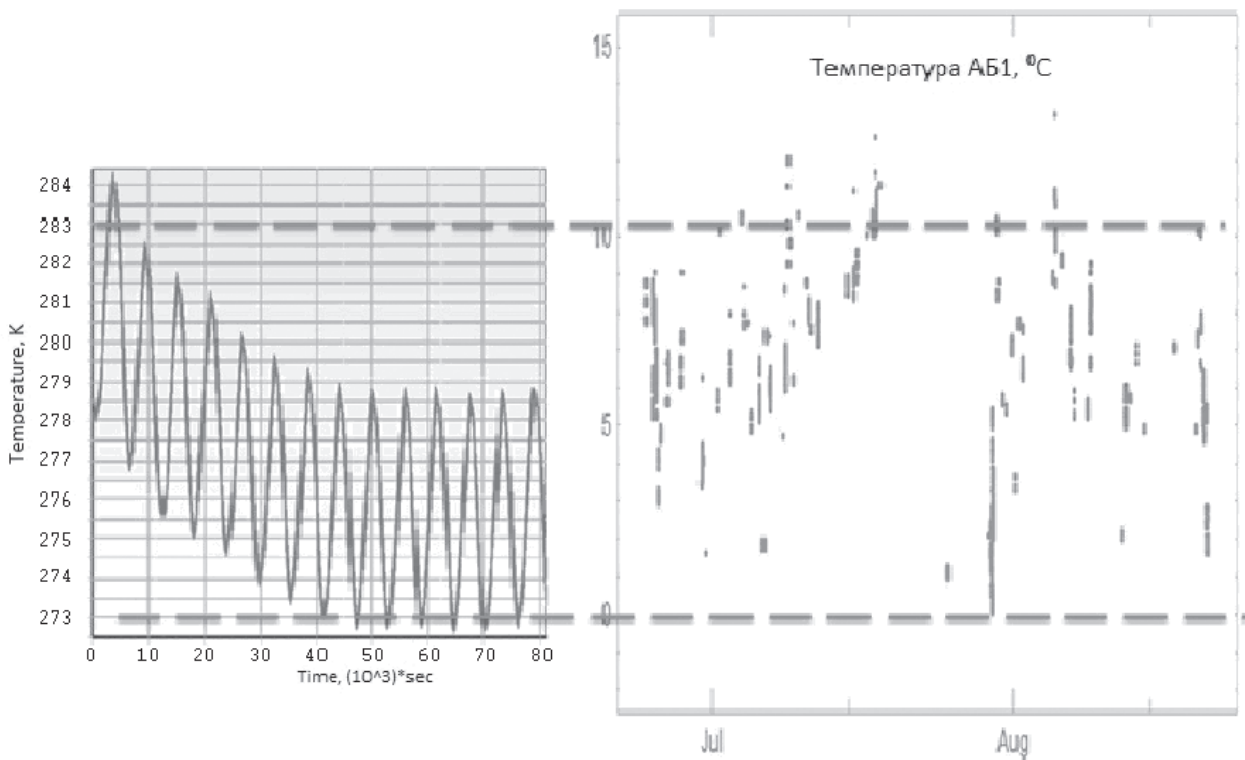


Рис. 9. Зависимость температуры АБ от времени

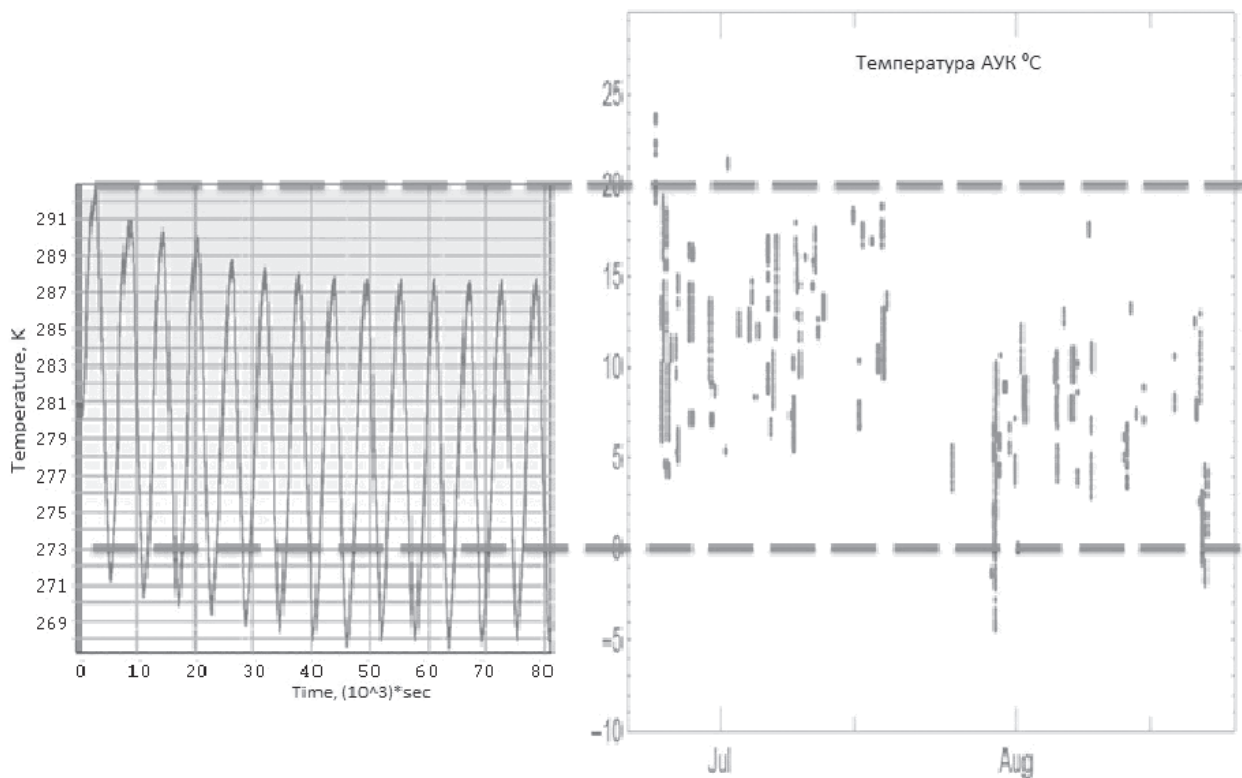


Рис. 10. Зависимость температуры блока управления ЗРУ от времени

да аккумуляторных батарей. Кроме того, в связи с необходимостью уложиться в сжатые сроки, приоритетными были признаны создание и отработка критически важных систем, при этом разработка системы единого точного бортового времени была

отложена до реализации следующего проекта, что ограничило возможность получения одномоментного поля температур для всей совокупности приборов.

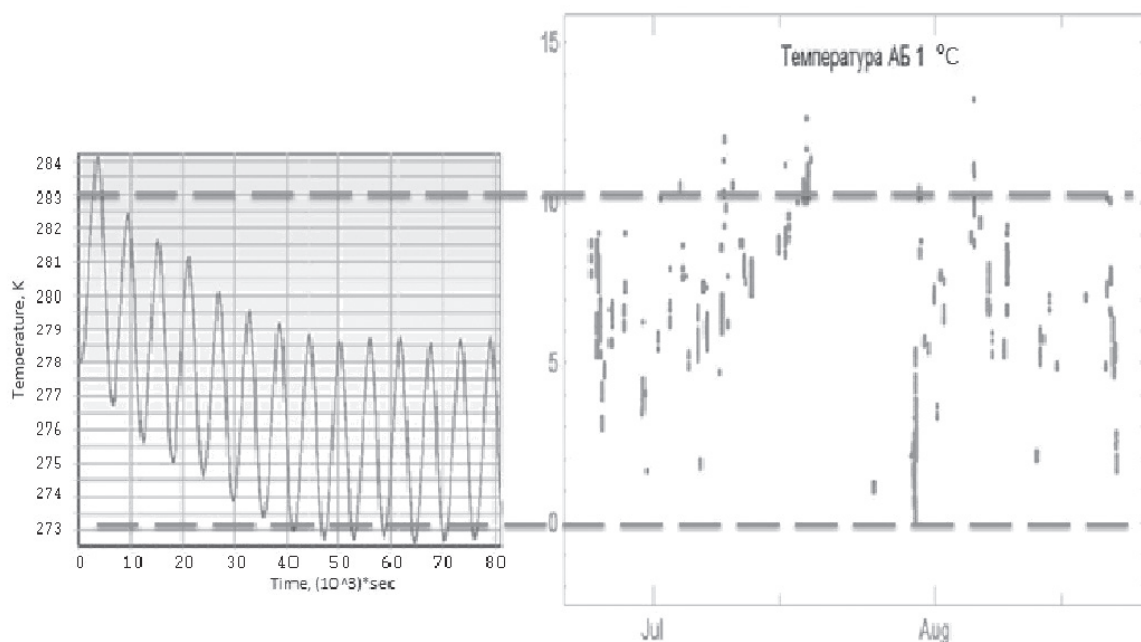


Рис. 11. Зависимость температуры БУСОС от времени (АБ и БУСОС размещены на одной панели с противоположных сторон)

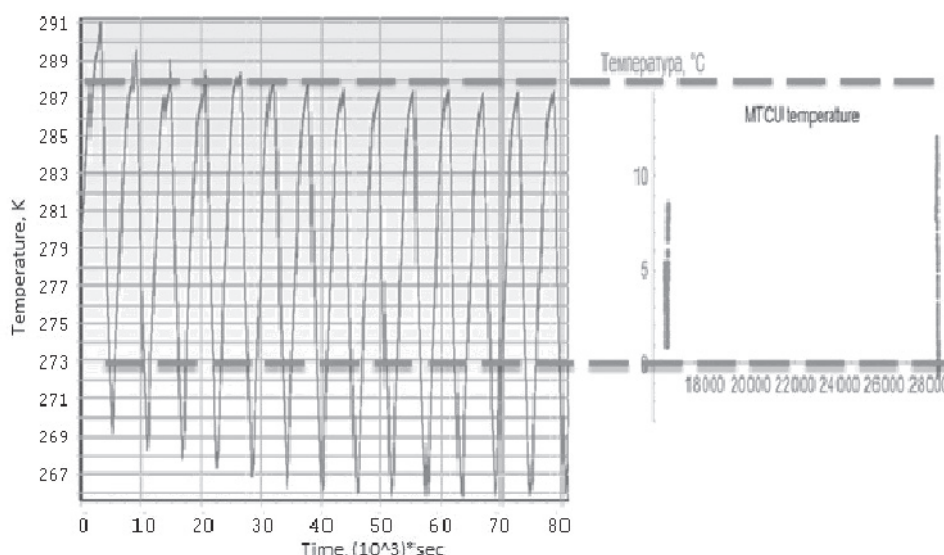


Рис. 12. Зависимость температуры GPS и блока управления электромагнитными устройствами от времени (GPS-приемник и БУЭМУ размещены на одной панели в 20 мм друг от друга)

**Оценка эффективности и технологичности использованных элементов СОТР**

В составе СОТР, как было показано выше, использованы следующие компоненты:

- оптическая эмаль ЭКОМ-1;
- теплопроводящий клей ЦМК-ТП;
- медные проставки.

Опыт применения данных компонентов показал следующее:

- нанесение оптической эмали ЭКОМ-1 на поверхности КА обеспечивает получение оптических свойств поверхности, близких к номинальным для данной эмали. Однако слой эмали весьма чувстви-

телен к механическим воздействиям — как к прямым прикосновениям, так и к вибрациям конструкции. В процессе сборки наблюдалось осыпание эмали в виде сухого мелкодисперсного порошка, нарушающее чистоту сборочного помещения;

- использование теплопроводящего клея ЦМК-ТП обеспечило значительное увеличение теплопроводности стыков элементов конструкции и установленных на них приборов. Однако с точки зрения технологичности сборки применение данного клея представляет некоторые неудобства. Во-первых, клеевая смесь годна к применению не более четырех часов после приготовления. По этой

причине в процессе сборки необходимо готовить смесь несколько раз мелкими порциями. Во-вторых, процесс нанесения клеевой смеси, представляющей собой пастообразную субстанцию, на алюминиевую поверхность является трудоёмким из-за очень низкой степени смачивания поверхности клеем. В результате равномерное нанесение клея тонким слоем на алюминиевую поверхность требует долгой и кропотливой работы сборщика;

- с точки зрения принципа Plug-and-Play использование данного клея имеет существенный недостаток. Как показано выше, механический интерфейс платформы «ТаблетСат» представляет собой сетку крепёжных отверстий на панелях КА с шагом 20 мм, что позволяет изменять положение приборов на панелях вплоть до этапа отправки лётного образца КА на пусковую базу. Однако после застывания клеевое соединение обладает высокой прочностью и становится неразъёмным. В результате при необходимости изменения положения прибора, установленного с использованием клея, требуется силовое механическое воздействие с риском повреждения корпуса прибора, элементов конструкции, бортовой кабельной сети;

- использование медных проставок, образующих тепловые мосты между соседними панелями КА, позволило значительно снизить перепады температур между соседними панелями. Их закрепление на панелях осуществлялось также с использованием теплопроводящего клея, что повлекло за собой описанный выше недостаток с точки зрения технологичности сборки.

## Выводы

В ходе проделанной работы по проектированию пассивной СОТР МКА «ТаблетСат-Аврора» и исследованию применимости разработанной СОТР в рамках идеологии проектирования Plug-and-Play авторами были получены следующие результаты:

1. Разработана пассивная СОТР МКА «ТаблетСат-Аврора».
2. Проведена лётная экспериментальная отработка СОТР, подтверждена её работоспособность.
3. Подтверждена возможность быстрого создания СОТР для МКА на базе платформы «ТаблетСат» в рамках идеологии проектирования Plug-and-Play, набор компонентов СОТР «ТаблетСат-Аврора» включён в спецификацию платформы.

На основании опыта, полученного в ходе работы по созданию СОТР МКА «ТаблетСат-Аврора», а также в ходе лётной эксплуатации МКА, определены следующие направления доработки платформы «ТаблетСат»:

1. Требуется проводить моделирование для большего количества расчётных случаев (различные режимы ориентации, различные циклограммы, нештатные режимы).

2. Требуется доработка процесса накопления и передачи телеметрии бортовой аппаратуры (привязка к единому бортовому времени для предотвращения рассогласования данных, включение информации по всем датчикам температуры в телеметрию, передача на Землю всей накопленной за сутки телеметрии борта).

3. Требуется провести поиск аналогичных по теплофизическим свойствам оптических эмалей ЭКОМ-1, которые бы при этом не крошились, так как посторонние частицы недопустимы для аппаратов с оптическими сенсорами на борту.

4. Требуется изучить целесообразность замены клеевого соединения на разъёмное, обеспечивающее теплопроводность, близкую к теплопроводности клея ЦМК-ТП.

5. Требуется оптимизировать процесс построения виртуальной модели спутника в САЕ-системе. Геометрическая упрощённая модель создавалась в САПР SolidWorks как отдельная сборка и была экспортирована в ThermalDesktop, где подверглась значительной доработке в «ручном» режиме. В дальнейшем планируется реализовать подход к моделированию, при котором расчётную геометрическую модель можно будет получать в течение нескольких минут. Для этого в электронную модель каждого прибора необходимо добавить конфигурацию с упрощённой формой и сопряжение в общей сборке КА осуществлять по справочной геометрии, тогда тепловая модель будет всего лишь конфигурацией общей геометрической модели КА, и при изменении компоновки тепловая модель будет получена всего лишь выбором другой конфигурации сборки.

## Библиографический список

1. «СПУТНИКС» запустил первый российский частный спутник дистанционного зондирования Земли» [сайт]. — URL: <http://www.sputnix.ru/ru/mediainfo/item/355-sputniks-zapustil-pervyj-rossijskij-chastnyj-sputnik-distantsionnogo-zondirovaniya-zemli> (дата обращения 22.06.2014);
2. Овчинников М.Ю. Малые мира сего // Компьютерра, 2007, № 15 (683), С.37-41, вариант — <http://www.keldysh.ru/events/ovch.pdf>
3. Birur G.C., O'Donnell T.P. Advanced thermal control technologies for space science missions at Jet Propulsion Laboratory //Space Technology and Applications International Forum-2001. — AIP Publishing, 2001. Vol. 552. №. 1. Pp. 263-270.

4. *Hengeveld D.W.* et al. Review of modern spacecraft thermal control technologies //HVAC&R Research. 2010. Vol. 16. №. 2. Pp. 189-220.
5. Thermal Desktop(r) User's Manual. CAD Based Thermal Analysis and Design. Version 5.6 [Электронный ресурс] // C&R Technologies [Официальный сайт]. URL: [www.crtech.com/docs/manuals/ThermalDesktop.pdf](http://www.crtech.com/docs/manuals/ThermalDesktop.pdf) (Дата обращения: 05.04.2014)
6. *Wertz J.R., Everett D.F., Puschell J.J.* (ed.). Space mission engineering: the new SMAD. — Microcosm Press, 2011. — Pp. 685-700.
7. *Ефанов В.В.* Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / Под ред. В.В. Хартова, К.М. Пичхадзе: В 3 т. — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2012. — Т.3. — С. 337-395.
8. *Колесников А.В., Сербин В.И.* Моделирование внешнего теплообмена космических аппаратов. — М.: ООО «Информация — 21 век», 1997. — 170 с.
9. *Королев С.И.* Системы обеспечения теплового режима космических аппаратов. — СПб.: БГТУ, 2006. — 100 с.
10. *Бондаренко В.А.* и др. Система обеспечения теплового режима малых космических аппаратов // Научно-технический журнал «Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2013. № 3. С. 37-42.
11. *Панин Ю.В., Коржов К.Н.* Разработка теплопередающего устройства для альтернативного способа терморегулирования системы обеспечения теплового режима космического аппарата //Электронный журнал «Труды МАИ». № 80. 2015. — URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=56911>

## THERMAL CONTROL PROVISION SYSTEM FOR THE TABLETSAT-AURORA MICROSATELLITE: DESIGN AND FLIGHT ADAPTATION

**Zharenov I.S.\* , Zhumaev Z.S.\*\***

*Moscow state technical university named after N.E. Bauman,  
MSTU, 5, 2-nd Baumanskaya, Moscow, 105005, Russia*

*\* e-mail: igorzha@mail.ru, izharenov@sputnix.ru.*

*\*\* e-mail: zhumaev@sputnix.ru*

### Abstract

The paper considers the design of Thermal Control System (TCS) for TabletSat microsatellite. The satellite was launched into orbit (SSO, 606 km altitude, LTAN 10:30) from Yasnny space-launch complex on June 19, 2014 for non-commercial technological experiments. The lead product developer of this satellite is JSC "SPUTNIX". The satellite, just as the entire TabletSat platform, was designed according to Plug-and-Play principle. It required, apart from interfaces standardization, to use methods of fast thermal control system (TCS) development, which would allow provide proper thermal fields on-board for a wide range of payloads and spacecraft structures.

Due to narrow time and development cost constraints the decision to implement passive type of TCS was taken. For fast TCS development the authors recommend to fasten all side panels with standardized brass thermal bridges; connect all instruments and other thermal contact surfaces by heat-conductive adhesive; to install electric heaters with temperature control inside overcooling sensitive devices.

TabletSat-Aurora has the shape of a hexagonal prism, consisted of structural panels with onboard

systems mounted on them, and deployable solar panels installed on the top panel plane. Panel optical enamel coating scheme is determined from computational modeling with modern CAE systems, such as Thermal Desktop, which the authors of the paper used.

Thermal modeling is carried out with allowance for heat currents from the Sun, the Earth and Sun radiation reflected from the Earth. It also considers the cyclic graph of on-board equipment heat emission. For each scheme of panel optical enamel coating the authors carried out time simulation for different spacecraft ADCS modes for 14 orbit passes, which compose full spacecraft operation cycle with payload energy-storage passes.

The best TCS structural scheme was selected according to the results of modeling. During the satellite flight operation data from thermal sensors mounted inside the onboard devices, batteries and solar panels have been collected. The experimental data agreed on the qualitative level with the results of modeling (the ranges of temperature variations obtained by modeling and in reality are the same). The authors determined also the results of future updating of fast TCS development

standard for microsattellites, as well as recent trends of TM/TC system upgrade.

In accordance with the results of the satellite assembly, suggestions to structural elements update, such as search for optical non-crumpling enamel and replacement of heat-conductive adhesive by conductive gaskets to provide fast disassembling.

**Keywords:** micro-satellite, plug-and-play, thermal control, passive thermal control provision, thermal time simulation.

## References

1. *SPUTNIX has launched the first Russian private Earth remote sensing satellite*, available at: <http://www.sputnix.ru/en/mediainfo/item/356-sputnix-has-launched-the-first-russian-private-earth-remote-sensing-satellite> (accessed 20.04.2015).
2. Ovchinnikov M.Yu. *Kompyuterra*, 2007, no. 15, pp. 37-41.
3. Birur G.C., O'Donnell T.P. *Advanced thermal control technologies for space science missions at Jet Propulsion Laboratory, Space Technology and Applications International Forum-2001*, AIP Publishing, 2001, vol. 552, no. 1, pp. 263-270.
4. Hengeveld D.W. Review of modern spacecraft thermal control technologies, *HVAC&R Research*, 2010, vol. 16, no. 2, pp. 189-220.
5. *Thermal Desktop(r) User's Manual. CAD Based Thermal Analysis and Design. Version 5.6*, available at: [www.crtech.com/docs/manuals/ThermalDesktop.pdf](http://www.crtech.com/docs/manuals/ThermalDesktop.pdf)
6. Wertz J.R., Everett D.F., Puschell J.J. *Space mission engineering: the new SMAD*, Microcosm Press, 2011, pp. 685-700.
7. Efanov V.V. *Proektirovanie avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamentalnykh nauchnykh issledovaniy* (Design of automated spacecrafts for fundamental space research), Moscow, MAI-PRINT, 2012, vol. 3, pp. 337-395.
8. Kolesnikov A.V., Serbin V.I. *Modelirovanie vneshnego teploobmena kosmicheskikh apparatov* (Simulation of External thermal exchange of a spacecraft), Moscow, Informatsiya - 21 vek, 1997, 170 p.
9. Korolev S.I. *Sistemy obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft thermal control systems), St. Petersburg, BGTU, 2006, 100 p.
10. Bondarenko V.A. *Nauchno-tehnicheskii zhurnal Vestnik FGUP "NPO im. S.A. Lavochkina"*, 2013, no. 3, pp. 37-42.
11. Panin Yu.V., Korzhov K.N. *Elektronnyi zhurnal "Trudy MAI"*, 2015, no. 80, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=56911> (accessed 20.04.2015).