

К. т. н. Б. М. РАССАМАКИН, к. т. н. В. А. РОГАЧЕВ,  
к. т. н. С. М. ХАЙРНАСОВ, к. т. н. В. И. ХОМИНИЧ, И. Е. ГРЕНЮК

Украина, г. Киев, НТУУ “Киевский политехнический институт”,  
ЦКБ «Арсенал»  
E-mail: lab-hp@tefntuu.kiev.ua

Дата поступления в редакцию  
21.05 2008 г.

Оппонент В. Е. МАРТЫНОВ  
(НПП «Хартрон-ЮКОМ», г. Запорожье)

## ТЕРМОВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ ПРИБОРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МС-2-8

*Дано описание установки ТВК-2,5 для испытаний аппаратов и приборов космического назначения. Приведены результаты термовakuумных испытаний оптико-электронных приборов, выполненных с целью определения их орбитальной надежности.*

Термовakuумные воздействия являются одними из наиболее существенных факторов при эксплуатации оптико-электронных приборов (ОЭП) космического назначения, влияющих на их надежное функционирование в полете, поэтому термовakuумные испытания проводятся, как правило, на каждом этапе разработки ОЭП. По результатам этих исследований дорабатывается конструкция и формулируются требования к узлам и системам ОЭП, уточняются расчетные оптико-механические параметры. Длительные комплексные термовakuумные воздействия позволяют установить степень работоспособности ОЭП в целом и выполнить отработку вероятных нештатных ситуаций в космосе. Поэтому основная часть исследовательских и метрологических работ

при испытаниях ОЭП проводится в наземных лабораторных условиях на экспериментальных стендах [1–5].

В настоящей работе описаны проведенные авторами термовakuумные испытания теплового макета малогабаритного космического аппарата (КА) с установленными на нем ОЭП, являющимися составной частью микроспутника МС-2-8.

### Моделирование условий космического пространства

В соответствии с общепринятыми необходимыми и достаточными требованиями [4, 5], направленными на полное исследование тепловых режимов космической аппаратуры, установка ТВК-2,5 воспроизводит основные условия космического пространства: вакуум, низкую температуру и высокую степень теплового поглощения окружающей среды.

В состав лабораторного стенда ТВК-2,5 входят: вакуумная установка, криогенная система, имитатор солнечного излучения (ИСИ), имитатор излучения Земли (ИИЗ), автоматизированная многоканальная система измерения температуры (АМСИТ), блок измерения интенсивности излучения, опорно-подвесная система (рис. 1).

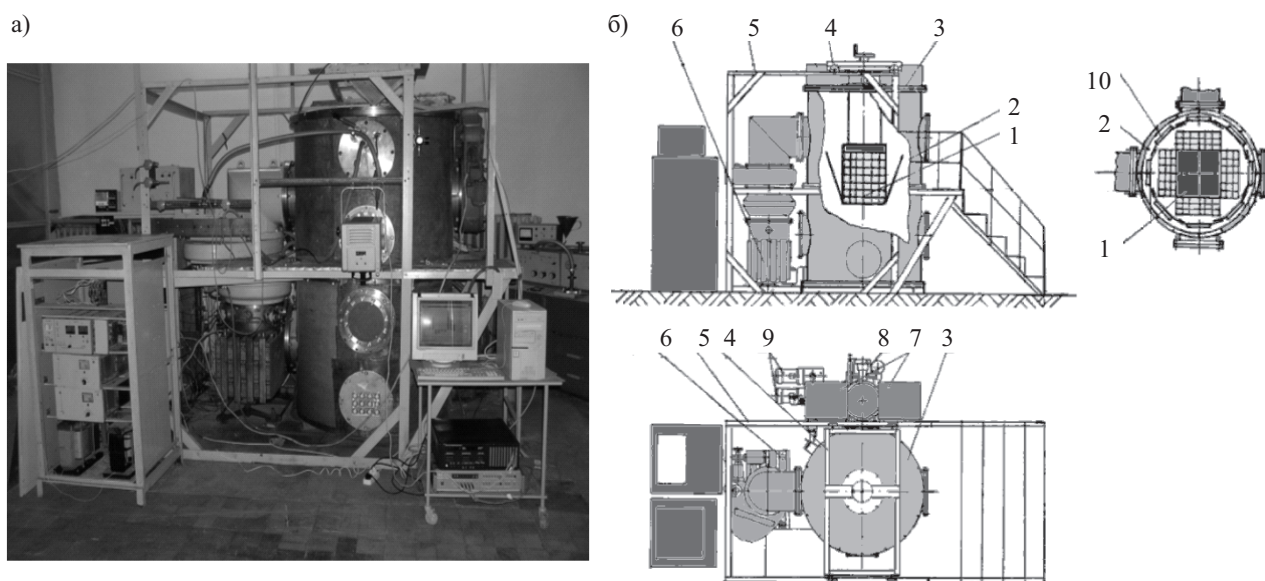


Рис. 1. Общий вид (а) и структурно-функциональная схема (б) установки ТВК-2,5:  
1 — макет КА; 2 — вакуумная камера; 3 — крышка; 4 — тележка; 5 — рама; 6 — насосы; 10 — криозеркала

Основные технические характеристики установок ТВК-2,5:

полезный объем вакуумной камеры	2,5 м <sup>3</sup> ;
предельный вакуум	10 <sup>-6</sup> мм рт. ст.;
хладоноситель	жидкий азот;
минимальная температура криоэкранов	80 К;
степень черноты криоэкранов	≥0,92;
плотность потока внешнего излучения	1000—4000 Вт/м <sup>2</sup> ;
диапазон длин волн излучения	0,25—2,5 мкм;
потребляемая мощность стенда	≤10 кВт;
габаритные размеры стенда	8×8×3 м.

Внутри вакуумной камеры (ВК) макет КА закрепляется на опорно-подвесной системе. С помощью насосной системы откачки в вакуумной камере создается необходимое рабочее давление, затем в систему трубопроводов криогенных экранов (КЭ) поступает жидкий азот. После охлаждения КЭ до температуры жидкого азота включается имитатор солнечного или земного излучения (возможно одновременное их включение и параллельная работа). АМСИТ непрерывно измеряет температуру макета и КЭ, обрабатывает эту информацию и выводит ее на компьютер. Непрерывный контроль за величиной теплового потока излучений ИСИ и ИИЗ осуществляется с помощью датчика типа ФОА-035.

Вакуумная установка конструктивно состоит из вакуумной камеры и системы откачки. ВК представляет собой цилиндр с внутренним диаметром 1 м и высотой 2,5 м. Крышка плотно прилегает к фланцу обечайки камеры, создавая в камере герметичность. На поверхности фланца имеются вакуумные разъемы и отверстия для подключения к системам откачки и азотоснабжения, каналам электропитания блоков аппаратуры, линий связи датчиков температуры и теплового потока. Для подвода «солнечного» излучения к объекту испытания в стенке камеры имеются два иллюминатора из кварцевого стекла типа КВ диаметром 200 мм. Внутри камеры расположена криогенная система.

Система откачки ТВК-2,5 состоит из двух подсистем — форвакуумной и высоковакуумной, обеспечивающих различную степень вакуума в камере. Форвакуумная подсистема состоит из трех насосов типа 2НВР-5ДМ, натекателей, клапанов и создает предварительное разрежение 1—0,1 торр. Дальнейшее понижение давления в камере обеспечивается высоковакуумными насосами: турбомолекулярным ТМН-500, двумя магниторазрядными НОРД-250 и гетероионным 01АГМ-4000. При этом в объеме камеры получается безмасляный «чистый» вакуум со свойствами, приближенными к космическому пространству. Контроль степени вакуума производится вакуумметрами типа ВИТ-2М и ВМБ-5 с преобразователями ПМТ-2, ПМИ-2 и ПММ-32-1.

Криогенная система установки применяется с целью имитации процесса полного поглощения космическим пространством теплового излучения объекта. Криосистема выполнена из отдельных алюминиевых криопанелей — верхней, нижней и восьми боковых, охлаждаемых жидким азотом. Единица боковая криопанель представляет собой замкнутую по периметру алюминиевую трубу, к поверхно-

сти которой приварены три алюминиевые пластины. Труба каждой панели имеет верхний и нижний штуцеры, соединяющие их с кольцевым раздаточным и отводящим азотоколлекторами, которые соединены последовательно трубопроводами с верхней и нижней криопанелями. Для обеспечения наилучшего моделирования «черного» космоса лицевая часть криопанелей покрыта терморегулирующей черной эмалью АК-512 с коэффициентом поглощения солнечного излучения  $A_s \geq 0,93$ . Поверхности панелей, обращенные к стенкам вакуумной камеры, не окрашены, обладают высокой отражательной способностью и имеют относительную степень черноты  $\epsilon \leq 0,2$ . Конструктивная схема криогенной системы обеспечивает практически равномерную температуру поверхностей боковых криоэкранов с разбросом  $\pm 3$  К в тангенциальном направлении. Температура поверхностей боковых криопанелей составляет 80 К, верхней и нижней криопанелей — соответственно 120 и 80 К, что с достаточной степенью приближения моделирует «холодное» космическое пространство.

Автоматизированная многоканальная система измерения температуры предназначена для сбора информации от температурных датчиков и обработки ее на персональном компьютере. АМСИТ изготовлена в соответствии с разработанной НТУУ «КПИ» конструкторской документацией и прошла натурную апробацию при тепловакуумных испытаниях тепловой модели микроспутника МС-1-ТК-ТВ [4], микроспутника «EgypSat» и измерителя координат солнца [5]. АМСИТ имеет до 200 входных измерительных каналов.

Для измерения температуры в качестве первичных измерительных преобразователей применяются контактные термоэлектрические и терморезистивные датчики. Термоэлектрическими датчиками являются медь-константановые термопары с диаметром проводов 0,16/0,1 мм, а в качестве терморезистивных датчиков используются термопреобразователи типа ТСМ 2-3 (ПС У 14242882-98).

Работа системы осуществляется под управлением программного обеспечения «РВ-КПИ-ИИС», разработанного в НТУУ «КПИ» и ориентированного на эффективное и оперативное управление системой, предварительную обработку и графическое представление экспериментальных данных. Программа обеспечивает интерактивный ввод исходной информации и вывод результатов эксперимента в файл и на экран ПК.

Опорно-подвесная система состоит из наружного и внутреннего каркасов из черного алюминия профиля. Внутренний каркас дискретно перемещается в объеме ВК в двух горизонтальных направлениях. Наружный несущий каркас своими краями опирается на верхние торцы боковых криоэкранов. К внутреннему подвижному каркасу шпильками прикрепляется испытуемый макет КА. Перемещение макета в вертикальном направлении можно осуществлять за счет изменения длины резьбы шпилек, а в горизонтальном — с помощью подвижного каркаса. При проведении испытаний ось светового пучка ИСИ или ИИЗ отъюстирована таким образом,

что пучок направлен по нормали к облучаемой плоскости макета КА.

### Испытательное оборудование и проведение исследований

В состав испытательного оборудования входит:

1. Два оптических иллюминатора термовакuumной камеры —  $\varnothing 190$  мм для ОЭП «МСУ» и  $\varnothing 120$  мм для ОЭП «ССИК»;

2. Остов теплового макета КА (рис. 2) с имитаторами внешних и внутренних тепловых излучений, с макетом платформы КА для закрепления ОЭП с двумя кронштейнами-стаканами;

3. Имитатор теплового излучения Земли;

4. Радиоэлектронная аппаратура для контроля параметров и технических характеристик ОЭП;

5. Тестирующий оптический стенд, состоящий из источника света, коллиматора и диафрагмы для за- светки входных «зрачков» «МСУ» и «ССИК» через оптические иллюминаторы термовакuumной камеры.

Во время испытаний определялись величины смещения фокальных плоскостей «МСУ» и «ССИК» в условиях, имитирующих открытый космос, и с учетом рабочих характеристик пассивной системы термостабилизации ОЭП.

Расположение (топология) датчиков температуры на поверхностях макета и линз ОЭП, а также иллюминаторов камеры показаны на рис. 3—6.

В ходе испытаний в рабочем объеме камеры поддерживалось давление не более  $5 \cdot 10^{-3}$  мм рт. ст.; температура стенок криоэкранов вакуумной камеры — минус  $(180—155)^{\circ}\text{C}$ . Режим минимальных тепловых

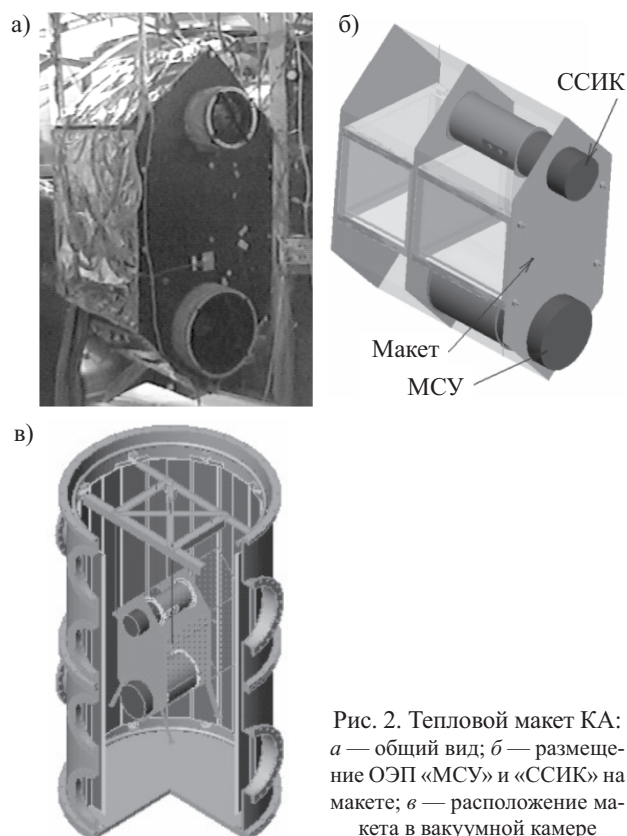


Рис. 2. Тепловой макет КА: а — общий вид; б — размещение ОЭП «МСУ» и «ССИК» на макете; в — расположение макета в вакуумной камере

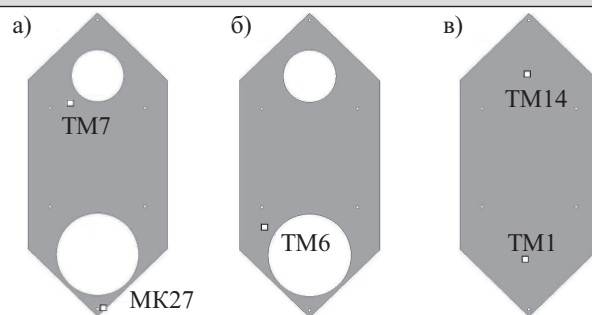


Рис. 3. Расположение термодатчиков на базисной (а) и установочной (б) плитах и на основании (в) макета КА

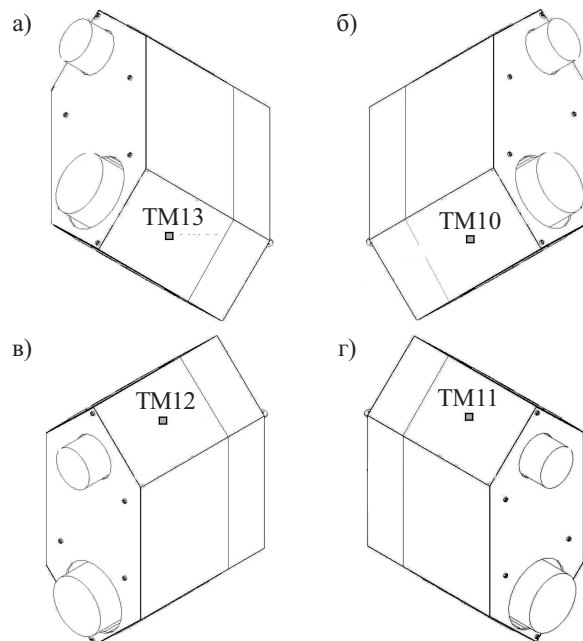


Рис. 4. Расположение термодатчиков на боковых экранах корпуса макета КА

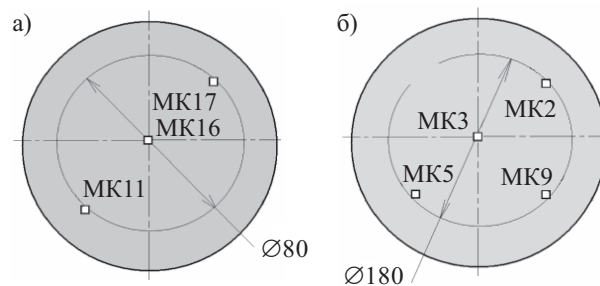


Рис. 5. Расположение термодатчиков на линзах ОЭП «ССИК» (а) и «МСУ» (б)

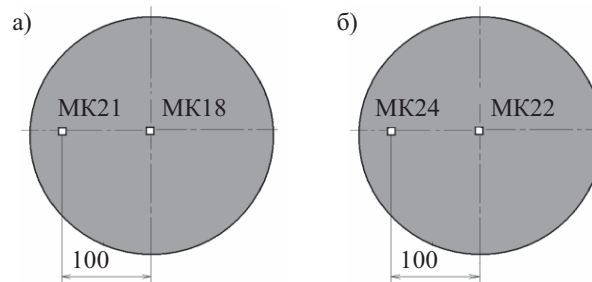


Рис. 6. Расположение термодатчиков на внутренней (а) и наружной (б) поверхностях верхнего иллюминатора

# ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ

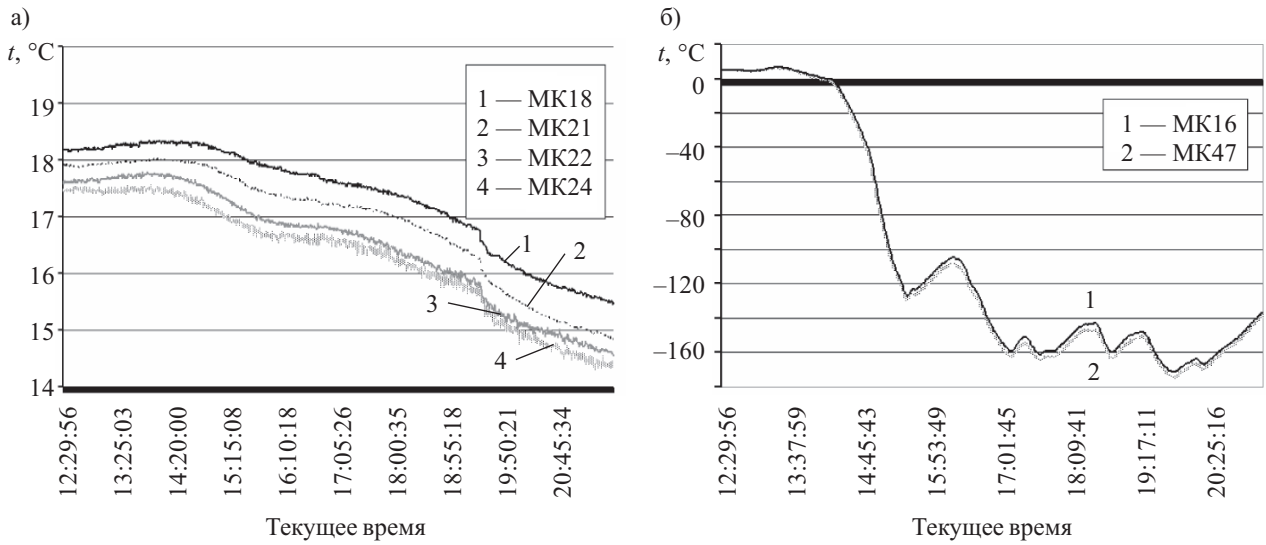


Рис. 7. Значения температуры на иллюминаторе (а) и на криозкранах (б)

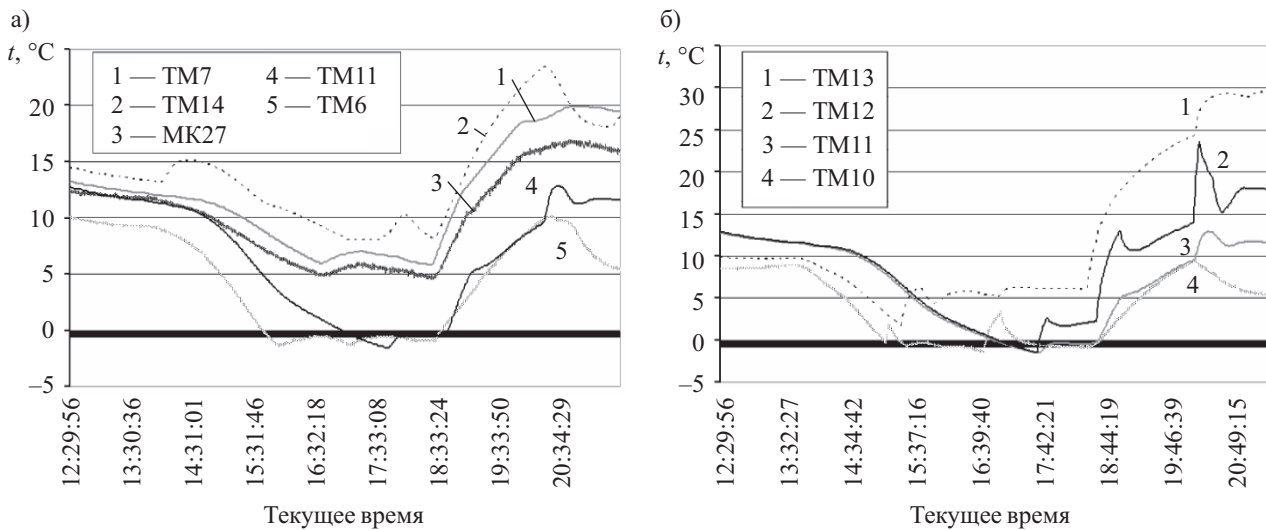


Рис. 8. Значения температуры на базисной и установочной плитах и на основании (а) и на боковых экранах корпуса (б)

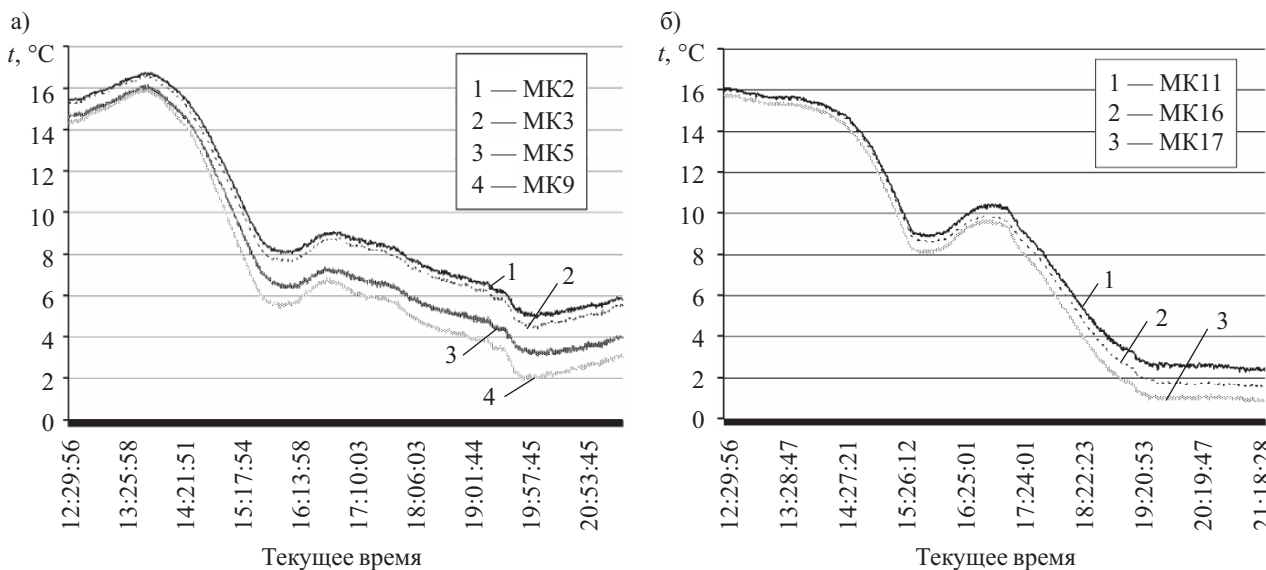


Рис. 9. Значения температуры на линзах ОЭП «МСУ» (а) и «ССИК» (б)



потоков обеспечивался при температуре базисной плиты  $(4 \pm 2,5)^\circ\text{C}$ , установочной —  $(0 \pm 2,5)^\circ\text{C}$ ; режим максимальных тепловых потоков — при  $(19 \pm 2,5)^\circ\text{C}$  на базисной плите и  $(6 \pm 2,5)^\circ\text{C}$  на установочной.

Имитаторы теплового излучения Земли располагались внутри камеры, имели световые зоны для оптической связи с ОЭП и воспроизводили собственное и отраженное излучения Земли.

Испытания проходили в следующей последовательности:

- в нормальных условиях измерялись положения фокальных плоскостей ОЭП «МСУ» и «ССИК»;

- определялись положения фокальных плоскостей ОЭП «МСУ» и «ССИК» в камере;

- осуществлялся выход термовакuumной камеры на рабочий режим с достижением давления  $5 \cdot 10^{-3}$  мм рт. ст.;

- осуществлялся выход ОЭП «МСУ» и «ССИК» в установившийся тепловой режим в выключенном состоянии при температуре платформы  $-5^\circ\text{C}$  и достижение интенсивности теплового излучения  $200 \text{ Вт/м}^2$ ;

- включались системы термостабилизации ОЭП «МСУ» и «ССИК», настроенные на температуру  $20^\circ\text{C}$ ;

- определялось время выхода ОЭП в установившийся тепловой режим;

- определялась величина смещения фокальных плоскостей ОЭП «МСУ» и «ССИК» с помощью оптического стенда.

Результаты исследований представлены на рис. 7—9. Здесь показаны значения температуры  $t_i$  основных узлов, элементов макета и ОЭП для любого момента времени проводимых испытаний.

При тепловых испытаниях установившимся считался режим в камере, когда средняя температура на криоэкранах (рис. 7, б) составляла  $-160^\circ\text{C}$ , что соответствовало времени 17:22 и являлось началом отсчета для снятия рабочих оптических характеристик «МСУ» и «ССИК». В этот момент на поверхностях установочной и базисной плит поддерживались минимально допустимые по условиям опыта температуры соответственно 0 и  $4^\circ\text{C}$ , отвечающие показаниям термодатчиков ТМ6, ТМ7, МК27. Их графические зависимости представлены на рис. 8. В этом режиме линзы постепенно охлаждались, причем для

«ССИК» процесс охлаждения шел интенсивнее, чем для «МСУ», из-за различия в размерах. Для линз обоих приборов в этом режиме температура не становилась ниже  $1^\circ\text{C}$  (рис. 9). Минимальный по тепловым потокам режим длился около одного часа и считался завершенным в 18:22.

Наибольшие значения температуры на установочной и базовой плитах были достигнуты в 20:19 и составили соответственно 6 и  $19^\circ\text{C}$  (рис. 8), что отвечало режиму максимальных тепловых потоков излучений. Несмотря на то, что указанный режим длился около часа, температура на поверхностях плит не стабилизировалась, и испытание завершилось в 21:19. Из анализа рис. 8, 9 видно, что наиболее «холодными» поверхностями в испытаниях оказались линзы ОЭП. Температура стекол иллюминаторов камеры за период испытаний постепенно снижалась, однако была не ниже  $14^\circ\text{C}$  (рис. 7, а).

\*\*\*

Тепловые испытания оптико-электронных приборов «МСУ» и «ССИК», установленных на тепловом макете космического аппарата, с реализацией средних температур эксплуатации спутника МС-2-8 в двух основных режимах показали нормальное функционирование ОЭП в условиях, имитирующих открытый космос.

#### ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ ИСТОЧНИКИ

1. Козлов Л. В., Нусинов М. Д., Акишин А. И. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды.— М.: Машиностроение, 1971.
2. Мартынов Д. А. Моделирование тепловых воздействий при проведении испытаний оптико-электронных приборов в вакууме // Оптический журнал.— 1994.— № 11.— С. 23—26.
3. Копятевич Р. М., Альтов В. В., Мишин Г. С. Тепловые режимы радиоэлектронных приборов космических аппаратов // Тр. Второй российской национальной конференции по теплообмену.— 1999.— Т. 1.— С. 129—132.
4. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хоминич В. И. и др. Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. Часть 1. Термовакuumная установка ТВК-2,5 // Космічна наука і технологія.— 2002.— Т. 8, № 1.— С. 37—41.
5. Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хайрнатов С. М. и др. Экспериментальное моделирование тепловых режимов эксплуатации оптико-электронного измерительного прибора для микро-спутника // Там же.— 2003.— Т. 9, № 4.— С. 34—39.

#### НОВЫЕ КНИГИ

##### НОВЫЕ КНИГИ



**Динеш С. Дьюб. Электроника: Схемы и анализ.— М.: Техносфера, 2008.— 432 с.**

Разработка и анализ электронных приборов и схем составляют неотъемлемую часть университетского курса физики. Книга представляет краткое, но всестороннее изложение данной темы. Освещены физические аспекты работы биполярных и полевых транзисторов, все схемы проанализированы с первооснов. Глава о производстве интегральных схем выделяет эту книгу из ряда аналогичных изданий. Простота и основательность изложения, большое количество примеров, задач и иллюстраций делают ее незаменимым пособием для студентов технических вузов