

УДК629.782

**Б. М. Рассемакин<sup>1</sup>, В. А. Рогачев<sup>1</sup>, В. И. Хоминич<sup>1</sup>,  
Ю. В. Петров<sup>2</sup>, С. М. Хайрнатов<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

<sup>2</sup>Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

**Экспериментальное моделирование  
тепловых режимов малогабаритных космических  
аппаратов и их внешних тепловых потоков.  
I. Термовакuumная установка ТВК-2.5**

*Надійшла до редакції 11.07.01*

---

Подаються основні принципи експериментального моделювання теплових режимів космічних апаратів в наземних установках. Описано моделюючу установку ТВК-2.5, її засобів і систем вимірювань, методик, створених в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут» і призначених для тепловакуумних випробувань малогабаритних космічних апаратів.

---

С развитием космической техники особое значение приобретает проблема обеспечения надежности и повышения срока активного существования (САС) космических аппаратов (КА). Одним из основных факторов, определяющих надежность и долговечность КА, является создание температурных условий, благоприятных для работы аппаратуры. Современная бортовая электронная аппаратура, как правило, работает в ограниченном температурном диапазоне. Отклонение температуры от допустимых пределов может привести к изменению электрических характеристик аппаратуры, снижению ее ресурса и к различным функциональным нарушениям. Например, повышение на 10...20 К температуры электронных блоков может на порядок увеличить частоту отказов их элементов. Таким образом, обеспечение оптимального теплового режима КА и его наиболее ответственных систем представляет собой актуальную научно-техническую задачу.

Тепловые взаимодействия КА с внешними источниками теплоты и космическим пространством изучены достаточно хорошо и определяются расчетны-

ми методиками с относительно высокой степенью точности. Однако достоверная информация о внутренних тепловых связях электронных приборов между собой и элементами конструкции КА может быть получена в основном только экспериментальным путем. Поэтому изучение сложных процессов теплообмена КА должно обеспечиваться гармоничным сочетанием методов расчетно-теоретического анализа и наземной экспериментальной отработки КА в моделирующей установке, поскольку зачастую ни один из этих подходов в чистом виде не может полностью гарантировать адекватного отображения процессов, имеющих место в натуральных условиях [2, 3, 5].

В настоящее время общепринятым считается [1, 4], что для полного исследования теплового режима КА в наземной экспериментальной установке достаточно воспроизвести следующие основные факторы космического пространства: высокий вакуум, излучение от Солнца и планет, температуру и степень черноты космического пространства.

На основе указанных выше требований в НТУУ

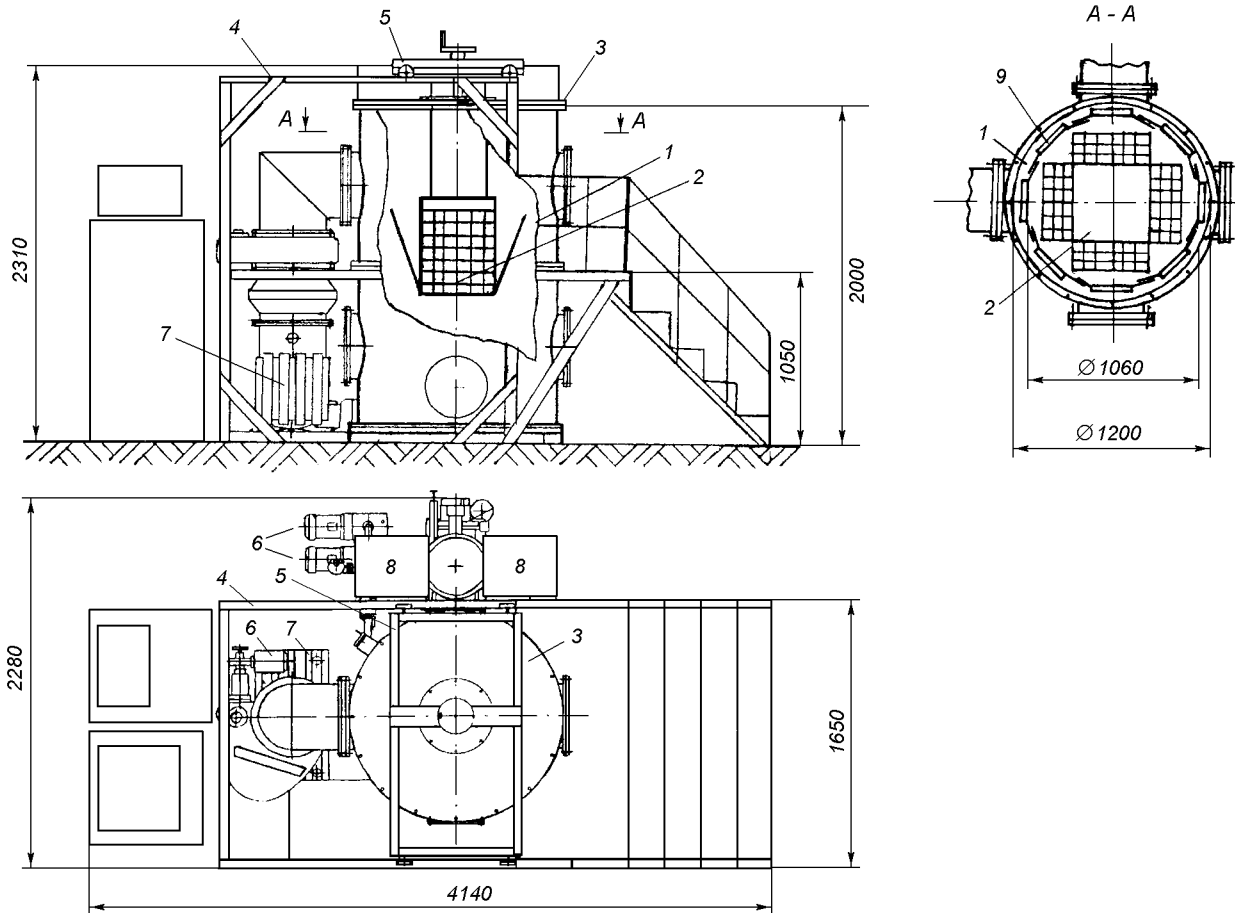


Рис. 1. Схема моделирующей установки ТВК-2.5: 1 — вакуумная камера, 2 — КА, 3 — верхняя крышка, 4 — рама, 5 — тележка, 6 — насос форвакуумный, 7 — насос турбомолекулярный, 8 — насос магнитоэридный, 9 — криопанели

КПИ разработан и создан экспериментальный стенд ТВК-2.5 для тепловвакуумных испытаний малогабаритных КА. Схематическое устройство и некоторые конструктивные особенности моделирующей установки представлены на рис. 1.

Вакуумная камера 1 установки представляет собой цилиндр диаметром 1.2 м и высотой 2.0 м из нержавеющей стали. Загрузка объекта испытаний 2 производится через верхнюю крышку 3 камеры, снабженную подъемно-поворотным механизмом, перемещающуюся по раме с направляющими 4 с помощью тележки 5. Полезный рабочий объем

камеры составляет  $2.2 \text{ м}^3$ .

Условия, моделирующие глубокий вакуум, обеспечивает вакуумная система, которая включает две подсистемы: предварительную и основную, создающих различную степень остаточного давления в камере. Форвакуумная подсистема включает три механических насоса 6 типа 2НВР-5ДМ с быстрой откачки  $5 \text{ дм}^3/\text{с}$  каждый и позволяет получить в камере давление  $0.01 \text{ Торр}^*$ . Дальнейшее уменьшение давления в камере осуществляется высоковакуумными насосами: турбомолекулярным ТМН-500 (7) и двумя магнитоэридными НМД-0.4-1

\* 1 Торр (= 1 мм рт. ст.) = 133.322 Па

(8). Применение в системе жидкостно-азотных ловушек уменьшает или предотвращает наличие паров органических веществ в камере. Контроль за величиной давления в рабочем объеме осуществляется вакуумметром ВИТ-3М с преобразователями типа ПМТ-2, ПМИ-2. Предельно достижимый вакуум в камере составляет  $5 \cdot 10^{-6}$  Торр. Теоретическое обоснование выбора средств откачки данной установки базируется на известных методах расчета газового потока из рабочего и исследуемого объемов. Критерием правильности такого расчета является соответствие расчетного и экспериментально полученного в камере остаточного давления.

Криогенная система установки применяется с целью моделирования полного поглощения имитируемым космическим пространством теплового излучения объекта. Конструктивно криосистема выполнена из отдельных алюминиевых криопанелей 10 — верхней, нижней и восьми боковых, охлаждаемых жидким азотом, расположенных внутри вакуумной камеры и полностью окружающих испытуемый КА. Единичная боковая криопанель представляет собой замкнутую по периметру заливную квадратную алюминиевую трубу, к поверхности которой приварены три алюминиевые пластины. Каждая из панелей имеет верхний и нижний штуцера, соединяющие их с кольцевым раздаточным и отводящим коллекторами. Для обеспечения наилучшего моделирования «черного» космоса, лицевая часть плоских криопанелей покрыта терморегулирующей черной эмалью АК-512 с коэффициентом поглощения солнечного излучения  $A_s \geq 0.93$ . Поверхности панелей, обращенные к стенкам вакуумной камеры, обладают относительно высокой отражательной способностью и имеют степень черноты  $\epsilon \leq 0.2$ .

Для подачи жидкого азота в криозкраны используется азотный питатель нагревательного типа АП -4 с регулирующей аппаратурой, устанавливаемый на стандартный сосуд Дьюара СК-40. Предусмотрена также прокачка азота с помощью наддува от компрессора. Заполнение рабочего объема криозкранов азотом производится через нижнюю криопанель, расположенную первой по ходу движения азота. Система азотоснабжения является коллекторно-одноконтурной заливной, с поднятым выше уровня криозкранов сосуда Дьюара. Снятие тепловой нагрузки с криозкранов осуществляется отводом теплоты путем саморегулируемого кипения жидкого азота. В процессе эксперимента рабочие объемы боковых и нижней криопанелей постоянно заполнены жидким азотом. Для захлаживания системы криозкранов от комнатных до рабочих температур требуется 200 ... 220 л жидкого азота.

Данная схема обеспечивает практически равномерную температуру поверхностей боковых криозкранов с разбросом  $\pm 3$  К в тангенциальном направлении. Температурные уровни поверхностей боковых криопанелей составляют 80 К, верхней и нижней криопанелей — 120 и 80 К соответственно. Расчеты показывают, что указанные температурные уровни криогенных панелей без значительных погрешностей в тепловом балансе испытуемого КА с достаточной степенью приближения моделируют «холодное» космическое пространство.

В качестве имитаторов внешнего излучения и внутренних тепловых нагрузок аппаратуры КА применяются тонкопленочные (40 мкм — полиимидная пленка, 10 мкм — резистивный слой) напыленные электронагреватели, разработанные и изготовленные в НТУУ КПИ [8]. Тепловые воздействия на объект исследования моделируются путем изменения площади и величины тепловой мощности электронагревателей. Равномерный теплоподвод в них обеспечивается за счет однородного распределения на поверхности пленки напыленного токопроводящего слоя и за счет надежного закрепления электронагревателя на поверхности КА с помощью высокотеплопроводной композиции и прижатия поверхностей в вакууме, создающим прочные теплостойкие соединения. Предварительная оценка показала, что равномерное распределение плотностей внешних тепловых потоков на поверхностях КА с помощью пленочных нагревателей воспроизводится с погрешностью в диапазоне  $\pm (7 \dots 10) \%$ . Коэффициент теплового излучения электронагревателей составляет  $\epsilon = 0.85 \dots 0.88$  и близок к степени черноты терморadiационного покрытия поверхностей КА. Количество и мощности нагревателей, используемых при тепловакуумных испытаниях КА, определяются его конструктивными особенностями, формой, габаритами, ориентацией в полете, требованиями к точности поддержания температурного режима и т. д. Величины мощностей нагревателей, имитирующих внешние тепловые потоки, рассчитываются по известным численным методикам в условиях испытаний КА в термовакуумной камере [10].

Величины мощностей нагревателей, имитирующих внутренние тепловыделения приборов КА, задаются в соответствии с техническими требованиями, предъявляемыми к бортовой аппаратуре, функционирующей на орбите и исходя из условий обеспечения ее оптимального теплового режима.

Метод имитации внешних тепловых потоков с помощью тонкопленочных нагревателей успешно апробирован при испытаниях сотопанелей с тепловыми трубами для геостационарного спутника в

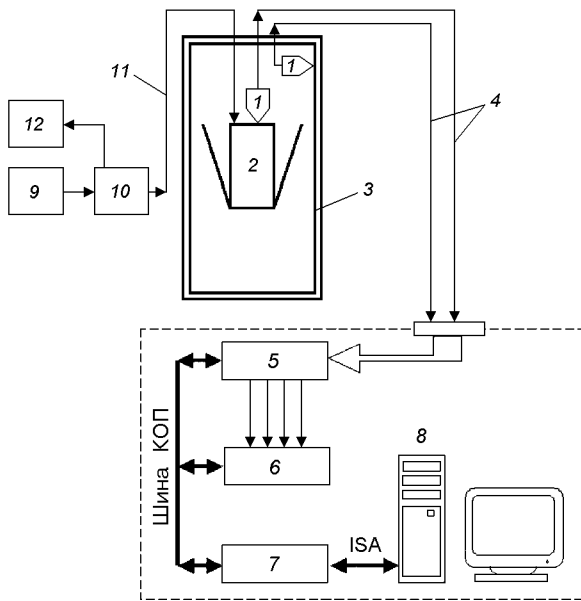


Рис. 2. Структурная схема АМСИТ для тепловвакуумных испытаний КА: 1 — датчики температур, 2 — космический аппарат, 3 — криозщиты, 4 — измерительные каналы, 5 — коммутатор, 6 — вольтметр, 7 — интерфейсная плата КОП, 8 — ПЭВМ, 9 — источники питания, 10 — коммутатор управляющий, 11 — каналы управления, 12 — каналы управления

НПО «Прикладной механики» (Россия, г. Красноярск-26) [9].

Вместе с тем следует отметить, что моделирование внешнего теплового воздействия указанным методом требует достаточно точного теоретического расчета падающего теплового потока на различные поверхности КА и достоверного знания их радиационных характеристик. Кроме того, клеевая технология крепления нагревателей к рабочим поверхностям исключает применение данного метода имитации на штатных полетных КА.

Для планируемого эксперимента максимальное количество каналов автоматизированной многоканальной системы измерения температуры (АМСИТ) составляет 96, из них 80 измерительных и 16 управляющих. Время опроса датчиков температуры лежит в пределах 0,4 ... 0,8 с, а длительность непрерывной работы комплекса превосходит 48 часов.

Для измерения температуры на поверхностях КА и криозщитов в качестве первичных измерительных преобразователей (ПИП) применяются контактные термоэлектрические и терморезистивные преобразователи.

Термоэлектрические датчики (термопары) выполнены из медь-константановых термоэлектродов и расположены на контролируемых внешних и внутренних поверхностях КА. Термометры сопротивления равномерно размещены на тыльной стороне поверхностей криозщитов. Термометры разработаны в НТУУ КПИ и представляют собой миниатюрные датчики габаритами  $2 \times 6 \times 0,5$  мм, чувствительные элементы которых созданы методом напыления и микроэлектронной технологии [6].

Структурная схема АМСИТ представлена на рис. 2.

Измеряемые сигналы ПИП 1, расположенных на поверхностях КА 2 и криозщитов 3 по каналам связи 4 поочередно поступают на коммутатор 5, управляемый по интерфейсу КОП 7 ПЭВМ 8. Вольтметр 6 измеряет сигналы коммутируемых датчиков температуры и по шине через интерфейс КОП передает информацию в компьютер, где производится их дальнейшая обработка.

Питание пленочных электронагревателей осуществляется стабилизированными источниками постоянного тока 9. Регулирование и управление тепловыми нагрузками электронагревателей производится с помощью коммутирующего устройства 10 через каналы управления 11. Визуальный контроль тепловых мощностей обеспечивается с помощью электродинамического ваттметра 12.

Работа АМСИТ осуществляется под управлением специального программного обеспечения с возможностью использования стандартных ППП «MathCAD», «MS Excel» и разработанным в НТУУ «КПИ» ППП «Dwumer», ориентированных на таблично-графическое представление экспериментальных данных и предварительную их обработку.

На моделирующем стенде ТВК-2.5 в ноябре-декабре 2000 г. впервые на Украине проведены тепловвакуумные испытания разработанного и изготовленного в ГКБ «Южное» полномасштабного теплового макета микроспутника МС-1-ТК-ТВ.

1. Андрейчук О. Б., Малахов Н. Н. Тепловые испытания космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1982. — 202 с.
2. Анфимов Н. А. Современные проблемы теплообмена в ракетно-космической технике // Тр. второй российской национальной конференции по теплообмену. — 1999. — Т. 1. — С. 33—36.
3. Имитация космических условий при испытаниях непилотируемых летательных аппаратов (Обзор) // Вопросы ракетной техники. — 1966. — № 10, 11. — С. 11—21.
4. Козлов Л. В., Нусинов М. Д., Акишин А. И. и др. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. — М.: Машиностроение, 1971. —

- 382 с.
5. 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.
  6. Пат. 1798821 Россия, МКИ<sup>4</sup> H01 C 7/02. Термопреобразователь. — Оpubл. 19.10.92.
  7. Пат. 1798822 Россия, МКИ<sup>4</sup> H 01 C 7/02. Датчики температуры. — Оpubл. 27.09.93.
  8. Тонкопленочные нагревательные элементы. Diploma. EAST-WEST EURO INTELLECT. Bulgaria, 1998 г.
  9. Rassamakin B. M., Semena M. G., Badayev S. J., et al. High effective aluminium heat control systems of honeycomb pannel platform of the Ukrainian space vehicle // 10-th International heat pipe conf. (X IHPC). — Stuttgart (Germany), 1997.—В-2.
  10. Romanenko V. G., Kislov A. M., Petrov Yu. V. The Code TRASSA for Computation of Unstationary Thermal States of Spacecraft Equipment Modules // Proc. 4<sup>th</sup> Ukr.-Rus.-China

Symp. Space Sci. Technol., 12—17 Sept. 1996. — Kyiv, 1996.—Vol. 1.—P. 185—187.

---

**EXPERIMENTAL MODELING OF HEAT MODES OF SMALL SPACE VEHICLES AND THEIR EXTERNAL HEAT FLOWS. I. TVK-2.5 HEAT VACUUM PLANT**

**B. M. Rassamakin, V. A. Rogachev, V. I. Khominich, Yu. V. Petrov, S. M. Khayrnasov**

The main principles experimental modeling of spacecraft (SC) heat modes with laboratory equipment are given. The TVK-2.5 modeling plant, its measuring means and systems, and techniques which were designed at National Technical University of Ukraine “Kyiv Polytechnical Institute” for heat vacuum tests of small SC are described.