

Б. И. ПОЛЕТАЕВ, В. Д. АТАМАСОВ, А. В. БЕЛЯНКИН, Д. Ю. МИХАЙЛОВ,
М. М. ПОЛУЯН, А. В. ЛЕВАНДОВИЧ

ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ РАДИАЦИОННЫХ ИЗЛУЧАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ МЕТЕОРНЫХ ПОТОКОВ

Представлен экспериментальный прибор, предназначенный для изучения влияния метеорных потоков на тепловой режим излучательных устройств космических аппаратов. Рассмотрена методика проведения экспериментальных исследований.

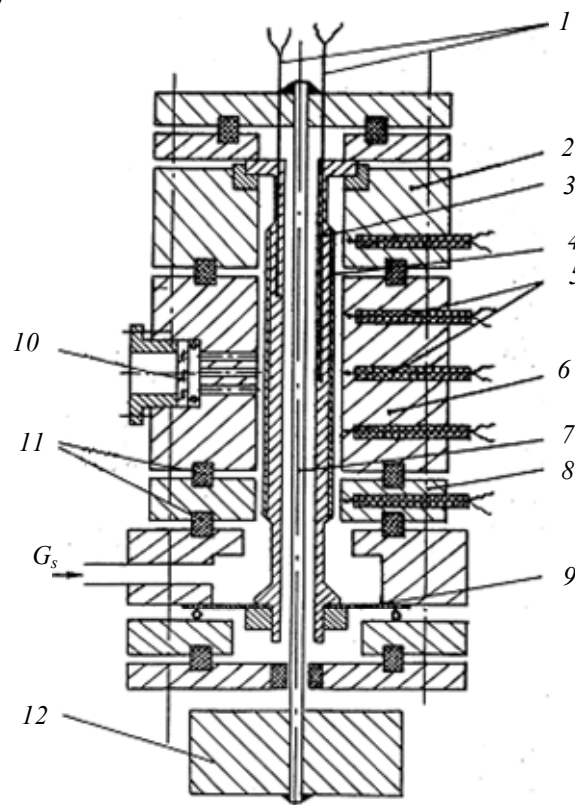
Ключевые слова: теплоизлучающий элемент, тепловой режим, интенсивность теплоизлучения.

Для проведения экспериментальных исследований тепловых режимов радиационной поверхности космических аппаратов при воздействии метеорных потоков в Военно-космической академии им. А. Ф. Можайского (Санкт-Петербург) был создан лабораторный прибор, общий вид и принципиальная схема которого представлены на рисунке (а, б соответственно).

а)



б)



Прибор содержит следующие основные узлы и детали: теплоизлучающий элемент 3 со сменными покрытиями 4 из материалов с низкой теплопроводностью, выполненный в виде полого цилиндра из тугоплавкого металла, внутри элемента 3 размещается электрический нагреватель 7; воспринимающий излучение элемент 6, в боковой поверхности которого установлено сапфировое окно 10 с датчиками для измерения температуры элемента 3 и интенсивности

потока излучения с его поверхности; микротермопару 1 излучающего элемента 3 и микротермопару 5 элемента 6; охранные элементы 2 и 8, воспринимающие излучение с краевых участков элемента 3, имеющие неизотермическую поверхность (теплоотвод в сопряженные детали конструкции); центрирующий груз 12, предназначенный для сохранения прямолинейности характеристики нагревателя при его удлинении вследствие резкого повышения температуры токопроводящего стержня; юстировочную мембрану 9 и керамические изоляторы 11.

Методика проведения эксперимента содержит следующие операции. После изготовления излучающего элемента осуществляется монтаж прибора в вакуумной камере и его медленная дегазация, т.е. так, чтобы давление в вакуумной камере составляло не более $6,7 \cdot 10^{-5}$ Па (эмпирически установленный предел) во избежание окисления поверхности образцов, но сохранении поверхностью при этом своих оптических свойств. Дегазация заканчивается, когда температура прибора на 100...150 К превышает рабочую температуру. Далее осуществляется цикл измерений температуры и величины лучистого теплового потока, излучаемого исследуемым образцом, при различной электрической мощности нагревателя. Температура излучающего элемента измеряется с помощью микротермопар и оптического микропирометра. Температура элемента, воспринимающего излучение, стабилизируется на уровне 300 К, при этом осуществляется имитация воздействующего на космический аппарат встречного теплового потока из космического пространства [см. лит.]. Для снижения и стабилизации температуры элемента, воспринимающего излучение, он охлаждается водой. Имитация поглощающей способности космической сферы осуществлялась путем нанесения на внутреннюю поверхность элемента 6 материала, имеющего степень черноты $\varepsilon \approx 1$.

После изучения характеристик лучистого потока, излучаемого образцом 3 при различных температурах, прибор демонтировался, и на поверхность элемента 3 наносилось покрытие 4. Далее эксперимент повторялся при тех же температурных условиях, которые были созданы в ходе эксперимента с „чистым“ образцом 3 без покрытия. Толщина слоя покрытия до и после эксперимента измерялась на металлографическом микроскопе методом оптической фокусировки с точностью до ± 10 мкм.

Световой поток от излучающего элемента к приборам вне вакуумной камеры проходил через иллюминатор из кварцевого стекла, припаянного с помощью коварового переходника.

Результаты экспериментальных исследований влияния толщины δ_n слоя теплоизолирующего покрытия 4 радиационной поверхности образца 3 на его температуру представлены в таблице.

δ_n , мм	T_n — температура наружной (излучающей) поверхности покрытия, К	$T_{эл}$ — температура элемента 3 (под покрытием), К	ΔT — перепад температур между элементом 3 и наружной поверхностью покрытия, К
0,1	293	301	8
	615	637	22
	892	1002	110
	1217	1552	335
1,0	332	341	9
	607	802	195
	745	1263	518
	884	1910	1026
2,0	311	337	26
	587	951	364
	652	1217	565
	722	1496	774

В ходе эксперимента были измерены температуры радиационного элемента 3 под покрытием ($T_{эл}$) и перепад температур (ΔT) между образцом 3 и наружной поверхностью покрытия (T_n). При этом толщина покрытия, имеющего степень черноты, близкую к единице,

составляла 0,1, 1,0 и 2,0 мм. Как показывает анализ таблицы, температура излучающего элемента при сохранении неизменным лучистого теплового потока с его поверхности заметно увеличивается после нанесения на поверхность слоя вещества с низкой теплопроводностью. Это приводит к увеличению перепада температур ΔT . Видно, что абсолютная величина ΔT с ростом исходной температуры экспериментального образца от 300 до 1200 К увеличивается от 8 до 335 К, т.е. более чем на два порядка. Данное обстоятельство показывает, что влияние покрытия существенно возрастает при повышении температуры радиационных поверхностей.

Увеличение толщины покрытия также повышает градиент температур между указанными поверхностями. Так, например, при исходной температуре около 1300 К и $\delta_n = 0,1$ мм перепад температур составляет 335 К, тогда как при $\delta_n = 2,0$ мм перепад температур равен 774 К, т.е. выше приблизительно в 2 раза.

ЛИТЕРАТУРА

Куландин А. А., Тимашев С. В., Атамасов В. Д. и др. Основы теории, конструкции и эксплуатации космических ЯЭУ. Л.: Энергоатомиздат, 1987.

Сведения об авторах

- Борис Иванович Полетаев** — канд. техн. наук; ФГУП «КБ „АРСЕНАЛ“ им. М. В. Фрунзе», Санкт-Петербург; генеральный директор
- Владимир Дмитриевич Атамасов** — д-р техн. наук, профессор; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра конструкции космических аппаратов, Санкт-Петербург; E-mail: vka12@front.ru
- Александр Васильевич Белянкин** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра конструкции космических аппаратов, Санкт-Петербург; E-mail: alex_beliankin@mail.ru
- Дмитрий Юрьевич Михайлов** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра конструкции космических аппаратов, Санкт-Петербург; E-mail: demonovnet@mail.ru
- Максим Михайлович Полуян** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра конструкции космических аппаратов, Санкт-Петербург; E-mail: pioner_@mail333.com
- Александр Витальевич Левандович** — адъюнкт; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра конструкции космических аппаратов, Санкт-Петербург; E-mail: vka12@front.ru

Рекомендована кафедрой
конструкции космических аппаратов ВКА

Поступила в редакцию
21.11.10 г.