

© Р. В. Гаврилов¹, Ю. А. Меленевский¹, С. Н. Конюхов²,
В. И. Драновский², М. И. Кошкин², Ю. С. Алексеев³,
А. С. Коротков³, В. А. Щеголь³, В. А. Соколов³,
В. В. Еременко⁴, В. Г. Комаров⁵, Е. И. Махонин⁵

¹Спеціальне конструкторсько-технологічне бюро з кріогенної техніки ФТІНТ НАНУ, Харків

²Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

³Державне підприємство «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод», Дніпропетровськ

⁴Фізико-технічний інститут низьких температур НАНУ, Харків

⁵Національне космічне агентство України, Київ

СТЕНД ДЛЯ ТЕПЛОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Стенд тепловакуумных випробувань КА призначено для імітації космічного вакуума, холодного космічного простору, оптичного випромінювання Сонця і Землі, включаючи альбедо с метою визначення впливу цих факторів на тепловий режим конструкції і апаратури КА, розміщеного в кріовакуумній камері стенду на опорно-поворотному вузлі, що імітує рух КА по заданій орбіті навколо Землі.

Введение. Неодинаковость нагрева отдельных частей КА в полете, изменение во времени коэффициентов поглощения и степени черноты наружных его поверхностей, учет рассеивания внутренней энергии — все это требует специальных, подчас весьма сложных экспериментальных исследований, которые целесообразно проводить при наземной отработке летательных аппаратов с помощью специальных установок, в той или иной степени имитирующих условия космического пространства.

Широко известные большие имитаторы Солнца с диаметром пучка 6 и более метров. Такие стенды очень дорогие не только в изготовлении, но и в эксплуатации. Для испытаний больших КА они, конечно, необходимы. Но в последнее время наблюдается большой интерес к малым КА. Для их тепловакуумных испытаний необходимы более простые и дешевые (особенно в эксплуатации) стенды. Все эти тенденции учтены в предлагаемой разработке. При этом обеспечивается достаточно близкая имитация реальных условий полета КА. Еще одной отличительной особенностью описываемого стенда является его мобильность. Стенд установлен на железнодорожных тележках, что позволяет при необходимости, несмотря на большой вес (около 20 т), установить стенд в удобном для испытания месте.

Сост ав ст енда. Испытываемый космический аппарат устанавливается внутри криовакуумной камеры стендового комплекса на опорно-поворотном устройстве, имитирующем движения КА в

орбитальном полете вокруг Земли. В состав СТВИ входят имитаторы космического пространства и системы, обеспечивающие его работоспособность при проведении тепловакуумных испытаний космических аппаратов:

- вакуумная камера;
- имитатор «холодного» космического пространства;
- система вакуумирования;
- имитатор солнечного излучения;
- имитатор излучения Земли;
- опорно-поворотное устройство;
- система управления, измерения и обработки параметров аппаратуры стендов тепловакуумных испытаний и система контроля параметров элементов конструкции КА.

На рис. 1 показана упрощенная схема компоновки стендового комплекса для тепловакуумных испытаний космических аппаратов.

Вакуумная камера. Вакуумная камера предназначена для создания замкнутого герметичного пространства, в котором имитируются внешние условия функционирования КА на орбите (вакуум, излучения Солнца, Земли, холода космического пространства), а также для размещения в ней истыковки испытываемого объекта (КА или его теплового макета) с узлами, агрегатами и другими системами и оборудованием. Обеспечена возможность визуального наблюдения за процессом испытаний КА. Внутренние размеры вакуумной камеры:

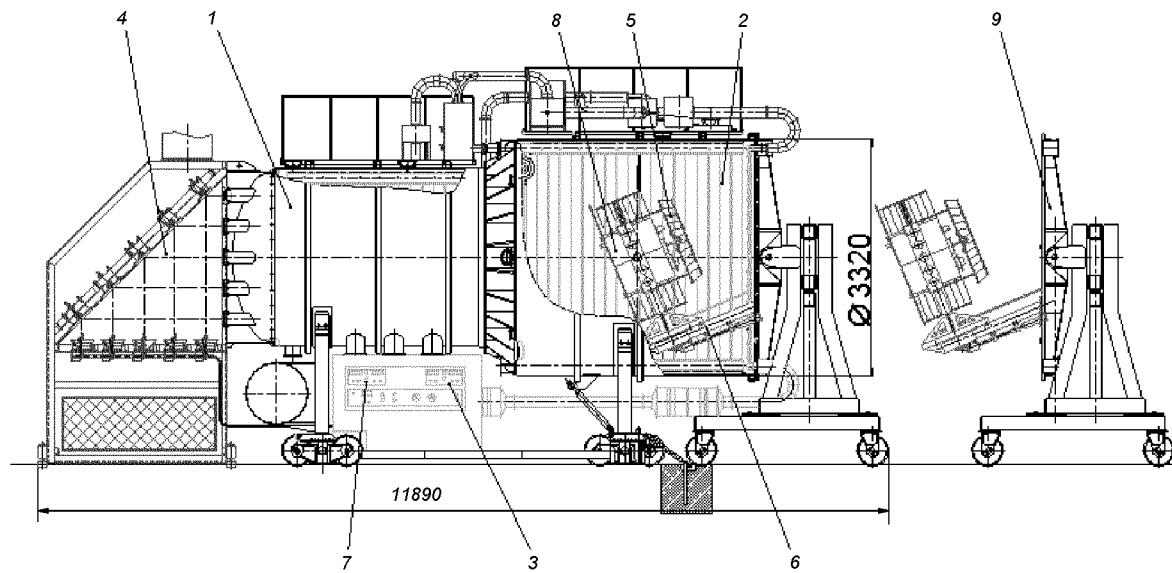


Рис. 1. Схема компоновки стендового комплекса для тепловакуумных испытаний космических аппаратов: 1 — вакуумная камера, 2 — имитатор «холодного» космического пространства, 3 — система вакуумирования, 4 — имитатор солнечного излучения, 5 — имитатор излучения Земли, 6 — опорно-поворотное устройство, 7 — система управления, измерения и обработки параметров аппаратурой стенда тепловакуумных испытаний и система контроля параметров элементов конструкции КА, 8 — испытываемый КА, 9 — положение крышки камеры при установке КА

- диаметр до 3280 мм;
- длина 6725 мм.

Конструкция вакуумной камеры и опорно-поворотного устройства обеспечивает возможность монтажа КА с габаритами до 2 м и массой не менее 200 кг. Расположение вакуумной камеры стенда — горизонтальное. Плоская отстыковываемая крышка камеры, вместе со смонтированным на ней опорно-поворотным устройством, может перемещаться на тележке по рельсовому пути на расстояние до 3 м для установки КА (рис. 2).

Имитатор «холодного» космического пространства. Модель космического пространства, полностью поглощающего тепловую радиацию КА и ничего не излучающего на его поверхность, представляет среду с коэффициентом поглощения, равным единице при температуре, близкой к 0 К. Практически такая модель выполнена в виде экранов, помещенных в вакуумную камеру и окружающих испытуемый объект (рис. 3). Изнутри экраны покрыты краской, имеющей коэффициент поглощения для радиации Солнца и Земли не менее 0.90 ($\lambda = 0.3\ldots4$ мкм); снаружи экраны имеют большой коэффициент отражения. Покрытие экранов обладает низкой упругостью паров, стойкостью при облучении ультрафиолетовой радиацией, постоянством во времени коэффициента поглощения при

изменениях температуры. Достаточно хорошая имитация космического пространства достигается путем охлаждения экранов жидким азотом (77—100 К). В этом случае собственное излучение внутренней поверхности экрана не превышает 0.5 % излучения КА (при средней его температуре 300 К и при отношении излучающих поверхностей экрана и спутника не менее 2:1).

Вакуумно-откачная система. Система вакуумирования, состоящая из безмасляной форвакуумной системы и высоковакуумной системы из криогенных и турбомолекулярных насосов, обеспечивает выход на рабочий режим до остаточного давления в вакуумной камере не выше 1 мПа за время не более 10 ч. Контроль остаточного газового состава, включая газовыделение исследуемого КА, осуществляется масс-спектрометром.

Имитатор солнечного излучения. Имитатор солнечного излучения обеспечивает в пятне облучения диаметром 2.2 м среднюю освещенность 1300...1500 Вт/м² в интервале длин волн 0.3...2.5 мкм. Спектральное распределение соответствует спектру излучения Хе-лампы, близкому к солнечному спектру. В области референтной плоскости диаметром 2 м средняя квадратичная неравномерность освещенности менее 10 %, угол расходимости потока излучения менее 5°. Оптическая

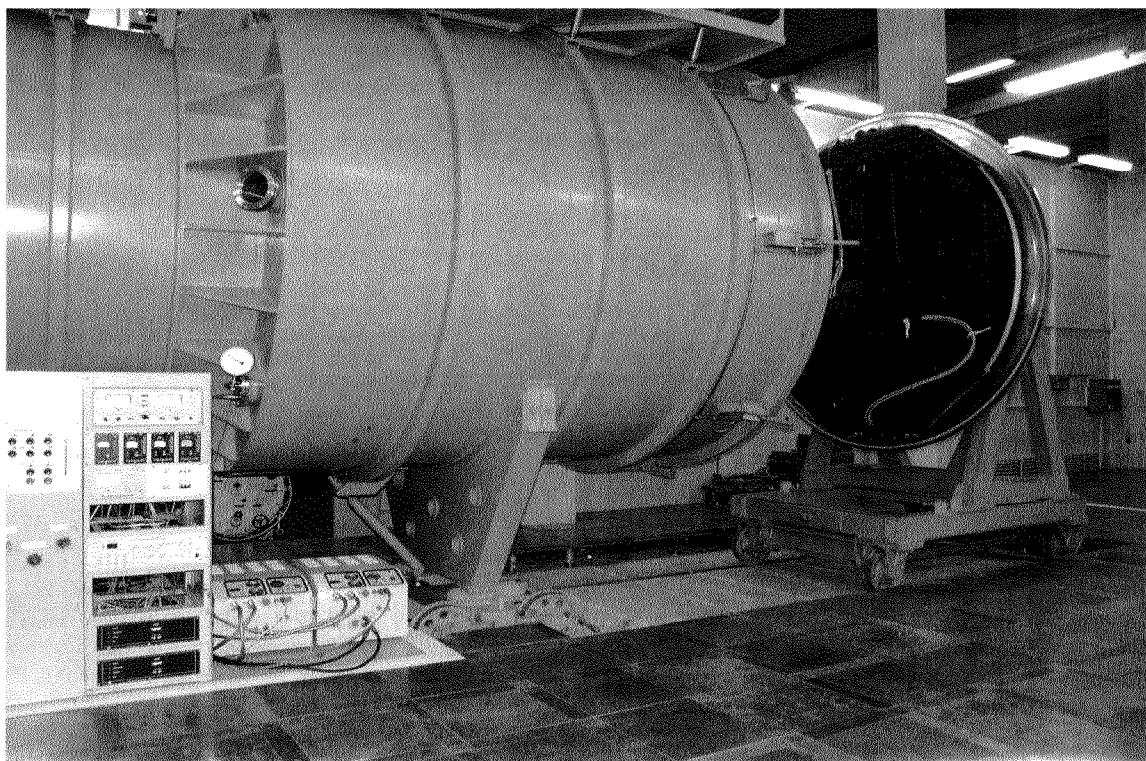


Рис. 2. Вакуумная камера с открытой крышкой

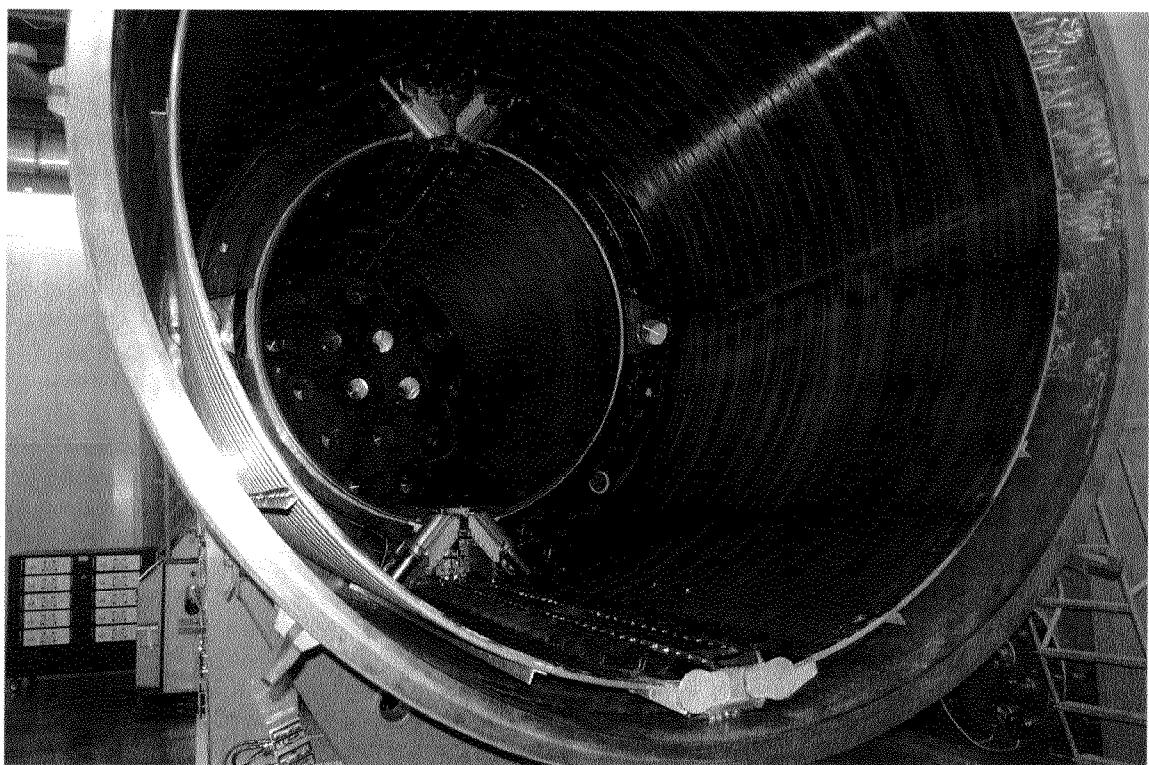


Рис. 3. Азотные экраны камеры

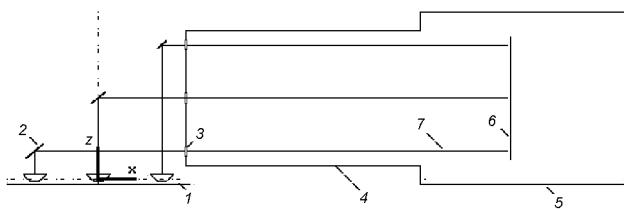


Рис. 4. Схема компоновки трех световых каналов: 1 — ламповый модуль, 2 — плоское зеркало, 3 — входное окно, 4 — камера-1: длина 3400 мм, диаметр 2200 мм. 5 — камера-2: длина 3050 мм, диаметр 3280 мм

система имитатора построена по многомодульной схеме и содержит 19 световых каналов. Световые каналы имеют наиболее простую оптическую схему без интегратора и коллимационного зеркала. Каждый световой канал включает: короткодуговую Хелампу мощностью 5 кВт, зеркальный эллипсоидный отражатель, плоское зеркало, входное окно вакуумной камеры (пластина или линза из кварца). На рис. 4 показана схема компоновки трех световых каналов оптической системы имитатора. Распределения освещенности $E(\rho)/E_{\max}$ и угла расходимости $\gamma(\rho)/\gamma_{\max}$ по радиусу ρ приведены выше в работе [2, рис. 2].

Имитатор излучения Земли подробно описан в работе [1]. Он предназначен для облучения поверхностей КА управляемым потоком ИК-излучения. На элементах КА воспроизводится суммарная плотность поглощенных потоков собственного и отраженного солнечного излучения от Земли на рассматриваемых витках орбиты. Угловое распределение натурных потоков излучения от Земли, падающих на элементы КА, не воспроизводится.

Имитатор представляет собой систему панелей с дискретными линейчатыми излучателями, которые нагреваются электрическим током. Отличительной особенностью имитатора является то, что панели излучателей закреплены на опорно-поворотном устройстве и вместе с КА совершают программные повороты относительно потока излучения от имитатора Солнца. Это позволяет воспроизводить в наземных испытаниях нестационарные тепловые режимы КА на витке при согласованном изменении поглощенных его элементами потоков излучения от имитаторов Земли и Солнца. Все панели разделены на три секции, в каждой секции излучатели имеют свою, но одинаковую температуру. Каждая секция имеет измеритель температуры. Сигналы от них поступают в систему управления, которая поддерживает требуемые значения температуры каждой секции в зависимости от режима испытаний и

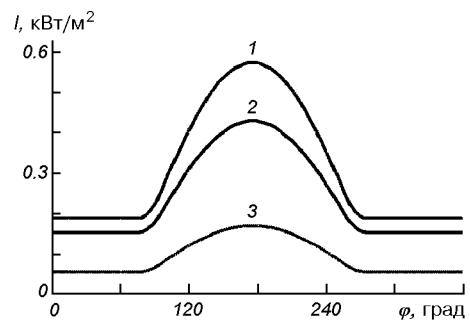


Рис. 5. Пример циклограммы работы имитатора Земли: 1 — облученность установочной плиты, 2 — панелей солнечных батарей, 3 — тепловых экранов

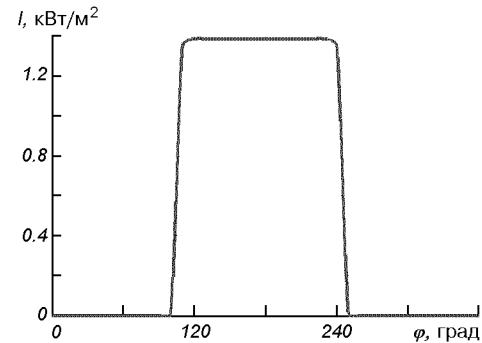


Рис. 6. Пример циклограммы работы имитатора Солнца

имитации взаимного расположения Солнца, Земли и КА на расчетной орбите. При имитации облученности КА на освещенных участках орбиты обеспечивается плотность теплового потока от Земли до $700 \text{ Вт}/\text{м}^2$.

Приведем для примера некоторые характеристики облучения имитаторами излучения Земли и Солнца микроспутника при его испытаниях в тепловакуумной камере. Микроспутник имеет форму параллелепипеда с четырьмя панелями солнечных батарей [1, рис. 1]. В орбитальном полете продольная ось микроспутника направлена в надир. Орбита солнечно-синхронная с наклонением $i = 98.06^\circ$, период обращения 98 мин. Рассматривается виток, для которого угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце $\beta = 22.5^\circ$; Солнце находится вблизи точки весеннего равноденствия. На рис. 5 приведены распределения плотности потоков от имитатора Земли, падающие на некоторые элементы микроспутника при его вращении в опорно-поворотном устройстве. Циклограмма облучения имитатором солнечного излучения референтной плоскости, в зоне которой расположен микроспутник, приведена на рис. 6.

Опорно-поворотное устройство включает в свой состав электрический привод, кинематический редуктор, поворотную платформу — узел крепления КА, узел укладки кабельной сети и контроллер управления, регулирующий направление и скорость вращения поворотной платформы. Поворотный узел крепления КА обеспечивает ориентацию оси вращения КА относительно светового потока имитатора Солнца под углом 67,5°. Незначительная модернизация опорно-поворотного устройства позволит испытывать КА с другими орбитами.

Система управления, измерения и обработки информации осуществляет регулирование следующими процессами:

- поддержания заданного уровня жидкого азота в секциях радиационного экрана;
- управление масс-спектрометром;
- управление приводом опорно-поворотного устройства по заданной программе;
- измерение температуры и ее поддержание в секциях излучателей имитатора Земли;
- управление световым потоком 19 Xe-ламп для поддержания заданного светового потока каждой лампы;
- контроль за функционированием всех обеспечивающих систем стенда.

Система контроля параметров элементов конструкции КА обеспечивает измерение температурных

полей испытуемого КА и параметров его функционирования.

Заключение. Стенд установлен в ГП ПО ЮМЗ и в настоящее время осуществляется его эксплуатация по назначению. Результаты испытаний полностью подтвердили правильность выбранных инженерных решений.

1. Гаврилов Р. В., Кислов А. М., Меленевский Ю. А., Церковный А. И. Имитатор излучения Земли для термовакуумных испытаний космических аппаратов // Космічна наука і технологія.—2004.—10, № 5/6.—С. 35—38.
2. Гаврилов Р. В., Кислов А. М., Романенко В. Г. Моделирование лучистых потоков в имитаторах солнечного излучения // Космічна наука і технологія.—2004.—10, № 5/6.—С. 38—41.

STAND RIG FACILITY FOR THERMO-VACUUM TESTING OF SPACE VEHICLES

R. V. Gavrylov, Yu. A. Melenevskiy, S. N. Konyukhov,
V. I. Dranovskiy, M. I. Koshkin Yu. S. Alekseev,
A. S. Korotkov, V. A. Shogol, V. A. Sokolov,
V. V. Eremenko, V. G. Komarov, E. I. Makhonin

The stand rig facility for thermo-vacuum testing of space vehicles is described. It is intended for simulation of space vacuum, cold space environment, electromagnetic radiation of the Sun and Earth, and the Earth's albedo to determine the influence of those factors on thermal regime of hardware and instruments of the space vehicles.