

УДК 629.786.085

Г.А. ФРОЛОВ, В.С. ЦЫГАНЕНКО, В.В. ПАСИЧНЫЙ

Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев

ТЕПЛОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПРИ РАДИАЦИОННОМ НАГРЕВЕ

Показана возможность использования экономичных установок радиационного нагрева для испытаний элементов ракетно-космической техники. На гелиоустановке с концентратором $\varnothing 5$ м проведены исследования прогрева макета спускаемого аппарата с вмонтированной антенно-фидерной системой и бортовым передатчиком УКВ-диапазона, а также теплозащитного пакета многоразового космического аппарата. На гелиоустановке с концентратором $\varnothing 3$ м выполнено моделирование распределения температур на поверхности оптического мениска. Полученные результаты показали, что на гелиоустановках можно моделировать тепловое воздействия на элементы изделий ракетно-космической техники.

Ключевые слова: гелиоустановка, спускаемый аппарат, теплозащитное покрытие, концентратор лучистой энергии, высокотемпературный нагрев, многоразовый космический аппарат.

Введение

Моделирование условий работы теплонапряженных систем космических аппаратов является сложной технической задачей. Например, при моделировании плотностей и скорости полета, соответствующих точке максимального нагрева возвращаемого спутника Земли, в аэродинамической трубе с сечением рабочей части в 1 м^2 требуемые мощности в свое время превышали 1% всей энергии США [1]. Поэтому большинство тепловых экспериментов проводятся на небольших образцах. Однако такой подход не применим, когда необходимо исследовать, например, теплозащитный пакет многоразового космического аппарата или проверить работоспособность какой-либо системы при моделировании теплового воздействия. В этих случаях размеры моделей часто превышают 100 мм и их нагрев требует больших энергетических затрат.

1. Формулирование проблемы

При разработке сложных теплонапряженных элементов ракетно-космической техники возникает необходимость проведения многочисленных тепловых экспериментов. При таких исследованиях размеры объекта часто соизмеримы с зоной теплового воздействия установки конвективного нагрева (плазмотрон, газогенератор), если мощность, потребляемая этой установкой, находится на уровне нескольких мегаватт. В то же время при испытаниях таких объектов, как, например, многослойное

теплозащитное покрытие многократного использования, спускаемый зонд в атмосферу планет и др. обычно требуется моделировать специальное распределение температур на поверхности, проводить температурные, оптические и радиотехнические измерения. В этих случаях использование экономичных и удобных установок, какими являются установки радиационного нагрева, может позволить решить поставленную задачу с наименьшими затратами.

Целью работы является продемонстрировать возможности гелиоустановок для моделирования теплового воздействия на достаточно сложные элементы ракетно-космической техники. Ранее на гелиоустановке СГУ-7 проводились ресурсные испытания плиточной теплозащиты многоразового космического аппарата (МКА) «Буран» [2].

В последнее время большое внимание уделяется разработке металлических теплозащитных покрытий (ТЗП) МКА. Одним из основных элементов этих многослойных теплозащитных пакетов является теплоизоляционный материал, так как максимальная температура на поверхности металлической конструкции МКА не должна превышать $200 \text{ }^\circ\text{C}$. Поэтому материал теплоизоляции в основном определяет толщину теплозащитного пакета. Для его выбора необходимо провести много экспериментов на макетах, размеры которых должны быть не менее $100 \times 100 \text{ мм}$ с определением теплофизических характеристик.

Например, для определения теплопроводности с помощью обратной задачи необходимо выполнить измерения температур в различных точках покрытия

при одностороннем подводе тепловой энергии, рис. 1, а. Основная часть поверхности, разрабатываемых МКА, нагревается до температуры $\sim 1100^\circ\text{C}$ в течение 20 минут. Общее количество циклов нагрева обычно достигает 100.

Вторая задача, которую необходимо было решить с помощью установки радиационного нагрева, связана с исследованием работоспособности спускаемого аппарата (СА). Для испытаний спускаемого зонда с вмонтированной антенно-фидерной системой и бортовым передатчиком УКВ-диапазона, рис. 1, б, необходимо провести измерение температур в различных точках макета и контроль затухания радиосигнала в зависимости от температуры на передатчике.

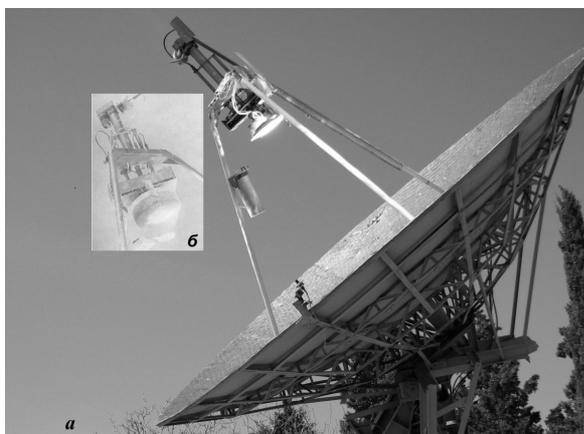


Рис. 1. Определение прогрева теплозащитного пакета (а) и испытание макета СА (б) на гелиоустановке СГУ-7

Наконец, при исследованиях термостойкости оптического мениска, рис. 2, главная проблема заключается в требовании обеспечить специальное распределение температуры на его поверхности.

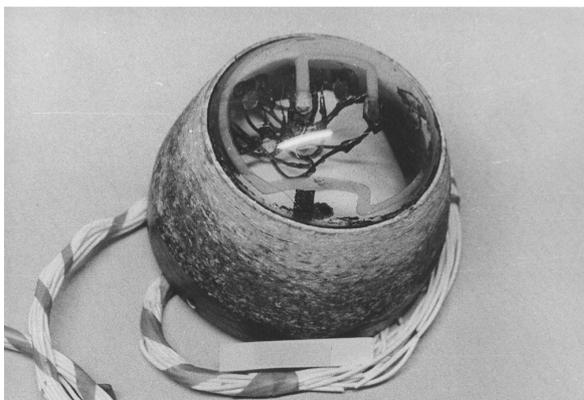


Рис. 2. Мениск из оптического стекла с датчиками температуры и целостности

2. Решение проблемы

2.1. Исследование теплозащитного пакета многократного использования

Испытания проводились на гелиоустановке СГУ-7, рис. 1.

Основным элементом гелиоустановки является фацетный концентратор солнечной энергии $\varnothing 5$ м. Установка оснащена системой непосредственного слежения за Солнцем.

Диаметр фокального пятна с неоднородностью распределения светового потока $\sim 10\%$ составляет порядка 160 мм.

Теплозащитный пакет помещался в специальную державку, обеспечивающую одномерное температурное поле, рис. 3.

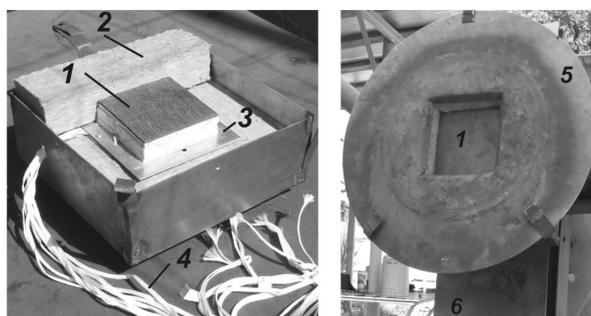


Рис. 3. Подготовка ТЗП для испытаний на гелиоустановке СГУ-7:

- 1 – ТЗП; 2 – боковая теплоизоляция;
- 3 – подложка из сплава АМГ-6;
- 4 – термопарные провода;
- 5 – защитный экран; 6 – координатник

При монтаже ТЗП на гелиоустановке дополнительно устанавливался защитный экран, исключаящий подвод тепла с боковых поверхностей. В процессе испытаний температура контролировалась с помощью хромель-алюмелевых термопар, установленных в 6-ти различных точках ТЗП. Поверхность теплозащитного пакета представляет собой металлическую пластину, выполненную из специального хромоникелевого сплава. В качестве теплоизоляции применяется волокнистый материал на основе SiO_2 с плотностью 66 кг/м^3 , а подложка выполнена из сплава АМГ-6.

На рис. 4 показан пример компьютеризированной записи температурного поля в ТЗП.

Было установлено, что предложенный теплоизоляционный материал обеспечивает заданную температуру на холодной поверхности теплозащитного пакета и имеет теплопроводность близкую к теплопроводности плиточной теплозащиты МКА «Буран».

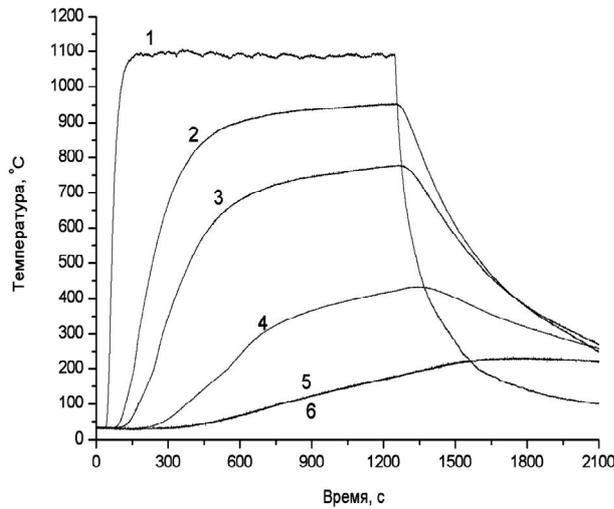


Рис. 4. Зависимость температуры по толщине ТЗП от времени нагрева:
1 – температура поверхности;
2 – на расстоянии 15 мм от поверхности;
3 – 25 мм, 4 – 41 мм; 5 и 6 температура подложки из сплава АМГ-6, 48 мм

2.2. Определение влияния обугливания теплозащиты спускаемого аппарата на прохождение электромагнитной энергии

Поскольку размеры макета СА почти в два раза превышали размеры зоны нагрева установки СГУ-7 (~ 200 мм) было обеспечено перемещение фокального пятна по поверхности изделия с визуальной корректировкой с помощью телевизионной установки. Эксперимент проводился в четыре этапа при различных временах и уровнях теплового воздействия (табл. 1).

Таблица 1

Режимы испытаний СА

№ п/п	Тепловой поток, кВт/м ²	Время нагрева, с	T _{2, макс.} , °C
1	546	70	900
2	420	126	1050
3	460	187	1120
4	400	1110	~900

Приемник сигналов был установлен таким образом, чтобы сигнал воспринимался через нагретую поверхность, т. е. при ориентации установки на Солнце приемник находился в поле зрения передней, нагреваемой поверхности изделия.

Измерения температуры проводилось в трех точках макета СА, рис. 4.

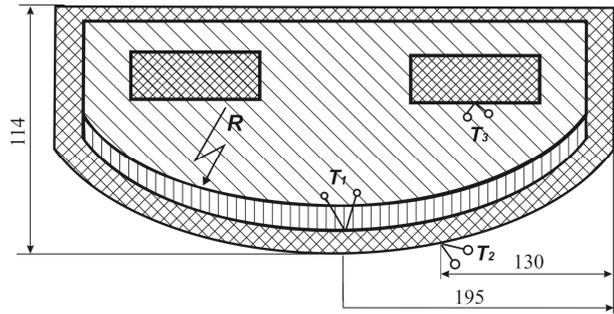


Рис. 5. Схема размещения термодатчиков в макете СА

В процессе эксперимента № 1 температура T₁ на внутренней поверхности теплозащитного покрытия продолжала повышаться после прекращения нагрева (70 с) и достигла 240 °C на 120 с. Температура на внешней поверхности достигла максимального значения (T_{w макс.}) 900 °C на 25 с нагрева и оставалась постоянной до окончания нагрева.

Характер прохождения сигнала (уровень и частота) не менялся в течение всего эксперимента.

Увеличение времени нагрева в эксперименте №2 до 126 с, а в эксперименте №3 до 187 с повысило значение температуры T₁ до 300 °C. При этом передатчик работал также практически без потери мощности сигнала.

На рисунке 5 для примера приведены зависимости температур T₁ и T₂ от времени для эксперимента №1.

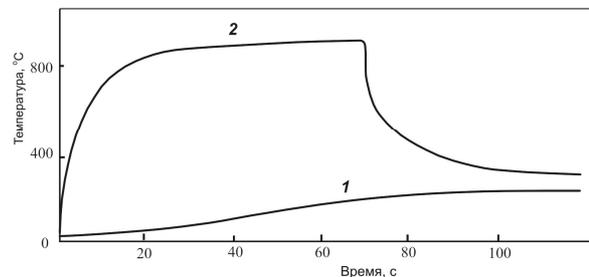


Рис. 6. Зависимость температуры от времени для эксперимента №1:
1 – температура T₁ на внутренней поверхности ТЗП,
2 – температура T₂ на поверхности ТЗП

Для выяснения предельных возможностей работы прямо-передающего тракта был проведен специальный эксперимент с длительностью нагрева 1110 секунд, при котором температура на передатчике T₃ превысила 100 °C. При достижении этой температуры изменилась частота и уровень мощности сигнала, который непрерывно уменьшался до полного исчезновения. После прекращения нагрева температура передатчика продолжала нарастать до 200 °C, рис. 6.

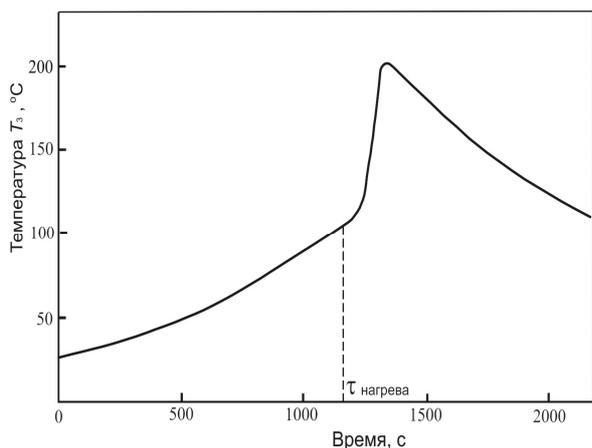


Рис. 7. Изменение температуры корпуса передатчика при времени нагрева поверхности СА $\tau = 1110$ с

В результате испытаний макета СА было установлено, что при температуре нагреваемой поверхности до 1200°C и заданном времени работы потеря мощности сигнала за счет прогрева и обугливания теплоизоляционного покрытия не превышает 3 дБ, что обеспечивает надежное обнаружение спускаемого аппарата после его приземления.

2.3. Исследование термостойкости оптических менисков при заданном распределении температуры на поверхности

Эксперимент проводился на установке с диаметром концентратора 3 м, обеспечивающей тепловой поток до 600 кВт/м^2 . Мениски из оптических материалов были оснащены датчиками температуры (хромель-копелевые термопары) и датчиками целостности. На рис. 7 показаны места установки датчиков температуры.

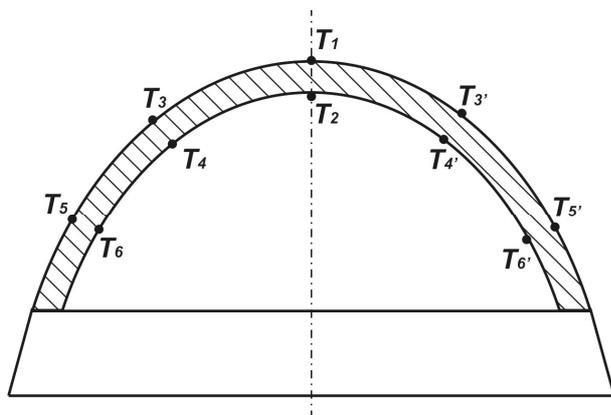


Рис. 8. Схема установки датчиков температуры на макете оптического мениска из стали X18H9T

Для обеспечения заданного распределения температуры на поверхности было изготовлено специальное приспособление, рис. 9.

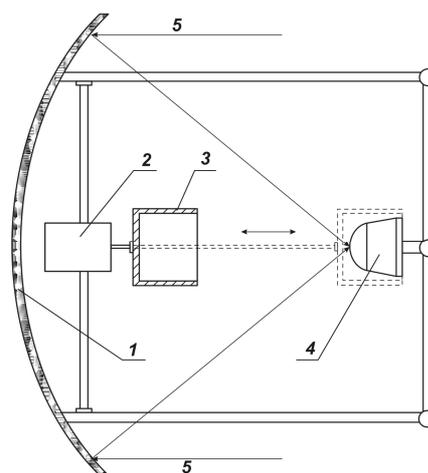


Рис. 9. Схема гелиоустановки для испытаний оптических менисков:
1 – концентратор солнечной энергии $\varnothing 3$ м;
2 – электродвигатель; 3 – регулятор теплового потока; 4 – оптический мениск;
5 – направление солнечных лучей

Применение этого устройства обеспечило удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных значений температур на поверхности мениска. Оработка режимов испытаний и диагностика распределения температуры по поверхности мениска производилось на макете $\varnothing 100$ мм, изготовленном из нержавеющей стали, рис. 10.

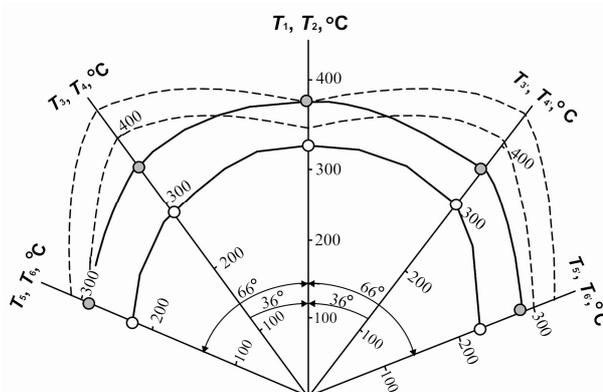


Рис. 10. Распределение температуры по поверхности макета мениска из стали 1X18H9T на 18 с нагрева (рис. 7): точки – эксперимент, черные точки – температура на внешней поверхности, светлые – на внутренней поверхности; пунктирные линии – расчет для стали 1X18H9T, сплошные линии аппроксимация эксперимента

В процессе экспериментов максимальная температура на поверхности менисков не превышала 400°C .

Заключение о работоспособности менисков проводилось в результате анализа их целостности и

сопоставления экспериментальных кривых нагрева с расчетными.

Литература

1 Полежаев Ю.В. Тепловое разрушение материалов: монография / Ю.В. Полежаев, Г.А. Фролов. – К.: Академперіодика, 2006. – 354 с.

2 Исследование работоспособности теплозащиты орбитального самолета «Буран» в условиях лучистого нагрева на гелиоустановках / В.В. Пасичный, В.Я. Бережецкая, А.А. Горячев, М.Я. Гофин, Г.А. Фролов // Инж.-физ. журн. – 2001. – Т. 74, №6. – С. 32–33.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Б.А. Урюков, Институт проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев.

ТЕПЛОВІ ВИПРОБУВАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ ВИРОБІВ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ ПРИ РАДІАЦІЙНОМУ НАГРІВІ

Г.А. Фролов, В.С. Цыганенко, В.В. Пасичный

Показана можливість використання економічних установок радіаційного нагріву для випробувань елементів ракетно-космічної техніки. На геліоустановці з концентратором \varnothing 5 м проведено дослідження прогріву макету апарату, що спускається, з вмонтованою антенно-фідерною системою і бортовим передавачем УКВ-діапазону, а також пакету теплового захисту багаторазового космічного апарату. На геліоустановці з концентратором \varnothing 3 м проведено моделювання розподілу температур на поверхні оптичного меніска. Отримані результати показали, що на геліоустановках можна моделювати теплову дію на елементи виробів ракетно-космічної техніки

Ключові слова: геліоустановка, апарат, що спускається, теплозахисне покриття, концентратор променевої енергії, високотемпературний нагрів, багаторазовий космічний апарат.

THERMAL TESTS OF ELEMENTS OF THE SPACE-ROCKET TECHNICS AT RADIATING HEATING

G.A. Frolov, V.S. Tsyganenko, V.V. Pasichny

Possibility to use of economic installations of radiating heating for tests of elements of space-rocket technics is shown. On a solar power plant with the concentrator of \varnothing 5 m are carried out researches of heating of the landing module mock up with the built antenno-feeding system and the onboard transmitter of VHF-range, and also the heat protective coating of a reusable space vehicle. The modelling of a temperature distribution on a surface of an optical meniscus is executed on a solar power plant with the concentrator of \varnothing 3 m. The received results have shown, that on solar power plants it is possible to model thermal influences on elements of space-rocket technics.

Keywords: solar power plant, landing module, heat protective coating, concentrator Radiant energy, high-temperature heating, reusable space vehicle.

Фролов Геннадий Александрович – д-р техн. наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом испытаний и аттестации материалов ракетно-космической техники Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_forlov@nbi.com.ua.

Цыганенко Вера Сергеевна – научный сотрудник отдела испытаний и аттестации материалов ракетно-космической техники Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_forlov@nbi.com.ua.

Пасичный Владислав Васильевич – канд. техн. наук, старший научный сотрудник, заведующий отделом тепловых испытаний и гелиотехники Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: pasich2008@meta.ua.