

УДК 621.643.2

© Кукина Г.В., Пронин Ю.С., Мишин Г.С., Лелюшкин Н.В.
Kukina G., Pronin Y., Mishin G., Lelyushkin N.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ПРИБОРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ТЕПЛОВЫМ АККУМУЛЯТОРОМ

EXPERIMENTAL STUDIES OF THE THERMAL CONTROL SYSTEM OF THE SPACECRAFT WITH HEAT STORAGE

Аннотация. Применение тепловых аккумуляторов в системах терморегулирования аппаратуры космических аппаратов с циклическим режимом работы позволяет значительно улучшить массо-габаритные характеристики системы терморегулирования, обеспечивающих термостабилизацию приборов в достаточно узком температурном диапазоне. Проведенные экспериментальные исследования показали работоспособность такой системы, выявили основные факторы, влияющие на ее эффективность.

Annotation. Application of heat accumulators in the thermal control systems of equipment of space vehicles with a pulse mode operation can significantly improve mass-dimensional characteristics of the thermal control system. Experimental research demonstrated the serviceability of such system, identified the main factors influencing its efficiency.

Ключевые слова. Система терморегулирования, радиационный теплообменник, тепловой аккумулятор, теплота плавления, коэффициент теплопроводности, тепловая сопотанель.

Key words. Thermal control system, radiation heat exchanger, the heat accumulator, heat of melting, heat conductivity coefficient.

Особенностью циклограммы работы системы обеспечения теплового режима (СОТР) многих приборов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) является достаточно большая скважность: около 15-20 минут работы с тепловыделением 150 – 200 Вт и длительный (несколько часов) дежурный режим, в котором тепловыделение минимально.

Тепло, выделяющееся при работе бортовой аппаратуры КА, отводится при помощи радиационного теплообменника (РТО) в космическое пространство. Следует отметить, что при компоновке КА возникают проблемы с размещением РТО – этот элемент СОТР является достаточно массивным и громоздким.

Площадь РТО зависит в основном от двух параметров:

- величины тепловой мощности, отводимой в космическое пространство;

- температуры излучающей поверхности.

Выбор площади РТО, обеспечивающего отвод тепла от оборудования в космическое пространство, исходя из тепловой мощности кратковременного рабочего режима, приводит к завышенным габаритам и массе РТО.

Альтернативным решением проблемы является отвод тепловой мощности, выделяемой в рабочем режиме, в тепловой аккумулятор (ТА), который поглощает тепло, за счет плавления фазопереходного материала (ФПМ) и тем самым частично заменяющим РТО. В дежурном режиме происходит регенерация ТА – замерзание (затвердевание) ФПМ.

Очевидно, что одним из условий целесообразности применения ТА, является выполнение следующего соотношения: суммарная масса ТА и РТО, необходимых для обеспечения требуемого уровня температур в рабочем режиме и регенерации ФПМ в дежурном режи-

Кукина Галина Владимировна – кандидат технических наук, начальник сектора, ФГУП ЦНИИМаши;
Пронин Юрий Сергеевич – начальник лаборатории, ФГУП ЦНИИМаши;
Мишин Геннадий Сергеевич – начальник сектора ФГУП ЦНИИМаши;
Лелюшкин Николай Васильевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, ФГУП ЦНИИМаши.

Kukina Galina – candidate of technical sciences, head of sector, FSUE TsNIIMash;
Pronin Yuri – head of laboratory, FSUE TsNIIMash;
Mishin Gennady – head of the sector, FSUE TsNIIMash;
Lelyushkin Nikolai – candidate of technical sciences? senior scientific researcher, FSUE TsNIIMash.

ме, должна быть меньше массы замещаемого РТО. Таким образом, основной целью использования тепловых аккумуляторов в СОТР является улучшение массо-габаритных характеристик элементов СОТР, в частности, РТО,

В качестве примера определим выигрыш в массе при применении ТА для СОТР ИК-радиометра со следующими параметрами:

В рабочем режиме газовая криогенная машина (ГКМ) выделяет мощность 200 Вт с рабочей температурой 0°C в течение 15 минут. Длительность дежурного режима при выключенной ГКМ (тепловыделения отсутствуют) составляет не менее 10 часов. Предполагается, что ГКМ установлена на ТА, в котором в качестве ФПМ используется вода. Тепловой аккумулятор, в свою очередь, установлен на тепловую сотопанель (ТСП), одна сторона которой является излучающей поверхностью РТО.

При работе ГКМ в течение 15 минут выделяется $0,2 \times 900 = 180$ кДж тепла. Для поглощения такого количества тепла тепловым аккумулятором потребуется $180/334 = 0,54$ кг льда (удельная теплота плавления льда 334 кДж/кг). Масса ТА со льдом при правильно спроектированной конструкции составит около 1 кг.

Для отвода тепла от ГКМ только с помощью РТО потребуется площадь РТО 0,68 м² при ТРТО=268 К. Удельная масса РТО составляет 6 – 8 кг/м², тогда полная масса такого РТО составит около 4,8 кг.

В связи с тем, что длительность дежурного режима (10 часов) в 40 раз больше длительности рабочего режима, то отводимая мощность с поверхности РТО уменьшится также в 40 раз, и во столько же раз уменьшится площадь теплообменника. Его масса в этом случае составит 0,12 кг. Таким образом, суммарная масса ТА и РТО, предназначенного для регенерации ТА, составит 1,12 кг, что более, чем в четыре раза меньше массы РТО в СОТР без ТА.

Преимуществом СОТР с ТА является также то, что при применении для корпуса ТА материала с высокой теплопроводностью, обеспечивается заданная температура посадочного места прибора с достаточной точностью даже при существенно нестационарных внешних условиях.

Математические модели ТА, предназначенных для снятия пиковых нагрузок приборов, достаточно хорошо разработаны [1,2]. Однако, даже при наличии самой совершенной математической модели, прежде, чем ставить ТА на борт КА, необходимо провести его наземные испытания. В настоящей работе приводятся некоторые результаты экспериментальных исследований теплофизических параметров теплового аккумулятора, в котором в качестве ФПМ используется вода и который может быть

использован для снятия пиковых тепловыделений приборов с рабочей температурой около 0°C.

В общем случае указанные экспериментальные исследования проводятся с целью проверки правильности принятых схемных решений, проверки работоспособности ТА в рабочем режиме, исследования процесса регенерации ТА, определения теплового бюджета системы. При этом решаются такие частные задачи как определение температур элементов ОИ, определение динамики изменения температуры элементов ОИ, определение влияния различных факторов на повторяемость результатов эксперимента и др.

Объектом испытаний являлся тепловой имитатор (ТИ) ГКМ, установленный на тепловую сотопанель через тепловой аккумулятор. Излучающая поверхность ТСП имеет степень черноты $\epsilon = 0,85$, коэффициент поглощения солнечного излучения $A = 0,12$. Противоположная сторона ТСП и тепловой макет закрыты матом экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ).

Тепловой имитатор ГКМ представляет собой монолитную призму длиной 200 мм, шириной 90 мм и высотой 60 мм, выполненную из сплава АМг-6. При таких размерах масса ТИ составила 2,9 кг, теплоемкость ТИ - 2,624 кДж/К. В ТИ установлен электронагреватель, при помощи которого имитируется тепловая нагрузка. Тепловой аккумулятор также выполнен из АМг-6. ТА состоит из корпуса, крышки и винтов крепления крышки к корпусу. Корпус ТА представляет собой емкость с внутренними ребрами, предназначенными для интенсификации процесса теплообмена между источником тепла и рабочим веществом ТА. Между ТА и ТИ нанесен слой термопасты. Внешний вид ТА представлен на рис. 1. Масса конструкции ТА в сборе (без ФПМ и материала ГЗПМ) составляет 1217 г, масса ФПМ – 260 г.

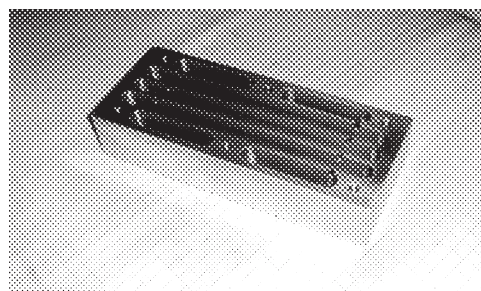


Рис. 1. Корпус ТА без крышки

На ОИ были установлены датчики температуры. По два датчика на ТМ и ТА – по диагонали относительно друг друга, а также датчики устанавливались на внешней и внутренней поверхностях РТО.

Исследования проводились на тепловакуумном

стенде «Луч» (ЦНИИмаш), позволяющем имитировать «черный холодный» космос с помощью охлаждаемой жидким азотом криопанели (рис. 2).

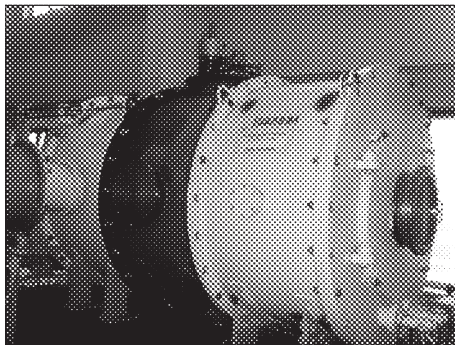


Рис. 2. Тепловвакуумный стенд «Луч»

ОИ помещается в вакуумную камеру стенда, в которой установлена охлаждаемая жидким азотом криопанель, с помощью которой имитируются условия «черного холодного» космоса, коэффициент поглощения солнечного излучения $As \geq 0,92$ и степень черноты $\epsilon \geq 0,94$. За счет регулирования подачи азота температура криопанели может изменяться в широких пределах - от комнатной до минус 170°С. Принципиальная схема экспериментальной установки с ОИ представлена на рис. 3 (ЭВТИ на схеме не показана).

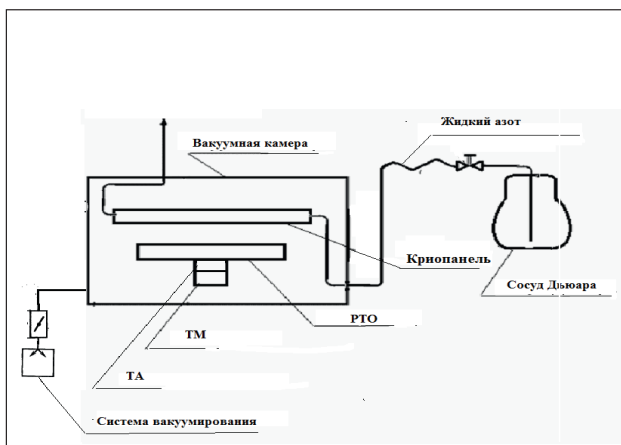


Рис. 3. Принципиальная схема экспериментальной установки с ОИ

После установки объекта испытаний в вакуумной камере ее закрывают и производится откачка камеры до давления не выше 10^{-4} мм рт. ст. После откачки осуществляется подача жидкого азота в камеру и охлаждение ОИ.

Описание эксперимента

Приблизительные расчеты показали, что полное замерзание ФПМ происходит при температуре корпуса ТА минус 5°С – минус 7°С. Поэтому захлаживание ОИ осуществлялось ниже указанных температур. После завершения фазового перехода ФПМ включается тепловая

нагрузка на ТИ.

В ходе экспериментов процесс захлаживания ОИ был не всегда одинаков, что обусловлено неустойчивостью запуска подачи азота (появление газовых пробок в начальный момент захлаживания).

В дальнейшем после включения нагрузки кривые температуры элементов ОИ были практически эквидистантны (при равной тепловой нагрузке). При этом температура в различных точках ТИ и ТА была практически одинакова, что свидетельствует об изотермичности конструкции. Результаты одного из экспериментов представлены на рис. 4.

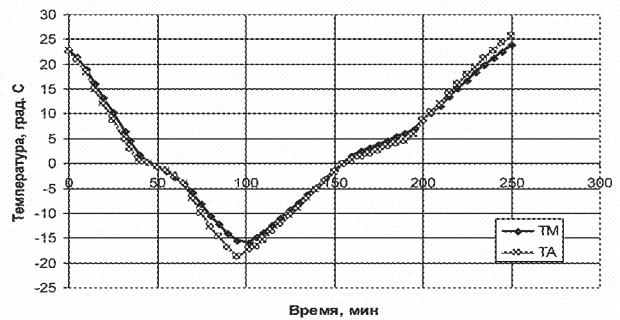


Рис. 4. Температуры ТМ и ТА (полный цикл)

Из графиков видно, что температура ТМ и ТА отличается незначительно (температура ТА на 0,2 – 1 градус ниже температуры ТМ). При достижении температуры ТА 0°С, скорость снижения температуры уменьшается а при температуре около минус 5°С – возрастает, что свидетельствует от том, что процесс кристаллизации закончился. После включения нагрузки происходит излом графика температуры – снижение температуры заменяется ростом. При температуре около 0°С рост температуры замедляется – начинается процесс таяния льда. Следующая характерная точка – завершение процесса таяния льда – скорость роста температуры увеличивается.

Был проведен ряд экспериментов, в которых задавались следующие параметры:

- величина тепловой мощности, подаваемой на ТМ;
- начальная температура захлаживания;
- температура ТМ, при которой включалась тепловая мощность на ТМ;
- температура криопанели.

В таблице представлены сведения о четырех экспериментах с полным циклом охлаждения и нагрева объекта испытаний. Графики температуры ТМ в этих экспериментах представлены на рис. 5.

Из рис.5 видно, что все графики имеют идентичные характерные точки излома. Первая точка излома при 0°С в процессе охлаждения – начало замерзания ФПМ,

Основные показатели теплового режима ОИ

Параметр	Номер эксперимента			
	1	2	3	4
Температура начала эксперимента	12,6	22,8	20	-9,3
Температура ТМ включения нагрузки	-10	-20,5	-12,7	-32
Температура криопанели при включ. нагрузки, °С	-160	-23	-15	-160
Мощность, подведенная к ОИ, Вт	50	50	100	100
Продолжительность таяния ФПМ, мин	42	40	24	25
Количество тепла, подведенного к ОИ, кДж	126	120	144	150
Отношение количества тепла, подведенного к ОИ, к полной теплоте плавления ФПМ ТА	1,45	1,38	1,66	1,72

поглощенного им тепла (эта величина определялась путем умножения продолжительности процесса таяния льда на величину подводимой тепловой мощности).

По этому показателю можно сделать следующие выводы:

- количество поглощенного тепла ОИ в экспериментах с адиабатным режимом всего на 4% - 5% меньше, чем в экспериментах с холодной криопанелью (последняя строка в таблице), то есть теплообмен РТО с космическим пространством не окажет существенного влияния на работу ТА – в криопанель уходит не более 5% подводимого тепла;
- количество поглощенного тепла ОИ значительно превышает полную теплоту плавления ФПМ (87 кДж). В экспериментах с подводимой мощностью 100Вт при-

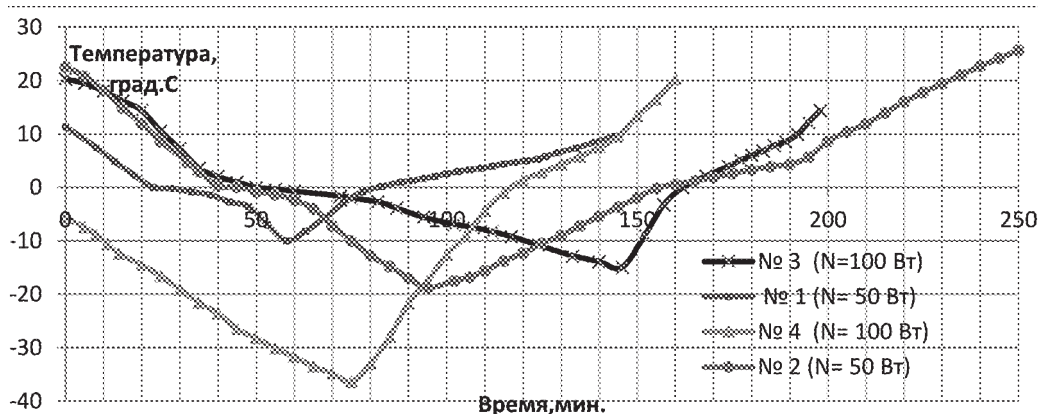


Рис. 5. Результаты экспериментов

вторая точка - при минус 3°С – минус 5 °С -окончание процесса замерзания ФПМ, третья точка – включение нагрузки, четвертая точка + 1°С, + 2°С – начало таяния ФПМ, пятая точка + 5°С, + 10°С – окончание таяния ФПМ.

По характеру поведения кривых на рис. 5 можно сделать следующие выводы:

Крутизна кривой в процессе нагрева зависит лишь от подводимой тепловой мощности – при 100 Вт она заметно круче, чем при 50 Вт. Температура криопанели, температура начала захлаживания и включения нагрузки не оказывает сколько-нибудь заметного влияния на процесс нагрева ОИ. Это говорит о том, что ТА обеспечивает стабильность температуры независимо от внешних условий.

Температура завершения таяния ФПМ при величине тепловой мощности, подводимой к ТА 50 Вт (не более 5 градусов), примерно в два раза ниже, чем для 100 Вт (9 – 10 градусов). Из этого следует вывод о необходимости развитой поверхности теплообмена между корпусом ТА и ФПМ.

Основным показателем ТА является количество

мерно в 1,7 раза, для экспериментов с подводимой мощностью 50Вт примерно в 1,4 раза;

- количество тепла, поглощенного ОИ, в процессах с большей тепловой мощностью (100 Вт), больше чем для 50 Вт. Последнее можно объяснить увеличением перепада температур между корпусом ТА и границей фазового перехода и, как следствие, увеличением средней температуры ТА.

Определение тепловых балансов ТА и ТМ

Часть тепловой мощности, выделяемой оборудованием, поглощается элементами конструкции и в том числе корпусами ТМ и ТА. Не учёт этого обстоятельства при проектировании ТА приведет к завышению массы ФПМ и СТР в целом. Кроме того, в проводимых исследованиях по ряду причин использовался ТА упрощенной конструкции (большая ширина канавок, толстые ребра). Для установки на КА предполагается применять ТА более совершенной конструкции – с развитой площадью теплообмена, менее материалоемкий.

Для того, чтобы оценить возможность переноса результатов исследований экспериментального ТА на

реальную конструкцию, необходимо оценить, сколько в действительности тепла поглощает ФПМ, а сколько конструкция ТА и ТМ.

Величина тепловой мощности, расходуемой на нагрев конструкции ТА – $N_{ТА}$, определится из выражения

$$N_{ТА} = \Delta T_{ТА} \cdot C_{ТА} / \Delta \tau,$$

где $N_{ТА}$ – тепловая мощность, затрачиваемая на нагрев конструкции ТА; $\Delta T_{ТА}$ – величина нагрева корпуса теплового аккумулятора за время $\Delta \tau$; $C_{ТА}$ – теплоемкость конструкции теплового аккумулятора, Дж/К; $\Delta \tau$ – время нагрева, сек.

Аналогично определяется величина тепловой мощности, расходуемой на нагрев ТМ – $N_{ТМ}$

$$N_{ТМ} = \Delta T_{ТМ} \cdot C_{ТМ} / \Delta \tau.$$

График изменения тепловой мощности, поглощаемой ТМ и ТА для эксперимента № 4 (тепловая мощность, подведенная к ОИ, составляет 100 Вт), представлен на рис.6. На этом же рисунке представлен график изменения температуры ТМ.

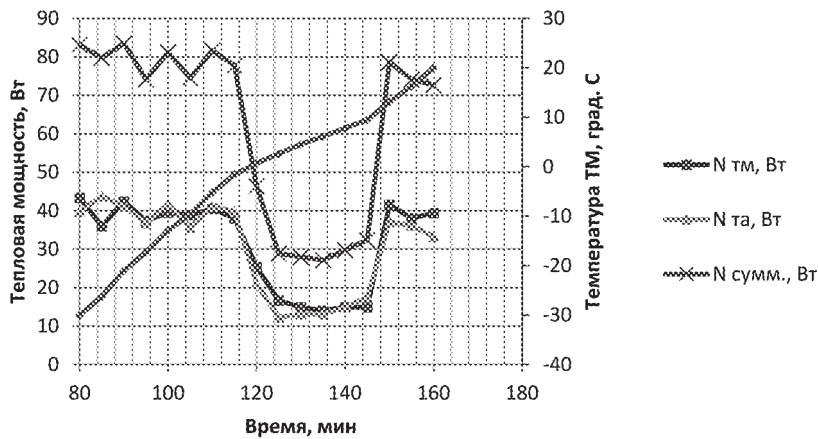


Рис. 6. Тепловая мощность, поглощаемая ТМ и ТА

В расчетах теплоемкость жидкой и твердой фаз ФПМ не учитывалась, поскольку предполагалось, что в процессе таяния их температура не менялась.

Из графика видно, что наименьшая суммарная мощность, поглощенная конструкцией ТА и ТМ, приходится на отрезок времени между 122 мин. и 147 мин. и составляет около 30 Вт что приблизительно согласуется с графиком температуры (таяние льда в ТА происходит между 119 мин и 144 мин. По оценочным расчетам на на-

грев конструкции ТМ и ТА затрачено примерно 28% подведенного тепла

Судя по графику можно сделать вывод, что на таяние льда расходуется около 60 Вт тепловой мощности (до 10 Вт могут составлять неучтенные потери). При такой мощности расчетная длительность режима таяния льда, определенная по зависимостям, представленным ранее, определится из выражения

$$\tau = m_{\text{льда}} \times r_{\text{льда}} / N = 0,26 \text{ кг} \times 334 \text{ кДж/кг} / 0,06 \text{ кВт}$$

и составит 1447 сек (24 минуты), что практически совпадает с результатами эксперимента – 25 мин (четвертый столбец таблицы).

Выводы

1. Результаты эксперимента показали, что процесс фазового перехода в ФПМ ТА в рабочем режиме отличается стабильностью и не зависит от начальных условий и условий теплообмена РТО с окружающим пространством.
2. Экспериментальное время фазового перехода при нагревании ОИ отличается от расчетного не более

чем на 5%.

3. Наряду с тепловой емкостью ТА, важнейшей характеристикой его является площадь теплообмена корпуса ТА с ФПМ – чем больше площадь, тем меньше плотность теплового потока, подводимого к ФПМ и меньше нагрев корпуса ТА.

4. Результаты эксперимента могут быть положены в основу проектирования СТР аппаратуры космических аппаратов с импульсным режимом работы.

Литература

1. Алексеев В.А., Малоземов В.В. Проектирование тепловых аккумуляторов. Издательство МАИ, 2008 г.
 2. Алексеев В.А., Чукин В.Ф., Шишианов А.В. Прогнозирование теплового режима бортовой радиоэлектронной аппаратуры. Сетевой электронный научный журнал "Системотехника", № 2, 2004 г.

Материал поступил в редакцию 28. 02. 2014 г.