

УДК 629.78.048.7

А. Ю. Вшивков, Ф. В. Танасиенко, Е. Н. Головенкин, Е. В. Юртаев

**РАЗРАБОТКА И ТЕРМОВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ТЕПЛОВЫХ ЭКРАНОВ
ДЛЯ ЗАЩИТЫ ЭЛЕКТРОПРИВОДА МЕХАНИЧЕСКОГО БЛОКА ОТ ЭФФЕКТА
«СОЛНЕЧНАЯ ЛОВУШКА»***

Проведены исследования автономной подсистемы терморегулирования (СТР) блока механического системы наведения антенн (БМ СНА). Проведена обработка телеметрической информации за виток КА «Луч-5А», исследованы критические режимы функционирования подсистемы. Проведены экспериментальные исследования по имитации функционирования подсистемы наведения антенн на орбите с тепловым экраном и без него. Проведена верификация данных с расчетными значениями, полученными в результате математического моделирования на конец каждого из режимов.

Ключевые слова: космический аппарат, система терморегулирования, тепловой экран, тепловая модель, термовакуумные испытания, имитатор солнечного излучения.

Бортовое обеспечение, элементы конструкции, служебные системы и научная аппаратура космического аппарата могут успешно функционировать только в определенных температурных условиях, определяемых массой, габаритами и энергетическими характеристиками элементов системы обеспечения теплового режима и конструкции КА.

Расширение эксплуатационных температурных диапазонов, как правило, приводит к ухудшению основных характеристик объектов, а при выходе температур из допустимого диапазона снижается надежность, растет погрешность и увеличивается вероятность отказов в работе агрегатов и систем КА. Поэтому поддержание в заданных пределах температур его бортового оборудования, элементов конструкции является одним из основных условий успешного выполнения аппаратом заданной программы.

Компоновочная сложность, многоэлементность, разобщенность и разнохарактерность тепловых требований, наличие развитых пространственных, особенно раскрываемых и развертываемых конструкций характерны для современных космических аппаратов. В этих условиях проблема теплового обеспечения является едва ли не определяющей ввиду зависимости качественных и количественных показателей проектирования от того, насколько оптимально обеспечены условия, в которых происходит функционирование аппаратуры [1].

Одним из решений повышения эффективности функционирования СТР является ее локализация, т. е. работа подсистемы в подсистеме. Технически тепловая система должна быть устроена так, чтобы процесс обеспечения температурных условий ряда элементов бортовой аппаратуры не оказывал значимого теплового влияния на соседние элементы КА и наоборот. Таким образом, в условиях плотной компоновки элементов на сотовой панели каждый прибор находится в своих, гарантированных температурных диапазонах, а компактность размещения позволяет поместить

большее количество оборудования на корпус спутника и избавляет от необходимости проводить достаточно крупный по массе жидкостный тракт.

Это решение было с успехом применено в аппаратах серии «Луч», спроектированных на базе негерметичной легкой платформы «Экспресс-1000», где элементами активной системы терморегулирования являются локальные секции электрообогревателей, расположенные в зоне приборов и отвечающие за их тепловой режим. Элементы, относящиеся к пассивным на аппаратах данной серии, включают в себя тепловые трубы (свои для каждой группы оборудования), вшитые в сотопанели, различные терморегулирующие покрытия (пасты, краски, клеи, пленки и т. д.), радиаторы, тепловые экраны и экранно-вакуумную теплоизоляцию (ЭВТИ).

Запущенный в декабре 2011 г. на геостационарную орбиту «Луч-5А» подтвердил достаточно высокую эффективность примененного типа системы терморегулирования, но не избавил от принятия новых конструктивных решений в улучшении работы подсистемы на внешних элементах КА.

При движении по геостационарной орбите спутник может большую часть года подвергаться воздействию солнечного потока, а в остальное время периодически оказываться в тени Земли. Эти два случая функционирования аппарата на геостационарной орбите имеют условные названия – «горячий» и «холодный». БМ СНА является внешним элементом, поэтому такие экстремальные перепады температур вызывают резкое изменение его теплового режима. Рассмотрим эти случаи более детально [2].

Поскольку плоскость геостационарной орбиты (плоскость экватора) и плоскость орбиты Земли при ее движении вокруг Солнца не совпадают (из-за известного наклона земной оси), большую часть года геостационарный (высота орбиты около 36 000 км) искусственный спутник Земли (ИСЗ) вообще не попадает в тень планеты.

*Работа выполнена при финансовой поддержке КГАУ «Красноярский краевой фонд поддержки научной и научно-технической деятельности».

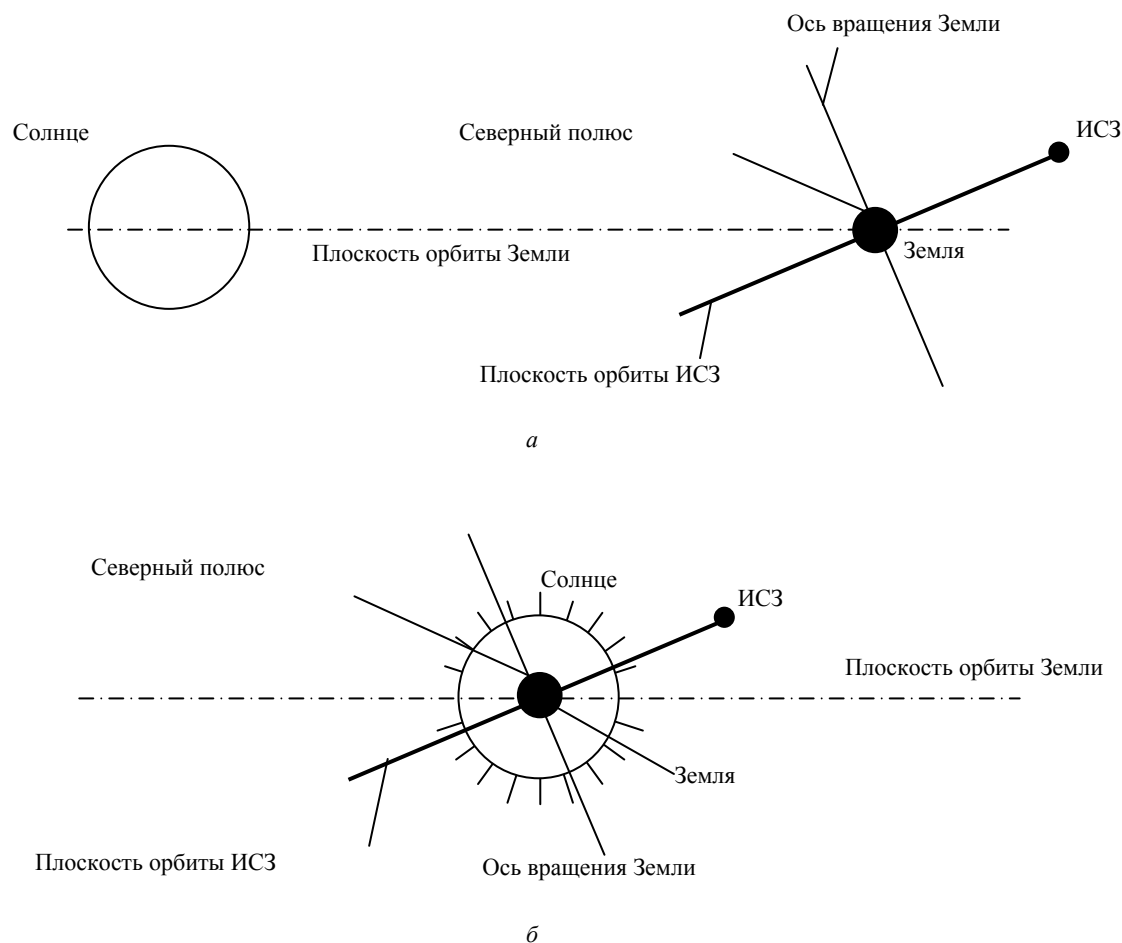


Рис. 1. Взаимное положение геостационарного КА, Земли и Солнца:
a – зимнее солнцестояние; *б* – весеннее равноденствие

При нахождении «за Землей» спутник расположен выше (или ниже) линии Солнце – Земля (точка зимнего солнцестояния) (рис. 1, *a*). Лишь в периоды, близкие к осеннему или весеннему равноденствию, затенение становится возможным, поскольку спутник, пересекая плоскость орбиты Земли, находится на прямой Солнце – Земля (рис. 1, *б*).

Затенение может наступить один раз за период вращения Земли, то есть один раз за сутки. Время затенения связано с местным временем для той долготы, на которой расположен геостационарный ИСЗ. Затенение геостационарного ИСЗ возникает только в периоды длительностью менее 1,5 месяца, близкие к осеннему и весеннему равноденствию, и по времени не превышает 1 ч 12 мин в сутки.

Радиационные поверхности геостационарного КА, при его штатной эксплуатации, обычно расположены параллельно плоскости экватора для обеспечения минимального поглощенного солнечного теплового потока. Поэтому во время орбитального функционирования максимальный угол между плоскостью радиатора и направлением на Солнце составляет $23,5^\circ$ (в периоды летнего и зимнего солнцестояния). Вышесказанное является справедливым для теплового режима БМ США. Исходя из этого при его расчете принимались следующие тепловые случаи.

Горячий случай характеризуется следующими основными параметрами:

- зимнее солнцестояние (солнечная постоянная $S_0 = 1\,440 \text{ Вт/м}^2$);
- тепловыделение электродвигателей механического привода – по 1,8 Вт каждый;
- тепловыделение трансформаторов датчиков угла – по 0,15 Вт каждый;
- значения оптических коэффициентов теплоизоляции, терморегулирующих покрытий и поверхности металлических элементов прибора на конец срока активного существования.

Холодный случай характеризуется следующими основными параметрами:

- весеннее, осеннее равноденствие (солнечная постоянная $1\,340 \text{ Вт/м}^2$);
- теневой участок – 1 ч и 10 мин;
- тепловыделение электродвигателей механического привода – 0 Вт;
- тепловыделение трансформаторов датчиков угла – 0 Вт;
- значения оптических коэффициентов теплоизоляции, терморегулирующих покрытий и поверхности металлических элементов прибора на начало срока активного существования.

Тепловой расчет БМ СНА был проведен в решателе Thermisol, входящем в состав программного пакета Thermica. Результаты зачетных элементов конструкции, полученные для горячего и холодного случая (табл. 1), не выходят из гарантированных диапазонов температуры, что позволяет аппаратуре функционировать в комфортных для нее условиях.

Результаты летных испытаний показали, что эксплуатация БМ СНА на отдельных участках орбиты в период максимальной освещенности прибора приводит к локальному перегреву корпуса датчика угла (рис. 2). Параметры работы привода при наземной экспериментальной отработке были квалифицированы от минус 50 °С до плюс 50 °С. К тому же анализ эксплуатации аналогов данного прибора в космических условиях показывает, что БМ СНА, функционируя при температуре плюс 55 °С дает лишь незначительную погрешность при измерении угла наведения антенны.

Проведенные исследования теплового режима привода с алгоритмом работы нагревателей на пониженных уставках регулирования температуры не дали существенного снижения температуры на датчиках угла БМ СНА (порядка 1–2 °С), следовательно, алгоритм работы электрообогревателей был заложен верно. Математическая тепловая модель была составлена правильно, что подтверждается данными проведен-

ных ранее тепловых испытаний теплофизической модели 07ТВИ [3]. С другой стороны, окончательная геометрия внешнего окружения БМ СНА формируется в процессе монтажа кабелей и ЭВТИ по месту, что может привести к существенным отличиям от исходной принятой математической модели.

Результаты экспериментальных и теоретических исследований ЭВТИ [4] в эксплуатационных условиях, в зонах, имеющих вогнутости, сгибы и наслоения изоляции, происходят концентрации тепловых потоков, которые могут привести к локальным перегревам ЭВТИ и даже местным разрушениям пленки. В случае с конструкцией БМ СНА такое переотражение потоков привело к многократному увеличению тепловой нагрузки на зону с кабельными разъемами привода, образовав эффект «солнечная ловушка» и, соответственно, увеличив температуры на датчиках угла механического блока.

В целях оптимизации температурных значений на БМ СНА было принято решение о введении жестких ограждающих конструкций – каркасов, предназначенных для крепления теплового экрана из пленки с высоким коэффициентом отражения. Такая конструкция была призвана обеспечивать стабильность формы и геометрии тепловым экранам, защищающим БМ СНА от внешнего солнечного потока (рис. 3).

Таблица 1

Результаты расчета БМ СНА для горячего и холодного случаев

Узлы	Температура узлов, °С					
	Горячий случай	Максимальная гарантированная	Расчетный запас	Холодный случай	Минимальная гарантированная	Расчетный запас
Корпус БМ СНА	30,3	40	9,7	-31	-40	9,0
Корпус датчика угла	31,3	40	8,7	10	0	10,0

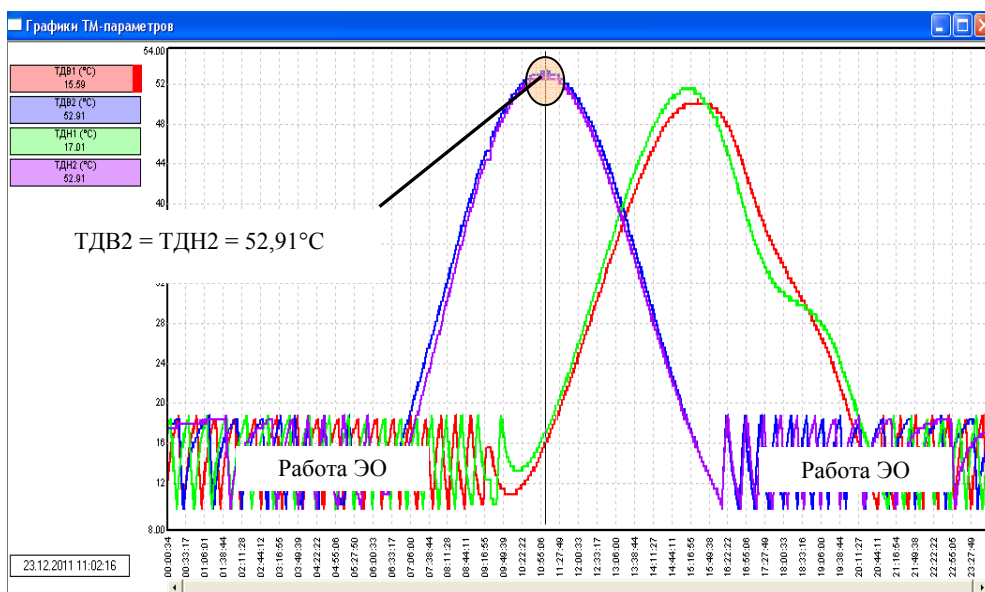


Рис. 2. Данные летных испытаний БМ СНА в точке зимнего солнцестояния

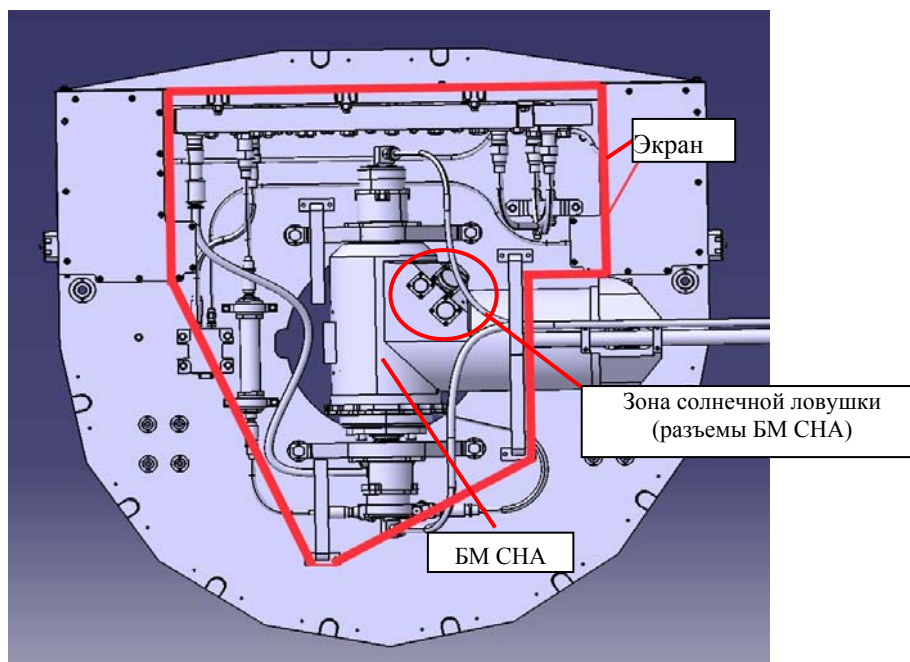


Рис. 3. Схема теплового экрана для защиты БМ СНА от солнечной ловушки

Таблица 2

Расчетные случаи функционирования БМ СНА на орбите

№	Расчетный случай	Значение солнечной постоянной S_0 , Вт/м ²	Тепловыделение двигателей БМ СНА, Вт	Значение оптических коэффициентов
1	Горячий случай ОФ (зимнее солнцестояние)	1 440	1,8	На начало САС
2	Холодный случай ОФ (весеннее равноденствие)	1 340	0	На начало САС
3	Горячий случай ОФ (зимнее солнцестояние)	1 440	1,8	На конец САС

С целью верификации данной конструкции был выполнен тепловой расчет сборки БМ СНА с доработанной тепловой схемой для орбитального функционирования. Расчет был реализован в программном комплексе Femap TMG Thermal and Flow и произведен для трех критичных случаев функционирования привода (табл. 2).

Результаты теплового прогноза для расчетных случаев 1–3 за два витка приведены на рис. 4–6.

С учетом расчетной неопределенности максимальная температура в горячем случае орбитального функционирования составила 37,5 °С. В холодном случае (рис. 5) видно стабильную работу секций ЭО, о чем свидетельствуют частые пики и провалы температур, характеризующие включение и выключение обогревателей. Так как характер изменений за первый виток полностью повторяет изменение за второй, то двухвитковый прогноз позволяет нам говорить о добротности тепловой схемы отвечать на внешние воздействия и обеспечивать работу оборудования в комфортных для нее условиях.

С целью верификации расчета модернизированной схемы БМ СНА были проведены термовакуум-

ные испытания (ТВИ) на испытательном комплексе ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. Объектом испытаний являлась конструкция сотовой панели с тепловыми имитаторами ряда приборов и штатным БМ СНА.

Имитация космического пространства осуществлялась криогенными экранами камеры, охлаждаемыми в процессе испытаний до температуры минус (180 ± 10) °С. Для обеспечения заданной температуры криогенных экранов камеры была задействована криогенная система камеры.

В качестве хладагента использовался азот. Контроль температур криогенных экранов осуществлялся термометрами сопротивления, установленными на их поверхностях с регистрацией показаний на приборе «УИТ-400».

Для имитации внешних тепловых потоков на конструкцию с БМ СНА использовался имитатор солнечного излучения [5]. Для контроля внешних условий и управления ИСИ в камеру был установлен калориметрический датчик.

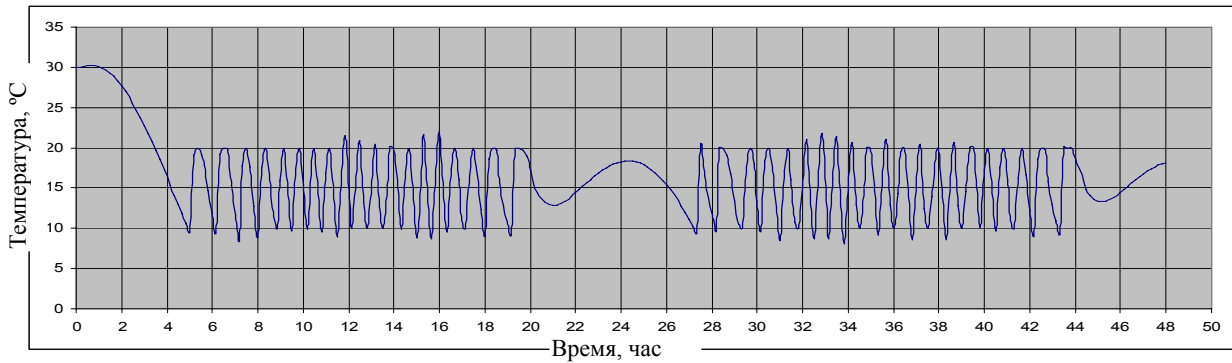


Рис. 4. Расчетный случай № 1, изменение температуры за два витка датчика угла БМ СНА

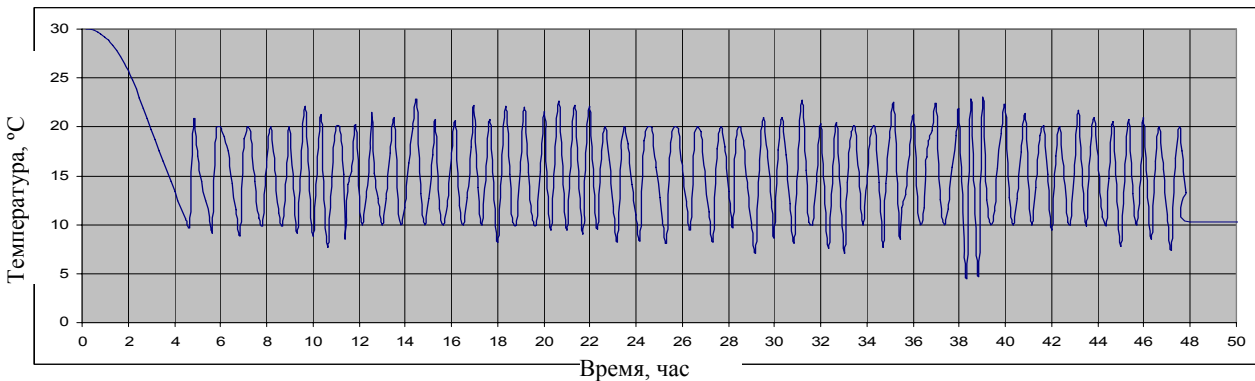


Рис. 5. Расчетный случай № 2, изменение температуры за два витка датчика угла БМ СНА

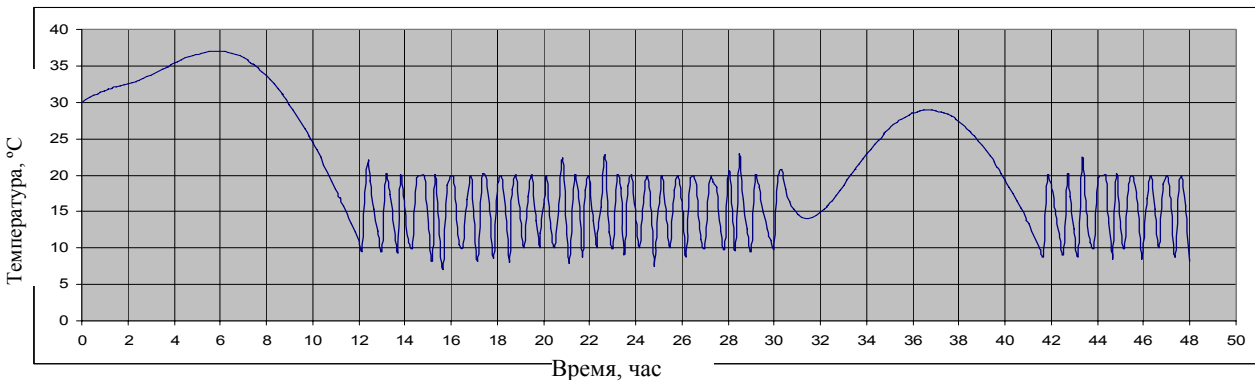


Рис. 6. Расчетный случай № 3, изменение температуры за два витка датчика угла БМ СНА

Для снятия температурной информации в процессе проведения ТВИ использовались штатные телеметрические датчики температуры, установленные внутри прибора БМ СНА и технологические термометры сопротивления, установленные на ЭВТИ, корпус БМ СНА, тепловой экран и другие элементы конструкции. Общие подходы к средствам имитации внешних факторов и методологии термовакуумной отработки подробно описаны в [6; 7]. Таким образом, было проведено три режима (в соответствии с табл. 2) проверки теплового состояния БМ СНА с доработанной тепловой схемой в части введения теплового экрана при имитации условий штатной эксплуатации КА «Луч».

В ходе режима 1 (расчетный случай № 1) проверялся тепловой режим БМ СНА с постоянно вклю-

ченными приводами. При проведении режима 2 (расчетный случай № 2) проверялся тепловой режим БМ СНА при имитации минимальных тепловых воздействий с теньвым участком от Земли без включения приводов. Проверялась достаточность работы секций электрообогрева. В ходе режима 3 (расчетный случай № 3) проверялся тепловой режим БМ СНА на конец срока активного существования КА с увеличенной мощностью светового излучения имитатора солнечного излучения (имитация деградации оптических коэффициентов) и постоянно включенными приводами.

Графики изменения температуры штатных датчиков угла в БМ СНА в процессе проведения режимов 1–3 термовакуумной отработки приведены на рис. 7–8.

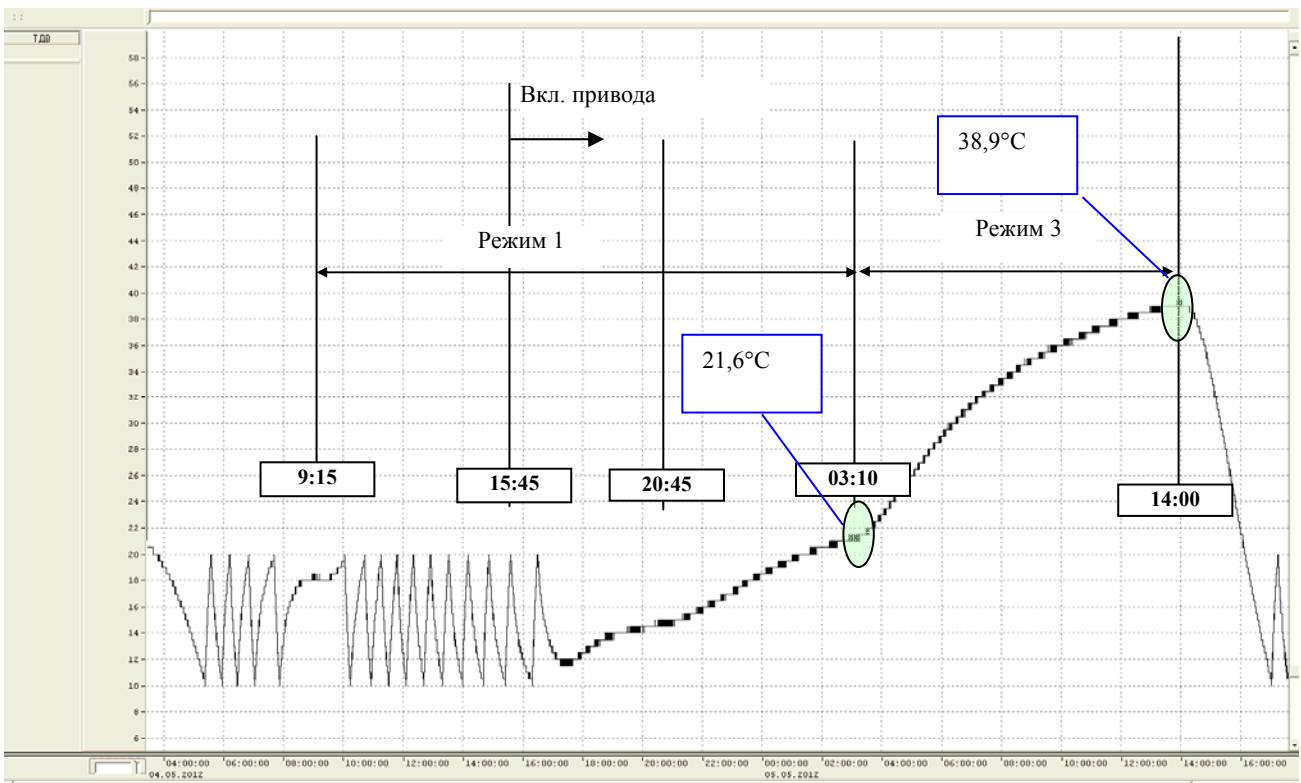


Рис. 7. График изменения температуры датчика угла ТДВ БМ СНА (режим 1, режим 3)

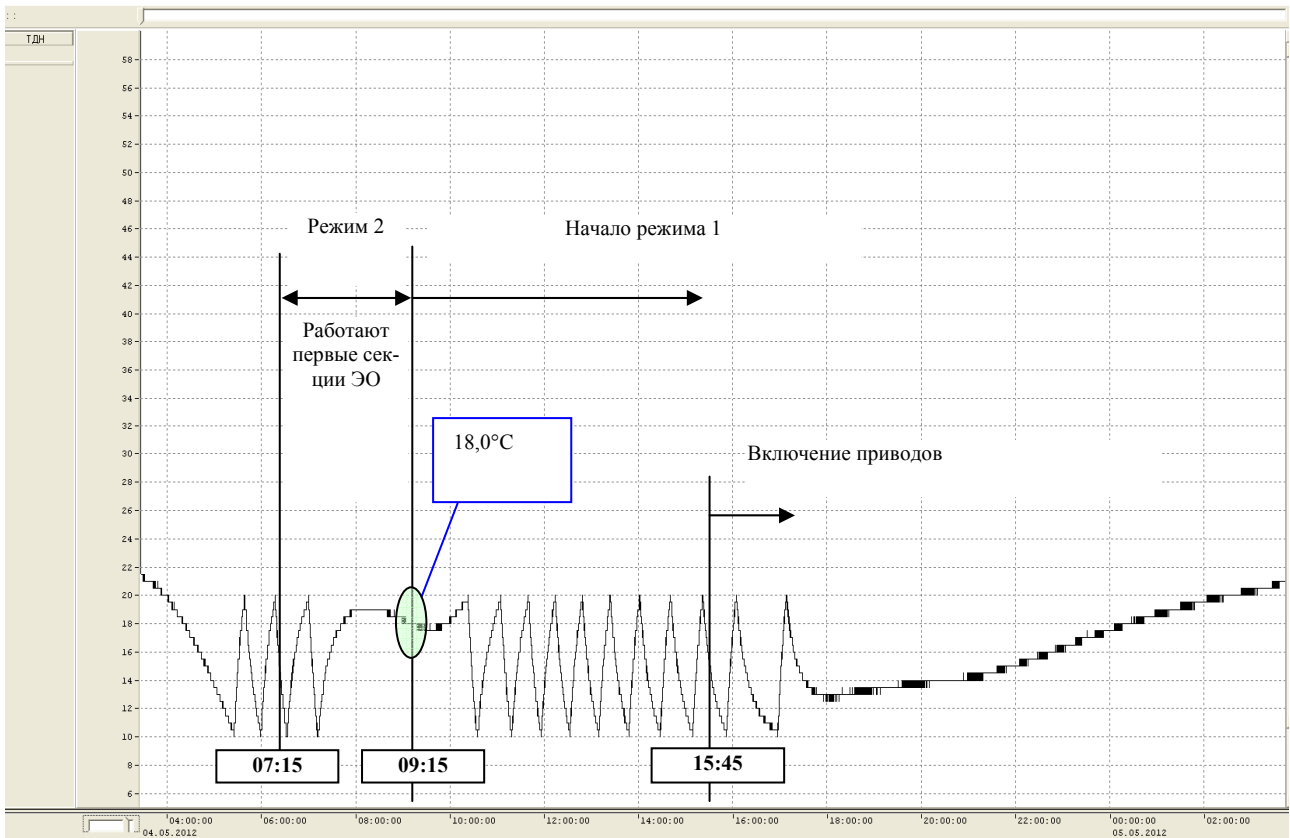


Рис. 8. График изменения температуры датчика угла ТДН БМ СНА (режим 2)

Результаты теплового моделирования и ТВИ доработанной схемы БМ СНА

№ расчетного случая	Расчетный параметр	Математическая модель, °С	ТВИ, °С
Расчетный случай № 1, 2 (начало режима 1, конец режима 2)	ТДН1	5÷23,5	10–20 (на конец режима 18,0)
	ТДВ1	5÷23,5	10–20 (на конец режима 18,1)
Расчетный случай № 1 (конец режима 1)	ТДН1	22,5	21,3
	ТДВ1	21,9	21,6
Расчетный случай № 3 (конец режима 3)	ТДН1	37,5	38,9
	ТДВ1	37,5	39,0

Сведем данные, полученные в результате термовакуумной отработки и теплового расчета математической модели БМ СНА (табл. 3).

Таким образом, по результатам термовакуумной отработки можно сделать вывод, что введенная вновь тепловая схема позволяет значительно снизить температуру датчиков угла блока механического системы наведения антенн в горячих случаях.

Мощность, логика и достаточность работы обогревателей также успешно подтверждены по результатам отработки БМ СНА в холодных случаях.

Разработанная тепловая математическая модель БМ СНА в составе сборки соответствовала результатам, полученным в ходе термовакуумных испытаний, и была применена для прогноза температур привода в составе КА «Луч-5Б» при эксплуатации на геостационарной орбите.

Библиографические ссылки

1. Нестационарные тепловые режимы космических аппаратов спутниковых систем : монография / М. В. Краев [и др.] ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004.

2. Кантор Л. Я., Тимофеев В. В. Спутниковая связь и проблема геостационарной орбиты. М. : Радио и связь, 1988.

3. Вшивков А. Ю., Легостай И. В. Теплофизическая модель 07ТВИ. Методология проектирования аппарата для НЭО // АПАК-2011 : материалы Всеросс. конф. (11–14 апреля, Красноярск) ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск. 2011. С. 53–54.

4. ОСТ 92-1380–83. Изоляция тепловая экранно-вакуумная. Марки и технические требования. М., 1983. С. 35.

5. Термовакуумные испытания современных космических аппаратов / А. Ю. Вшивков [и др.] // Вакуумная техника и технология. Т. 21. Вакуумная технология. 2011. № 3. С. 171–177.

6. Андреев В. В. Автоматические межпланетные станции. М. : Наука, 1973. 280 с.

7. Методология имитации внешних воздействий при проведении комплекса термовакуумных испытаний на примере непилотируемого навигационного космического летательного аппарата / А. Ю. Вшивков [и др.] // Новые материалы и технологии в ракетно-космической технике : материалы Всеросс. конф. (22–24 июня, Москва) ; / НИИ ЦПК им. Ю. А. Гагарина. М., 2011. С. 52–58.

A. Yu. Vshivkov, F. V. Tanasienko, E. N. Golovenkin, E. V. Yurtaev

DEVELOPMENT AND THERMAL VACUUM TESTS OF HEAT SHIELDS FOR PROTECTION OF MECHANICAL ELECTRIC DRIVE UNIT FROM EFFECT OF “SOLAR TRAP”

The authors present the results of investigations of autonomous thermal control subsystem of the unit of antennas mechanical guidance system. Processing of telemetry data for a revolution of the spacecraft, named «Luch-5A», is done. Critical modes of operation of the subsystem are investigated as well. Experimental investigations of simulation of antenna pointing subsystem operation at the orbit with heat shield and without it are conducted. Verification of the data with the calculated values, obtained by mathematical modeling on the end of each mode, is done.

Keywords: spacecraft, system of thermal regulation, heat shield, thermal model, thermal vacuum testing, simulator of solar fluxes.

© Вшивков А. Ю., Танащенко Ф. В., Головенкин Е. Н., Юртаев Е. В., 2012