

УДК 536.04

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ КОНТУРНОЙ ТЕПЛОВОЙ ТРУБЫ

© 2008 В. В. Бирюк¹, А. И. Китаев²¹Самарский государственный аэрокосмический университет²Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс»

Представлены результаты экспериментального исследования контурной тепловой трубы для термостатирования оборудования, установленного за пределами гермоотсеков космического корабля.

Система термостатирования, космический аппарат, тепловой режим, приборы, термоплата, эксперимент, температурные режимы

Традиционное построение системы терморегулирования космических аппаратов основано на применении газо-жидкостной системы. В этом случае для обеспечения теплового режима приборов, размещенных внутри гермоотсека, используется газовая среда, а для обеспечения теплового режима приборов, размещенных вне гермоотсеков, используются термоплаты. Заданный тепловой режим в этом случае обеспечивался за счет выбора шага змеевика, размещенного внутри термоплаты, толщина которой зависит от плотности теплового потока, выделяемого приборами. Однако такие термоплаты имели значительную массу.

В качестве альтернативного варианта предлагается конструкция термоплаты со встроенными тепловыми трубами. При этом тепловой режим приборов, размещенных на данной термоплате, обеспечивается за счет отвода тепловой нагрузки посредством контурной тепловой трубы (КТТ) с регулятором давления. Схема экспериментальной установки для исследования КТТ приведена на рис. 1. Внешний вид КТТ приведен на рис. 2. КТТ имела в своем составе:

1. Испаритель с контактным фланцем для крепления к термоплате. Непосредственно к испарителю присоединена компенсационная полость, которая служит для постоянной подпитки фитиля теплоносителем и компенсации температурного расширения аммиака,

2. Конденсатор, представляющий собой излучающую трехслойную сотовую панель с вмонтированным трубопроводом и нанесенным на наружную поверхность панели терморегулирующим покрытием со степенью черноты не менее 0,9. Конденсатор КТТ одновременно являлся и радиатором - охладителем.

3. Электрический нагреватель мощностью 34 Вт, установленный на компенсационной полости, служащий для имитации и регулирования теплового потока подаваемого в термоплату.

4. Автоматический клапан-регулятор расхода теплоносителя, предназначенный для предотвращения захлаживания термоплаты ниже температуры 0°C. Клапан имеет два положения: пуск (пар идет на вход радиатора-охладителя) и перепуск (пар идет по байпасной магистрали, минуя радиатор-охладитель).

Термоплата была установлена в контурную тепловую трубу с заданными характеристиками.

Целью тепловакуумных испытаний являлось подтверждение эффективности и достаточности выбранных средств термостатирования, оценка «реакции» контурной тепловой трубы на изменение внешней тепловой нагрузки и тепловой нагрузки от приборов.

Для достижения этой цели решались следующие задачи:

- определение температурного диапазона, обеспечиваемого на термоплате;
- определение температурного перепада по термоплате и конструкции КТТ;
- определение динамики изменения температур при переводе изделия из одного режима в другой;
- определение температур срабатывания клапана регулятора давления;
- отработка методики запуска КТТ и определение условий «самозапуска» КТТ;
- отработка режима «запирания» КТТ с помощью электронагревателя на компенсационной полости.

Объект испытаний (ОИ) представлял собой термоплату с размещенным на ней тепловым имитатором прибора мощностью от 0 до 400 Вт, к которой крепится КТТ с радиатором-охладителем и регулятором давления.

Для имитации кондуктивных связей с другими элементами конструкции на ОИ предусмотрена установка двух коллекторных ТТ, в зоне испарения этих труб были установлены электрические нагреватели. Конденсаторы коллекторных ТТ крепятся к термоплате. Для контроля температурных диапазонов и температурных перепадов по элементам конструкции была предусмотрена установка 34 температурных датчиков. Информация с температурных датчиков поступала на пульт регистрации информации, где проходила ее автоматическая отработка.

Термоплата была выполнена в виде трехслойной сотовой панели с пятью встроенными тепловыми трубами. ОИ устанавливался в термовакуумную камеру (ТВК) на подставку. ОИ совместно с подставкой, за исключением радиатора-охладителя, закрывался экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ). Имитируемые внешние тепловые потоки, действующие на ОИ (солнечное излучение, собственное излучение Земли, отраженные потоки), воспроизводились по заданной циклограмме, соответствующей схеме полета КА, с помощью имитаторов инфракрасного излучения (ИИКИ). Обеспечение условий космоса достигалось посредством охлаждения азотных экранов ТВК до

минус 170 °С и обеспечения вакуума до $1 \cdot 10^{-5}$ мм. рт. ст.

Управление тепловым имитатором прибора, ИИКИ нагревателями КТТ, нагревателями коллекторных ТТ осуществлялось автоматикой ОИ.

Испытания проходили в течение 3 суток в круглосуточном режиме.

В результате испытаний было определено, что:

1. Температура поверхности термоплат изменялась в диапазоне минус 7...+ 15 °С в режиме минимальной внешней и внутренней нагрузки. При максимальных нагрузках - от + 14 до +36 °С, что соответствовало заданным условиям эксплуатации прибора. Графики изменения температур по термоплате в режимах самозапуска и нагрева компенсационной полости приведены на рис. 3, 4.

2. Термическое сопротивление КТТ изменялось от 0,01 до 0,13 К/Вт в зависимости от ее режимов работы.

3. Перепад температур по термоплате не превышал 2 °С. Графики изменения температур в режимах самозапуска и нагрева компенсационной полости приведены на рис. 5, 6.

4. Открытие клапана регулятора происходило при температуре 5 °С, закрытие при 0 °С (в одном из режимов с минимальной нагрузкой закрытие клапана-регулятора произошло при температуре минус 7 °С).

5. Максимальная теплопроизводительность КТТ составляла $Q_{\max} = 310$ Вт.

6. Нагреватель компенсационной полости $N = 10$ Вт позволял отключать КТТ от регулирования теплового режима термоплат;

7. «Самозапуск» КТТ происходил при тепловой нагрузке теплового имитатора $Q \geq 80$ Вт.

В результате испытаний можно сделать следующие выводы:

1. Обеспечение теплового режима приборов, размещенных вне гермоотсеков КА, возможно при установке их на сотовой панели со встроенными тепловыми трубами и отводе тепловой нагрузки в космическое пространство с помощью КТТ.

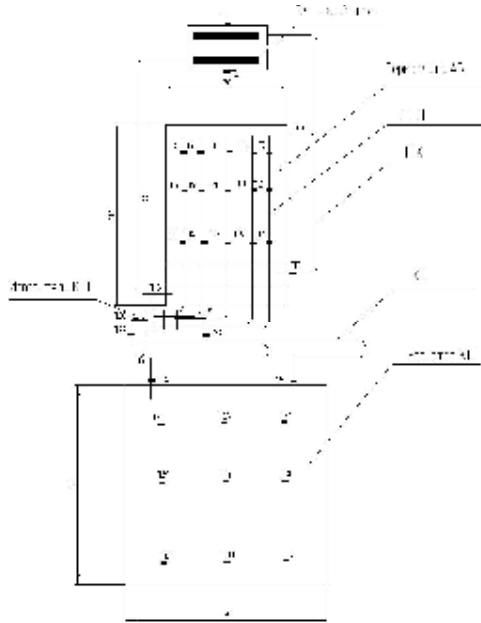


Рис. 1. Общий вид комплекта элементов СТР:
 КТТ – контурная тепловая труба, ТТ ТП – тепловая труба термоплаты, ТТК – тепловая труба коллекторная, Т1...Т34 – точки измерения температур

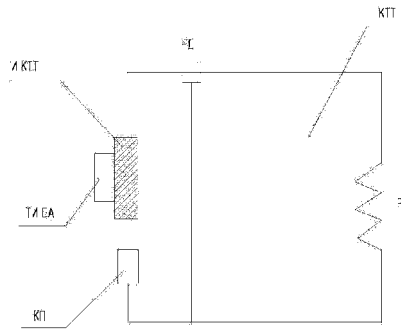


Рис. 2. Схема КТТ:
 КТТ – контурная тепловая труба; ИКТТ – испаритель контурной тепловой трубы; РД – регулятор давления; РО – радиатор – охладитель; КП – компенсационная полость; ТИБА – тепловые имитаторы бортовой аппаратуры

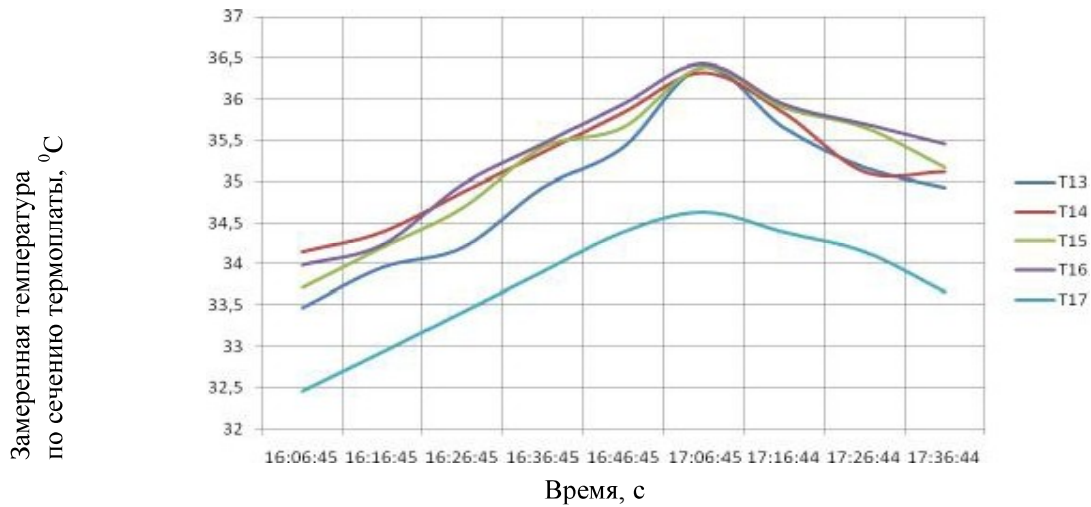


Рис. 3. Температуры по сечению термоплаты в режиме самозапуска

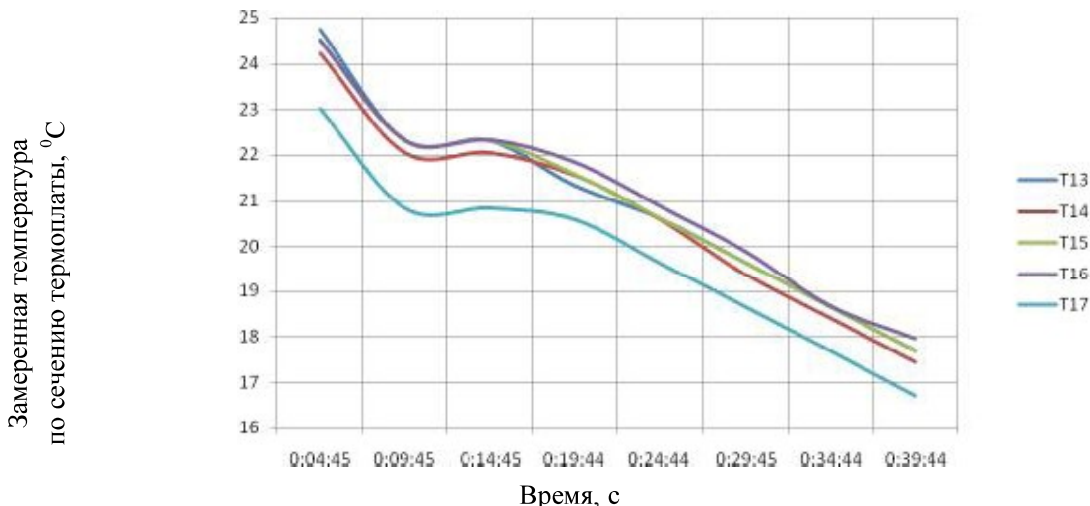


Рис. 4. Температуры по сечению термоплаты в режиме нагрева компенсационной полости

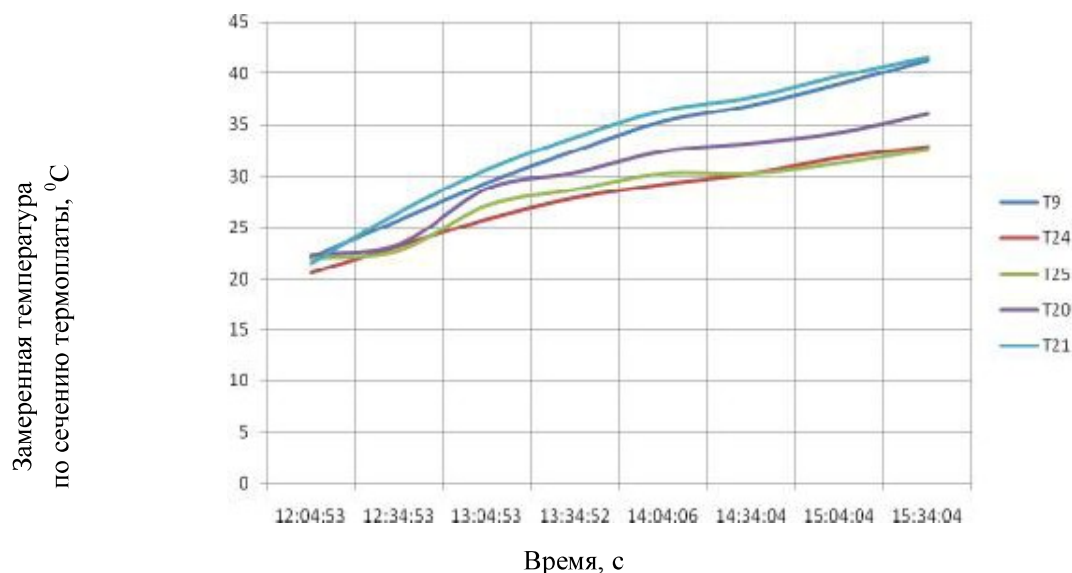


Рис. 5. Температуры по сечению термоплаты в режиме самозапуска

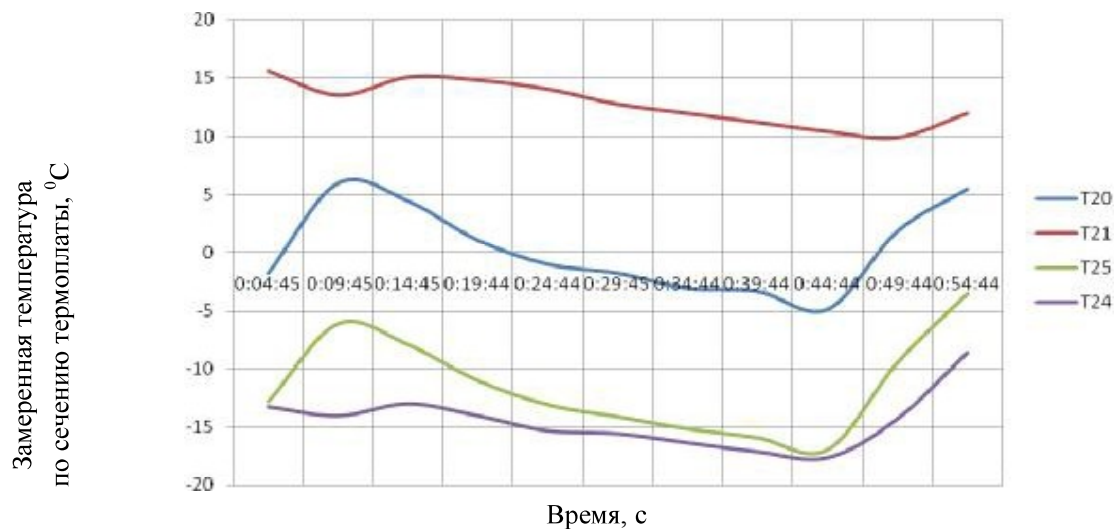


Рис. 6. График изменения температур в режиме нагрева компенсационной полости

2. Имеется возможность гибкого управления режимами работы контура регулирования теплового режима за счет работы нагревателей компенсационной полости и работы клапана- регулятора.

Отмечены следующие недостатки в работе КТТ:

1. Клапан-регулятор не показал устойчивого «запирания» при фиксированной температуре на всех режимах работы контура.

2. Контурная тепловая труба не позволяет отводить тепловую нагрузку при $Q_{\text{ти}} > 320 \text{ Вт}$.

GROUND TESTING RESULTS OF LOOP HEAT PIPE USED TO MAINTAIN THERMAL CONDITIONS OF EQUIPMENT

©2008 V. V. Biryuk¹, A. I. Kitaev²

¹Samara State Aerospace University

²State Research and Production Space Rocket Center «TsSKB-Progress»

The results of the pilot study how heat pipes for thermal equipment installed outside the space ship watertight compartment.

Thermostating system, spacecrafts, temperature, appliances, termoplate, experiment

Информация об авторах

Бирюк Владимир Васильевич, доктор технических наук, профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел. (846) 335-18-12. E-mail: teplotex_ssau@bk.ru. Область научных интересов: тепло-массообмен, термодинамика.

Китаев Александр Ирквич, аспирант, начальник отдела Государственного научно-производственного ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс». Тел. (846) 270-56-12. E-mail: uran_74@mail.ru. Область научных интересов: тепло-массообмен, термодинамика.

Biryuk Vladimir Vasiljevich, Doctor of Engineering Science, professor, of the Heat Engineering department of the Samara State Aerospace University. Phone: (846) 335-18-12. E-mail: teplotex_ssau@bk.ru Area of research: teplomassoobmen, thermodynamics.

Kitaev Alexander Irkovich, postgraduate, head of the State Research and Production Space Rocket Center «TsSKB-Progress» department. Phone: (846) 270-56-12. E-mail – uran_74@mail.ru. Area of research: teplomassoobmen, thermodynamics.