

УДК 539.4

**Р. В. Гаврилов**

Спеціальне конструкторсько-технологічне бюро з кріогенної техніки  
Фізико-технічного інституту низьких температур ім. Б. І. Веркіна НАН України, Харків

# Наземные и орбитальные исследования материалов, процессов и конструкций ракетно-космической техники. Создание наземной имитационной базы

*Надійшла до редакції 07.02.05*

Описуються науково-дослідні та дослідно-конструкторські роботи, що проводяться останнім часом в СКТБ ФТІНТ НАНУ за напрямками: вплив факторів космічного простору на терморадіаційні властивості покрить, які застосовуються для «радіаційного» охолодження космічних апаратів; теоретичні дослідження теплових режимів космічних апаратів; створення стендів для імітації впливу факторів космічного простору; підготовка орбітальних експериментів на РС МКС; розробка бортових систем охолодження.

## 1. ВЛИЯНИЕ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА НА ПОКРЫТИЯ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ДЛЯ РАДИАЦИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Это направление включает в себя разносторонние физические исследования, направленные на решение проблемы обеспечения работоспособности, надежности и долговечности широкого класса используемых в аэрокосмической технике конструкционных и функциональных материалов и покрытий (металлов, сплавов, композитов, керамики, стекол, пластиков и др.) в экстремальных эксплуатационных условиях (низкие и очень низкие температуры, глубокий вакуум, жидкие и газообразные криогенные среды, высокие магнитные поля, высокие статические, динамические и знакопеременные циклические нагрузки, многократные градиентные термонагрузки, электромагнитное излучение Солнца и потоки корпускулярного излучения в широком диапазоне энергий).

Работы в этом направлении в СКТБ ФТИНТ ведутся в интересах украинских предприятий космической отрасли и по заказам российских космических организаций [4, 7, 11, 12].

В течение последних двух лет на имитационной базе СКТБ проводятся систематические исследова-

ния физических свойств новых функциональных и конструкционных материалов отечественной разработки с целью определения их пригодности к эксплуатации в условиях космоса и установления ресурса их работоспособности при воздействии факторов космического полета. Результаты таких исследований кладутся в основу рекомендаций по использованию материалов и по совершенствованию технологий их изготовления.

*Терморадиационные свойства покрытий.* В конструкциях современных космических аппаратов, а именно в пассивных системах терморегулирования, широко используются лакокрасочные материалы в качестве терморегулирующих покрытий (ТРП). Нанесенные на внешнюю поверхность аппарата, они предназначены для поддержания определенного теплового режима объекта за счет установления баланса между поступающей тепловой энергией (поглощаемой из окружающей среды и выделяемой внутренними источниками тепла) и энергией, излучаемой поверхностью космического аппарата в окружающую среду. Этот баланс особенно важен для пилотируемых космических аппаратов, к которым предъявляются наиболее жесткие требования, и для которых лучистый теплообмен является единственной формой теплообмена с окружающей средой.

Основным внешним источником энергии является солнечное излучение, а главным (в космическом аппарате — единственным) путем сброса теплоты оказывается собственное тепловое излучение наружной поверхности объекта. Поэтому эффективность материала ТРП характеризуется двумя основными оптическими (терморадиационными) параметрами: коэффициентом поглощения солнечного излучения  $A_s$  и коэффициентом излучения (черноты)  $\varepsilon$ . Температура тела, освещаемого Солнцем, определяется соотношением оптических параметров наружной поверхности  $A_s/\varepsilon$ . Для отражающих покрытий характерны значения  $A_s < 0.2$  и  $\varepsilon < 0.2$  и отношение  $A_s/\varepsilon = 1$ ; для поглащающих —  $A_s > 0.9$  и  $\varepsilon > 0.9$  при  $A_s/\varepsilon = 1$ . Солнечные отражатели характерны тем, что для них  $A_s < 0.2$  и  $\varepsilon > 0.9$ . Солнечные поглотители — это материалы, для которых  $A_s \approx 1$  и  $\varepsilon < 0.1$ .

Интегральный коэффициент излучения  $\varepsilon$  в ИК-области определялся в спектральном диапазоне  $\lambda\lambda = 3—40$  мкм. При температурах, близких к нормальной ( $20$  °C), около 97 % излучения черного тела заключено именно в этом участке спектра. Интегральный коэффициент поглощения солнечной энергии  $A_s$  измерялся в интервале длин волн  $\lambda\lambda = 0.3...2.4$  мкм, так как практически вся энергия солнечного излучения приходится на эту область спектра.

Объектами исследования служили белые и черные лакокрасочные покрытия, нанесенные на подложки из алюминиевого сплава, и фрагменты каркаса солнечных батарей. Терморадиационные характеристики измерялись в исходном состоянии, а также после воздействия моделируемых в наземных имитаторах факторов космического пространства (ФКП). Одновременно с оптическими измерениями изучались также процессы газовыделения и потери массы образцами ТРП.

Проведенные исследования показали, что воздействие искусственных ФКП по-разному влияет на оптические характеристики и состояние поверхности. Так, одновременное воздействие потоков протонов и электронов  $1.625 \cdot 10^{11} \text{ см}^{-2}\text{s}^{-1}$  с энергией 150 кэВ (что соответствует пяти годам нахождения аппарата на орбите высотой 700 км) и электромагнитного излучения Солнца с интенсивностью  $0.14 \text{ Дж}/\text{см}^2$  в диапазоне длин волн  $\lambda\lambda = 0.25...2.5$  мкм привело к заметному увеличению значений  $A_s$  (1.5—2 раза); при этом величина  $\varepsilon$  практически не изменилась. В то же время было обнаружено заметное снижение  $\varepsilon$  в образцах, подвергнутых термоциклированию в интервале 20...300 К, что связывается с растрескиванием по-

крытий. Несколько неожиданным оказалось отсутствие заметного влияния на оптические свойства поверхности сотовых панелей, облученных электронами с энергией 1 МэВ.

Масс-спектрометрическое исследование газовыделения в вакууме сотовых конструкций с углепластиковой обшивкой при воздействии электромагнитного излучения показало, что процессы потери массы и обезгаживание образцов имеют тенденцию к насыщению. В заключительных спектрах остаются пики масс диапазона 2—45 а. е., интенсивность пиков зависит от температуры образцов.

## 2. ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. СОЗДАНИЕ ИМИТАЦИОННЫХ СТЕНДОВ

### 2.1. Пакет программ TANSAT для тепловых расчетов космических аппаратов в условиях орбитального полета и при проведении наземных термовакуумных испытаний

Пакет программ TANSAT разработан для расчета нестационарных температурных полей и тепловых потоков в элементах КА с активными и пассивными системами терморегулирования в условиях орбитального полета и при термовакуумных испытаниях в имитаторах космического пространства [5].

При решении задачи сложного теплообмена в системе элементов КА моделируется воздействие нестационарных внешних (Солнце, Земля, элементы камеры имитатора) и внутренних тепловых источников/стоков, диффузное или диффузно-зеркальное отражение излучения, анизотропная теплопроводность элементов конструкции. Учитываются вековые возмущения параметров орбиты и заданная временная зависимость ориентации КА в полете. При испытаниях КА в термовакуумном

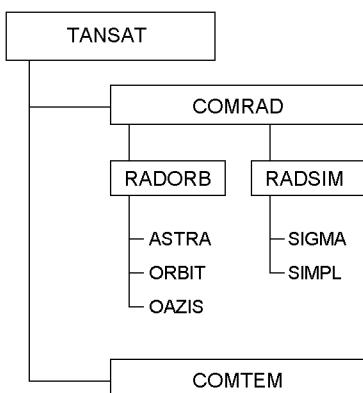


Рис. 1. Состав пакета TANSAT

имитаторе моделируется воздействие на объект испытаний потоков излучения от имитаторов Солнца и Земли.

В состав пакета TANSAT, показанном на рис. 1, входят программные системы COMRAD и COMTEM. Система COMRAD предназначена для формирования оптико-геометрических моделей КА и решения задач внешнего и внутреннего лучистого теплообмена соответственно при орбитальном полете (подсистема RADORB) и при термовакуумных испытаниях (RADSIM).

Программная система COMTEM предназначена для расчета температурных полей в элементах КА, при работе в пакетном режиме она использует результаты, полученные программной системой COMRAD.

Программы пакета тестираны на задачах, для которых решения получены аналитически или другими численными методами. В зависимости от постановки задачи программы могут работать автономно или в составе пакета.

**ПРОГРАММА СИСТЕМА COMRAD.** Подсистема RADORB. Программная подсистема включает программы ASTRA, ORBIT, OAZIS и используется при расчете теплового режима КА в условиях орбитального полета.

ASTRA предназначена для автоматизированного построения оптико-геометрических моделей КА, их модификации, хранения и графического отображения. Рабочей системой координат (СК) при построении модели КА является приборная декартовая СК, связанная с отдельным прибором, отсеком или всем КА. Оптико-геометрическая модель КА строится из набора базовых геометрических фигур (конструктивов), ограниченных системой конечных элементов (граней) базовых типов поверхностей: плоскости, сферы и цилиндра, конуса, параболоида. Границы представляют определенные стороны объемных расчетных элементов КА, для которых определяются температуры.

Базовый конструктив характеризуется: системой координат конструктива (СКК)  $X_k Y_k Z_k$ ; геометрическими параметрами в СКК, признаком наружной (+) или внутренней (-) стороны; порядком нумерации граней; оптическими характеристиками граней  $\varepsilon$ ,  $A_s$ . При построении модели КА из базовых конструктивов задачи для них в приборной СК указываются координаты точки привязки начала СКК и установочные углы осей  $OX_k$ ,  $OY_k$ .

ORBIT используется для моделирования орбитального движения КА и вычисления данных, необходимых при расчете потоков излучения от Земли и Солнца. Вычисляются: текущие параметры орби-

ты с учетом вековых возмущений от второй зональной гармоники геопотенциала; положение КА и ориентация приборной СК на орбите; координаты Земли и орт направления на Солнце в приборной СК. Для решения этих задач используются несколько групп систем координат, которые иерархически связывают приборную СК с программно-путевыми КА-центрическими СК: экваториальной, перигейной, орбитальной и эллиптической.

Программа обеспечивает возможность получить в выбранном ракурсе графическое изображение взаимного положения Земли, КА на орбите, Солнца на эллиптике в геоэкваториальной системе координат.

OAZIS решает задачи внутреннего и внешнего лучистого теплообмена элементов КА. Методом Монте-Карло вычисляются разрешающие угловые коэффициенты излучения в поглощенных потоках:  $\varphi_{ij}$  между  $i$ -й и  $j$ -й гранями модели КА;  $\varphi_{E,i}^{(p)}$  между  $i$ -й гранью и поверхностью Земли (ИК-излучение),  $\varphi_{SE,i}^{(p)}$  между  $i$ -й гранью и неравномерно освещенной частью поверхности Земли (солнечный спектр) в  $p$ -м положении КА на расчетном витке. При расчете  $\varphi_{E,i}^{(p)}$  и  $\varphi_{SE,i}^{(p)}$  учитываются заданные широтная и долготная зависимости плотности потока собственного излучения и альбедо Земли.

Поглощенные  $i$ -й гранью плотность  $q_i$  потоков собственного излучения системы, потоков собственного  $Q_E$  и отраженного солнечного  $Q_{SE}$  излучения от Земли (в  $p$ -м положении КА на витке) определяются выражениями

$$q_i = \varepsilon_i \sum_{j=1}^{K_F} \varphi_{ij} \sigma T_j^4, \\ Q_{E,i}^{(p)} = \varepsilon_i A_i \varphi_{E,i}^{(p)} q_E, \quad Q_{SE,i}^{(p)} = a_i A_i \varphi_{SE,i}^{(p)} \alpha_s q_S.$$

Здесь  $A_i$ ,  $T_i$  — площадь и температура поверхности грани;  $q_E$ ,  $q_S$  — плотность потока собственного излучения Земли и солнечная постоянная;  $\alpha_s$  — альбедо Земли. Поток прямого излучения Солнца, поглощенный  $j$ -й гранью, равен

$$Q_{S,j}^{(p)} = \sum_{i=1}^{K_F} \varphi_{ij}^{(p)} Q_{pad,i}^{(p)}, \\ Q_{pad,i}^{(p)} = 0.5 q_S \int \int_{(A_i)} ((\nu_i(P) \cdot r_S^{(p)}) + 1(\nu_i(P) \cdot r_S^{(p)}) 1) dA_i,$$

где  $Q_{pad,i}^{(p)}$  — прямой солнечный поток, падающий на  $i$ -ю грань (коэффициент отражения грани учитывается при вычислении  $\varphi_{ij}^{(p)}$ );  $\nu_i(P)$  — орт нормали в точке  $P$ , принадлежащей грани  $A_i$ ;  $r_S^{(p)}$  — орт направления на Солнце.

**Подсистема RADSIM.** Программная подсистема включает программы SIGMA и SIMPL. Она пред-

назначена для численного моделирования лучистого теплообмена КА в термовакуумной камере, расчета имитаторов излучения Солнца и Земли с «точечными» и протяженными источниками излучения, зеркально-линзовыми оптическими системами.

*SIGMA* используется для формирования оптико-геометрической модели исследуемой системы с помощью набора базовых конструктивов. Включает все конструктивы программы *ASTRA*, а также дополнительные конструктивы элементов оптических систем: параболоида, эллипсоида и гиперболоида, линзовых элементов с плоскими и сферическими поверхностями, решетчатые ослабители излучения (38 конструктивов).

*SIMPL* предназначена прежде всего для расчета лучистого переноса от источников излучения к «приемнику» (референтная плоскость) в имитаторах излучения с оптическими системами. Рассматриваются оптические системы с неоднородными свойствами граничных поверхностей, диффузно-зеркальным законом отражения, преломлением и поглощением излучения в линзовых элементах. Моделируется диффузный закон излучения с грань-источника в конусе с углом полураствора 0...90°. Для имитатора излучения Солнца вычисляются: двумерные распределения освещенности и угла деколлимации в заданной области референтной плоскости; средняя интегральная освещенность; средняя квадратичная неравномерность освещенности.

*ПРОГРАММНАЯ СИСТЕМА COMTEM* предназначена для расчета поля температур в элементах КА с использованием результатов решения радиационной задачи, полученных *COMRAD*. Конструкция КА разбивается на множество изотермических (вершины) и одномерных (дуги) расчетных элементов. Тепловые связи расчетных элементов описываются ориентированным графом. Учитываются внешние и внутренние нестационарные тепловые источники и терморегуляторы: жалюзи, вентилятор, нагреватели.

Для  $i$ -й дуги температура  $T_i(x, t)$  определяется уравнениями

$$(\rho \cdot c \cdot F)_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial t} \left[ (\lambda \cdot F)_i \frac{\partial T_i}{\partial x} \right] - \Lambda \kappa_i \frac{\partial T_i}{\partial x} + q(T_i, x, t) + \sum_{n \rightarrow i} \Lambda_{ni} (T_n - T_i),$$

где  $0 \leq x \leq L_i$ ,  $i = 1, 2, \dots, K_A$ ,  $t$ ,  $x$  — временная и пространственная координаты;  $\rho$ ,  $c$ ,  $\lambda$  — плотность, удельная теплоемкость и коэффициент теплопроводности;  $F = F(x)$  — площадь поперечного сечения;  $\Lambda \kappa$  — коэффициент конвективной прово-

димости;  $q(T, x, t)$  — линейная плотность внутреннего тепловыделения.

Для  $v$ -й вершины температура  $\theta_v(t)$  определяется уравнениями

$$(mc)_v \frac{d\theta_v}{dt} = Q_v(\theta_v, t) + \sum_{j=1}^{K_N} r_{vj} \theta_v^4 + Q_v^{(e)} + \sum_{n \rightarrow v} \sigma_{nv} (\theta_n - \theta_v) + \sum_{k' \rightarrow v} (\lambda F)_{k'} \frac{\partial T_{k'}}{\partial x} \Big|_{x=0} - \sum_{k' \rightarrow v} (\lambda F)_{k'} \frac{\partial T_{k'}}{\partial x} \Big|_{x=L}, \\ v = 1, 2, \dots, K_N,$$

где  $m$ ,  $c$  — масса и удельная теплоемкость элемента;  $Q_v(\theta_v, t)$  — источниковый член;  $Q_v^{(e)}$  — внешний тепловой поток на грани  $v$ -й вершины. Первая сумма в правой части определяет результирующий поток излучения, вторая — тепловой поток по связям теплопроводностью, конвекцией или излучением от смежных граней. Последние две суммы учитывают кондуктивный тепловой поток по дугам, инцидентным  $v$ -й вершине своим началом или концом.

Температура на краях дуг связана с температурами соответствующих вершин условиями непрерывности  $T_i(0, t) = \theta_v(t)$ ,  $T_i(L_i, t) = \theta_v(t)$ ,  $i \rightarrow v$ . Система уравнений для дуг и вершин решается численно методом конечных разностей на заданном временном интервале при начальных условиях  $T_j(x, 0) = T_{0j}(x)$ ,  $\theta_v(0) = \theta_{0v}$ .

## 2.2. Расчет напряженно-деформированного состояния панели солнечной батареи космического аппарата при термическом нагружении

Солнечные батареи являются самым распространенным источником энергоснабжения космических аппаратов. В связи с постоянным расширением спектра задач, решаемых КА, ужесточением требований минимизации массы, увеличения энергопотребления его бортовой аппаратуры и повышения сроков активного существования КА на орбите перед конструкторами постоянно стоит проблема совершенствования конструкции СБ, и в частности, оптимизации ее структуры для обеспечения минимального уровня напряженности конструкции. Для ее решения необходимо обеспечить оперативный инженерный анализ структуры батареи. Наиболее подходящими для этого являются аналитические модели, основанные на расчетных схемах различного уровня точности.

Для решения поставленной задачи на базе двух расчетных схем многослойного клеевого соединения были выведены две унифицированные методики определения напряженно-деформированного состояния панели СБ КА при термомеханическом ее нагружении [2]. Панель СБ в обоих случаях представляется пятислойным клеевым соединением (см. [2]).

Наиболее простым представляется т.н. одномерный или плоский подход к решению задачи определения напряженно-деформированного состояния (НДС) данной структуры.

В качестве основы для исследования выбрана одномерная модель соединения, разработкой научных основ которой занимался еще Харт-Смитт [13]. Основные допущения данной модели:

- клеевая прослойка работает только на сдвиг;
- геометрические и жесткостные параметры деталей и клеевых слоев постоянны по длине;
- нормальные напряжения распределены по толщине равномерно;
- материалы деталей ортотропны в осях  $x$  и  $y$ .

При равномерном распределении нормальных и касательных напряжений по толщине деталей применяются две расчетные модели соединительного слоя. В классической — деформация сдвига соединительного слоя сосредоточена в клеевом слое, а во второй, предложенной Фолькерсоном [14] — в приведенном соединительном слое, включающем клеевую прослойку и половины толщин деталей, примыкающих к ней.

На базе данной расчетной схемы выведены основные соотношения, определяющие НДС конструкции СБ при термомеханическом нагружении, а также вытекающих из него структур меньшего порядка.

Данная методика основана на основных соотношениях механики, а результирующая система дифференциальных уравнений имеет вид

$$\Pi_{ci} \sum_{j=1}^i \frac{d^2 N_{kj}}{dx^2} + \Pi_{i+1,x} N_{i+1,x} - \Pi_{ix} N_{ix} = a_i,$$

где  $\Pi_c$  и  $\Pi_{ix}$  — податливости клеевых прослоек и соединяемых деталей,  $a_i$  — константа, зависящая от физико-механических характеристик слоев СБ и температуры.

Методом последовательного исключения неизвестных из этой системы получаем дифференциальное уравнение относительно усилий в первой детали  $N_{ix}$ . Решив его, с учетом уравнений равновесия получаем зависимости для определения нормальных напряжений в деталях и касательных напряжений в клеевых прослойках. Константы интегрирования получаются из граничных условий.

Поскольку корни характеристического уравнения

соответствующего дифференциального уравнения не всегда имеют аналитическое решение, проведено исследование характера корней для всего интервала жесткостных характеристик материалов. Показано, что корни действительные. Это позволило представить решение системы в виде суммы гиперболических синусов и косинусов, т. е. в аналитическом виде.

Одномерная расчетная схема является наиболее упрощенной, так как она не учитывает влияние ширины соединения на НДС. Лучшим приближением к истинному результату представляется квазидвумерный подход, по которому поперечные напряжения не влияют на продольные, а каждая полоска соединения шириной  $dx$  рассматривается изолированно.

Как и для одномерной модели, для квазидвумерной была получена основная система дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \Pi_{ci} \sum_{k=1}^i \left( \frac{d^2 N_{ky}}{dy^2} \right) + \Pi_{i+1,y} N_{i+1,y} - \\ - \mu_{i+1,xy} \Pi_{i+1,x} N_{i+1,x} - \Pi_{iy} N_{iy} - \mu_{ixy} \Pi_{ix} N_{ix} = a_{iy}. \end{aligned}$$

Для направления  $x$  напряжения считаются по представленной выше одномерной модели.

Основным отличием данной модели от одномерной является возможность учета одного из коэффициентов Пуассона  $\mu_{ixy}$ .

В качестве иллюстрации применимости рассматриваемых расчетных моделей для определения НДС СБ КА произведено определение и анализ НДС модельной структуры СБ разработки КНР, а также сравнение результатов данного расчета с результатами квазидвумерной модели и давно используемого научно-обоснованного метода конечных элементов (МКЭ).

Рассматривались два расчетных случая нагружения СБ: теневой ( $-100^{\circ}\text{C}$ ) и солнечный ( $+100^{\circ}\text{C}$ ) участок орбиты. Для упрощения анализа не рассматривался случай теплового удара при переходе КА через терминатор, не учитывались процессы теплопроводности, а конструкция считалась равномерно прогретой.

Расчеты показали, что конструкция СБ максимально нагружена на теневом участке орбиты. Максимум нормальных напряжений наблюдается в средней части панели. Что касается касательных напряжений, то максимум, полученный по одномерной и квазидвумерной методикам, наблюдается на краю соединения. МКЭ, в отличие от приведенных выше методик, позволяет удовлетворить граничным условиям на краю соединения. Соответственно и максимум находится на расстоянии поряд-

ка нескольких толщин слоя от края соединения, однако также в крайней области панели.

Максимальные касательные напряжения наблюдаются в kleевых прослойках, совместных с полиимидным слоем, однако они намного меньше предела прочности клея на сдвиг, что говорит о работоспособности рассматриваемой конструкции. Разрушение конструкции, если и возможно, то от сдвиговых нагрузок при большом количестве циклов нагружения. Испытание СБ производства КНР, проведившееся в СКТБ ФТИНТ НАНУ, на циклическое нагружение, эквивалентное году нахождения КА на геостационарной орбите, не привело не только к разрушению конструкции панели, но и к существенной деградации ее свойств. Не удалось также добиться разрушения конструкции и при жестком ударном температурном нагружении. Эти факты, а также результаты математического моделирования говорят о великолепных эксплуатационных качествах данной конструкции.

Максимальные нормальные напряжения наблюдаются в полиимидном слое, однако они не определяют прочность соединения. Связано это с существенно более низкой прочностью kleевых прослоек на сдвиг по сравнению с прочностью соединяемых деталей.

Сравнение с результатами тестового моделирования, проводимого по МКЭ и квазиплоской модели дает основание сделать вывод о применимости рассматриваемой модели для определения и анализа НДС тонкопленочных структур СБ КА.

Одной из основных задач для конструктора является вопрос оптимизации разрабатываемой конструкции, определения ее рациональных параметров. Задача многопараметрической оптимизации является достаточно сложной для современного математического обеспечения, а в некоторых случаях эта проблема не решается математическими методами. Солнечная батарея в полной мере относится к такому классу конструкций ввиду наличия большого количества физико-механических характеристик входящих в нее материалов и разнообразия геометрических параметров этого соединения. Для оптимального проектирования СБ необходимо предварительно определить степень влияния этих параметров на НДС и выработать ряд рекомендаций по подбору оптимальных параметров и характеристик СБ.

В качестве основных геометрических параметров СБ принимаются: линейные размеры панели (ее длина и ширина) и толщины соединяемых слоев и kleевых прослоек. Существенное влияние на НДС СБ оказывают так же упругие характеристики входящих в нее материалов соединяемых деталей

kleевых прослоек, т. е. модуль упругости соединяемых деталей  $E$ , модуль сдвига kleевых прослоек  $G$ , коэффициент линейного термического расширения  $\alpha$  и коэффициент Пуассона  $\mu$ .

Результаты параметрического исследования (рис. 2) показали, что максимальное влияние на сдвиговую прочность СБ оказывают геометрические и жесткостные характеристики полиимидного слоя и двух прилегающих к нему kleевых прослоек. При увеличении толщины полиимида наблюдается существенное увеличения уровня касательных напряжений. Увеличение же толщины kleевых прослоек приводит к уменьшению уровня действующих в них касательных напряжений. Повлиять на уровень нормальных напряжений в конструкции можно за счет увеличения толщины полиимидного слоя примерно до 0.3 мм, что приведет к некоторому уменьшению нормальных напряжений в нем и к увеличению касательных напряжений. Аналогичное влияние оказывает увеличение толщины слоя углепластика, близкого к полиимидному слою. При увеличении длины соединения напряжения в СБ асимптотически увеличиваются, стремясь к определенному значению.

В итоге были даны некоторые рекомендации по созданию оптимально прочных панелей СБ. Так,

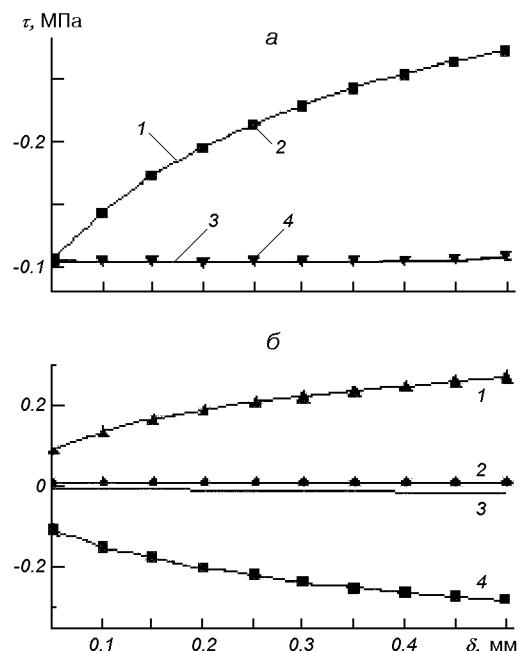


Рис. 2. Зависимости максимальных касательных напряжений  $\tau_{\max}$  СБ от толщины  $\delta$  углепластика, полиимида, кремния и стекла (а, 1 — углепластик, 2 — полиимид, 3 — стекло, 4 — кремний) и касательных напряжений  $\tau_{\max}$  в каждом слое от толщины  $\delta$  полиимида (б, 1 — верхний клей, 2 — оптический клей, 3 — сотовый заполнитель, 4 — нижний клей)

минимизировать уровень сдвиговых напряжений в kleевых прослойках СБ можно за счет постановки углепластиковых обшивок и полиимидной пленки минимальной толщины и минимально возможной жесткости. Уровень нагруженности конструкции от сдвиговых напряжений снижается также при подборе материалов с близкими КЛТР.

Повлиять на геометрические характеристики kleевых прослоек тяжело, да и их воздействие на НДС невелико. В то же время увеличение модуля сдвига и предела прочности kleевых прослоек на сдвиг очень желательно, поскольку это позволит снизить уровень напряжений в СБ и увеличить срок эксплуатации.

### 2.3. Стенд термовакуумных испытаний космических аппаратов (СТВИ)

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, имитирующих условия космического пространства.

Описываемый стенд термовакуумных испытаний КА предназначен для имитации космического вакуума, холодного космического пространства, электромагнитной радиации Солнца, Земли и альбедо Земли и определения влияния этих факторов на тепловой режим конструкции и аппаратуры КА, размещаемого в криовакуумной камере стенда на опорно-поворотном устройстве, имитирующем движение КА по заданной орбите вокруг Земли [6].

В состав стендов термовакуумных испытаний (СТВИ) космических аппаратов входят имитаторы космического пространства и системы, обеспечивающие его работоспособность при проведении тепловакуумных испытаний космических аппаратов: вакуум-камера; имитатор «холодного» космического пространства; система вакуумирования; имитатор солнечного излучения; имитатор излучения Земли; опорно-поворотное устройство; система управления, измерения и обработки параметров аппаратуры стенда термовакуумных испытаний и система контроля параметров элементов конструкции КА.

Расположение вакуум-камеры стендов — горизонтальное. Вакуум-камера предназначена для создания замкнутого герметичного пространства, в котором имитируются внешние условия функциониро-

вания КА на орбите (вакуум, излучения Солнца, Земли, холод 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 вакуум-камеры: диаметр до 3280 мм, длина 6725 мм.

Конструкция вакуум-камеры и опорно-поворотного устройства обеспечивает возможность монтажа КА с габаритами до 2 м и массой не менее 200 кг. 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.

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. Изнутри экраны покрыты краской, имеющей коэффициент поглощения для радиации Солнца и Земли не менее 0.90 (в диапазоне длин волн  $\lambda = 0.3\ldots4$  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 около 300 К и отношении излучающих поверхностей экрана и спутника не менее 2:1).

Система вакуумирования, состоящая из безмасляной форвакуумной системы и высоковакуумной системы из криогенных и турбомолекулярных насосов, обеспечивает выход на рабочий режим до остаточного давления в вакуум-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 обеспечивает облучение КА потоком излучения со средней интенсивностью 1300...1500 Вт/м<sup>2</sup> в диапазоне длин волн  $\lambda = 0.3\ldots2.5$  мкм; спектральное распределение интенсивности облученности соответствует спектральному распределению интенсивности излучения ксеноновой лампы, что достаточно близко к спект-

ральному излучению Солнца. Оптическая схема имитатора позволяет достичь уровня средней квадратичной неравномерности облученности менее 10 % при непараллельности лучей менее 5°. Полный диаметр пятна облучения с нормирумыми параметрами — не менее 2.2 м. Оборудование имитатора Солнца обеспечивает непрерывную работу в течение не менее 3 сут не считая времени выхода на рабочий режим.

Имитатор излучения Земли предназначен для обеспечения облучения поверхности КА потоком ИК-излучения, плотность которого соответствует суммарной плотности собственного и отраженного солнечного излучения Земли на расчетной орбите КА. Имитатор конструктивно размещен на опорно-поворотном устройстве и ориентирован относительно КА таким образом, что направление потока излучения соответствует направлению потока излучения Земли на КА, находящегося на орбите. Конструктивно имитатор состоит из панелей нагревателей, образующих поверхность усеченной четырехгранной пирамиды (без большого основания), малое основание и грани которой заполнены чернеными полосками-излучателями, нагреваемыми электрическим током. Эффективная суммарная площадь нагревателей составляет не более 10 % от общей площади поверхностей рабочих граней пирамиды. Нагреватели объединены в несколько электрических секций. Каждая секция имеет измеритель температуры, сигналы от которых поступают в систему управления, которая обеспечивает поддержание необходимого значения температуры на каждой секции в зависимости от режима испытаний и имитации взаимного расположения Солнца, Земли и КА на его расчетной орбите. При имитации освещенных участков орбиты обеспечивается тепловой поток на КА с учетом альбедо Земли до 700 Вт/м<sup>2</sup>.

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°.

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 поддерж-

ние в секциях излучателей имитатора Земли; управление световым потоком 19 Хе-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.

### 3. БОРТОВЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ В УСЛОВИЯХ ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

В настоящее время в рамках «Программы совместных научных исследований и технологических экспериментов на российском сегменте МКС» СКТБ ФТИНТ является постановщиком трех космических экспериментов: «Материал—Трение», «Кипение» и «Пента—Усталость». Эксперименты будут выполняться в коопeraçãoии с российскими организациями космической отрасли [1, 3, 8–10].

#### 3.1. Исследование перспективных для космической техники материалов на трение и износ в открытом космическом пространстве.

При длительном использовании орбитальных космических комплексов возможны нарушения и отказы функционирования ответственных бортовых систем в результате выхода из строя подвижных сопряжений. В связи с этим особенно важно получение достоверной информации о триботехнических свойствах конструкционных материалов в условиях реального космического полета.

Целью проведения космического эксперимента «Материал—Трение» является установление влияния факторов космического пространства на коэффициенты трения и механизмы изнашивания антифрикционных и износостойких материалов; определение адекватности характеристик трения и изнашивания идентичных материалов по результатам их испытаний непосредственно на борту международной космической станции и в наземных лабораторных условиях; а также определение триботехнических характеристик новых антифрикционных и износостойких материалов и покрытий в открытом космическом пространстве.

В 2003 г. совместно с ИПМ НАНУ, ГКБ «Южное» и ГНПП «Спецавтоматика» разработан эскизный проект КЭ «Материал—Трение» и основные методические положения по космическому эксперименту.

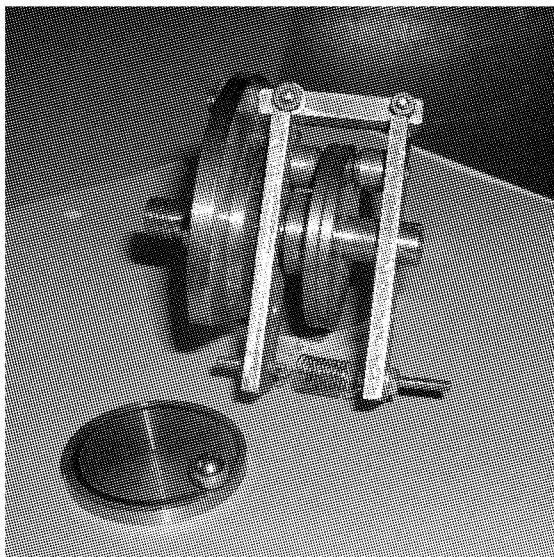


Рис. 3. Макет модульного узла трения многопозиционного бортового трибометра и пары трения «диск — шарик»

Основной составной частью научной аппаратуры для проведения КЭ является многопозиционный бортовой трибометр (БТ), включающий в себя 18 малогабаритных бортовых трибометров (МБТ). В состав комплекта бортового оборудования также входят образцы антифрикционных и износостойких материалов для экспонирования в открытом космическом пространстве, многоканальная система управления работой многопозиционного бортового трибометра, системный микроконтроллер, платформа для монтажа БТ на внешней оболочке МКС, транспортный контейнер и др.

Каждый малогабаритный бортовой трибометр представляет собой модульный узел трения (МТ) с электромеханическим приводом. На рис. 3 показаны макет модульного узла трения и пары трения, которая представляет собой ведущий (вращающийся) образец — диск, к торцевой поверхности которого прижимается ведомый (неподвижный) образец — шарик (или цилиндрический индентор). МТ включает в себя две пары трения скольжения, систему нагружения, датчики нормальной нагрузки и силы трения, датчики температуры и количества оборотов, а также элементы конструкции.

Выбор материалов пар трения для КЭ осуществляется на основании результатов наземных лабораторных испытаний в условиях, моделирующих воздействие основных ФКП на процессы трения и изнашивания. Для проведения отборочных испытаний используют криогенно-вакуумные установки для исследования трения УТИ-ТВ [11], созданные в СКТБ ФТИНТ НАНУ.

В настоящее время проведен первый цикл триботехнических исследований для ряда материалов, разработанных в ИПМ НАНУ [7]. Испытания материалов, в основу которых положен принцип самоорганизующихся систем, а также самосмазывающихся антифрикционных материалов на металлической основе (СКАМ) осуществляли на установке УТИ-ТВ в вакууме (0.2 мПа) при нормальной и низкой (120 K) температурах и на воздухе.

Показано, что при скорости скольжения 1.0 м/с и нормальной нагрузке 25 Н пары трения из материала с элементами самоорганизации (на основе сильнолегированной инструментальной стали) характеризуются высокой износостойкостью как при трении на воздухе, так и в вакууме. В установившийся период коэффициент трения для этих материалов составляет 0.48 при трении на воздухе и 0.4 — при трении в вакууме.

Пары трения из материалов типа СКАМ при указанных выше параметрах трения имеют на воздухе коэффициент трения от 0.2 до 0.3, а в вакууме при нормальной температуре — от 0.13 до 0.27 в зависимости от состава. При понижении температуры в вакууме наблюдается тенденция к некоторому уменьшению коэффициента трения.

В ходе исследований уточнены размеры образцов для бортового трибометра и определены оптимальные значения внешних параметров трения (нормальная нагрузка, скорость скольжения) для проведения триботехнических исследований на МКС.

### 3.2. Подготовка группы космических экспериментов «Исследование влияния микрогравитации на процессы кипения жидкого гелия, гидродинамику и теплообмен в жидким гелием» на борту Международной космической станции

На основе анализа разных источников о составе и принципах функционирования научной аппаратуры для проведения космических экспериментов по изучению влияния микрогравитации на физические процессы в криогенных жидкостях определены современные тенденции развития такой аппаратуры и разработана концепция криогенного универсального рабочего места (КУРМ) для выполнения совместной российско-украинской программы научных исследований на борту РС МКС.

Криогенные жидкости, и в первую очередь гелий, в больших количествах применяются в системах охлаждения бортовой научной аппаратуры. Успешно развиваются в США и научные исследования влияния микрогравитации на некоторые свойства жидкого гелия. Американские ученые планируют

продолжить эти исследования на МКС, используя созданную сейчас установку LTMPF (Low Temperature Microgravity Physics Facility).

В условиях микрогравитации характерные времена ряда физических процессов в жидкости сильно возрастают; ценность многих наблюдений объектов космического пространства также увеличивается с продолжительностью периода наблюдений. В то же время ясно, что дальнейшее увеличение длительности КЭ и ресурса автономной бортовой научной аппаратуры путем прямолинейного наращивания количества жидкого гелия, выводимого на орбиту в криостате, технически невыполнимо, поскольку требует увеличения размеров и массы последнего до недопустимых размеров. На повестке дня — поиск путей повышения эффективности использования криоагента и аппаратуры (т.е. научного результата на единицу массы, доставляемой на орбиту), сокращения грузопотоков в расчете на один КЭ.

Один из таких путей — многоразовое использование элементов научной аппаратуры. Установка LTMPF предполагает проведение в одном криостате 2-3 КЭ, затем возвращение криостата на Землю, замену отработавших экспериментальных ячеек на новый комплект, повторную заправку жидкого гелия и возвращение аппаратуре на МКС.

NASA ведется разработка новой технологии длительного хранения криогенных жидкостей в условиях микрогравитации без потерь — так называемой концепции ZBOS (zero boiloff storage — хранения без выкипания). Суть ее состоит в том, что паразитные теплопритоки в криостате с криогенной жидкостью (и тепловыделения от погруженных в жидкость элементов аппаратуры) компенсируются отбором тепла с помощью криорефрижератора и повторным охлаждением образовавшегося пара.

Еще одна новая концепция, направленная на экономию криоагента, заключается в максимальном использовании холода космического пространства для предварительного или даже окончательного охлаждения значительной доли массы научной аппаратуры, запускаемой в «теплом» состоянии, т. е. не заправленной криогенными жидкостями.

Российскими учеными анализируется возможность повышения эффективности криогенных исследований путем создания на РС МКС КУРМ, объединяющего ряд предложенных низкотемпературных КЭ в единый комплекс с рациональным расходованием криоресурсов и научной аппаратурой.

КУРМ является постоянно действующей космической криогенной лабораторией с автономной системой криобеспечения, где на сменяемых криостатах с набором экспериментальных ячеек может

длительное время проводиться широкий спектр КЭ по физике конденсированного состояния, сильно-точной сверхпроводимости и криоэлектронике, технологические эксперименты по отработке элементов мощных технических устройств, охлаждаемых жидким гелием. Создание и функционирование КУРМ предусматривает:

- развертывание на борту РС МКС совместимого с системами последней комплекса служебного оборудования, обеспечивающего периодическую смену научной аппаратуры и проведение КЭ на ней криоагентом, электроэнергией с необходимыми параметрами; контролем параметров и передачей служебной информации; сбором, обработкой, хранением и передачей на Землю научной информации по результатам КЭ; наконец — заданным уровнем микрогравитации;
- доставку на борт, перекачку из емкости в емкость, длительное хранение жидкого гелия с заданными параметрами состояния, а на втором этапе — сбор испарившегося гелия, его охлаждение и повторное использование в научной аппаратуре;
- поочередную доставку на РС МКС сменной научной аппаратуры различного назначения, совместимой с интерфейсами КУРМ и обеспечивающими системами последнего, монтаж/демонтаж ее силами экипажа с использованием манипуляторов.

СКТБ ФТИНТ НАНУ с учетом вышеизложенных тенденций выполнена интеграция на концептуальном уровне российской идеологии КУРМ, российской научной программы КЭ с криогенными жидкостями и разрабатываемых с 1998 г. украинской группы КЭ «Исследование влияния микрогравитации на кипение жидкого гелия, гидродинамику и теплообмен» и криогенной полетной установки (КПУ) «Кипение». Последняя при этом рассматривается как один из важнейших компонентов КУРМ (рабочая площадка «Физика жидкости»), используемых на первом этапе его развертывания.

Каждый КЭ проводится на отдельной ячейки с использованием единого криогенного оборудования КПУ, что обещает значительную экономию средств и ресурсов по сравнению с реализацией аналогичной по содержанию программы в форме независимых экспериментов (каждый на своей установке). Общие особенности КЭ объединенной программы: использование нескольких уровней искусственной микрогравитации, получаемой за счет вращения криостата; визуализация и видеосъемка процессов в жидком гелии; исследование кипения и гидродинамики как в большом объеме неподвижной жид-

кости, так и в потоке, движущемся через канал.

Экспериментальные ячейки имеют разную геометрию, но содержат в той или иной конфигурации общие конструктивные элементы: электрические тепловыделяющие элементы, датчики температуры, датчики разности давлений и т.д. Суть всех КЭ состоит в подаче по заданной программе на нагреватели ячейки тепловой мощности и регистрации происходящих вследствие этого изменений температуры, разности давлений и внешней картины процесса (т. е. образования и движения паровых пузырей или пленок, перестройки структура двухфазного потока жидкого гелия и др.).

Криогенная полетная установка «Кипение» состоит из блока управления и регистрации (БУР) и двух гелиевых криостатов — исследовательского и расходного (РКЕ — расходная криогенная емкость) — размещенных на специальной платформе на внешней стороне корпуса РС МКС. Во вращающемся исследовательском криостате (далее ВКБ — вращающийся криогенный блок) размещены несколько (от трех до пяти) ячеек, на которых поочередно проводятся КЭ, и система видеосъемки. Через трубопровод с помощью насосов в ВКБ может подаваться поток нормального сверхтекучего жидкого гелия из РКЕ. Таким образом решаются две проблемы: проведение КЭ по теплообмену и гидродинамике при вынужденном движении жидкого гелия и дозаправка ВКБ. Объединенной научной программой КЭ предусмотрено последовательное использование двух пар криостатов на РС МКС: одна содержит нормальную жидкость при температуре 4.4 К; другая — сверхтекучую жидкость при температуре 1.8 К.

Предполагается, что на каждом из КЭ будет проведено по 4 сеанса КЭ: без вращения криостата и при трех угловых скоростях вращения, соответствующих значениям относительного центробежного ускорения у поверхности кипения ячейки  $\eta = 10^{-4}$ ,  $10^{-3}$ ,  $10^{-2}$ . Фактический уровень ускорения измеряется во время сеансов по трем взаимно перпендикулярным осям и регистрируется синхронно с результатами КЭ.

Основные технические характеристики КПУ:

- заправляемый на Земле объем жидкого гелия — 250 л (50 л — в ВКБ, 200 л — в РКЕ);
- продолжительность научной жизни криостатов на РС МКС — до 36 сут;
- общая масса КПУ — до 310 кг (в том числе заправленный ВКБ — 70 кг, заправленная РКЕ с трубопроводом — 200 кг);
- ориентировочные габариты двух криостатов в сборе с платформой снаружи РС МКС — высота 2200 мм, длина 1800 мм, ширина 900 мм;

- пиковое потребление электроэнергии во время сеансов КЭ — до 300 Вт; в дежурном режиме — до 100 Вт;
- общая продолжительность основной фазы сеансов КЭ — не более 32 ч;
- ресурс несменяемой части оборудования — до 3 лет.

Определено содержание и цели КЭ с жидким гелием, выполняемых на КПУ «Кипение».

Космический эксперимент «Пузырь» (постановщик — СКТБ ФТИНТ НАНУ) состоит из двух частей, выполняемых на одной ячейке, и имеет целью получить видеозапись процессов роста и отрыва паровых пузырей на единичном центре пузырькового кипения при локальном подводе тепла (собственно КЭ «Пузырь») и на единичном отверстии под действием избыточного давления (КЭ «Барботаж») в нормальном или сверхтекучем жидким гелием.

Космический эксперимент «Автоволна» (постановщик — СКТБ ФТИНТ НАНУ) состоит из двух частей, выполняемых на одной ЭЯ, и имеет целью получить опытные данные о направлении и скорости движения по поверхности кипения границы между областями с пузырьковым и пленочным режимами кипения нормального жидкого гелия.

Космический эксперимент «Пленка» (постановщик — Московский энергетический институт, Россия) имеет целью получить опытные данные об условиях возникновения (распада) и динамике паровой пленки в СТ жидкого гелия и о теплообмене.

Космический эксперимент «Импульс» (постановщик — Московский инженерно-физический институт, Россия) имеет целью получить опытные данные об условиях и временах задержки возникновения пузырькового и пленочного режимов кипения нормального жидкого гелия при различных режимах «ударного» теплоподвода к поверхности кипения.

Космический эксперимент «Пора» (постановщик — Институт высоких температур РАН, Россия) имеет целью получить опытные данные о теплообмене и размерах паровых пузырей в нормальном жидким гелием, кипящем на поверхностях с различными геометрическими характеристиками покрытия.

Космический эксперимент «Криомагистраль» (постановщик — Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, Россия) состоит из двух частей — «Криомагистраль-1» и «Криомагистраль-2», которые отличаются лишь параметрами жидкого гелия, подаваемого на вход в канал под избыточным давлением через трубопровод из РКЕ, и соответствующими средствами изме-

рения: в КЭ «Криомагистраль-1» используется нормальный жидкий гелий с температурой 4.4 К; в КЭ «Криомагистраль-2» — сверхтекучий жидкий гелий с температурой 1.8 К. Цель космического эксперимента — получить опытные данные о теплообмене, гидравлическом сопротивлении и режимах течения одно- и двухфазного потока жидкого гелия при различных массовых расходах.

В космическом эксперименте «Рэлей» (постановщик — ФТИНТ НАНУ) предполагается исследовать влияние микрогравитации на условия перехода (положение границы) между режимами кондуктивной и конвективной теплоотдачи к нормальному жидкому гелию.

В космическом эксперименте «Расслоение» (постановщик — ФТИНТ НАНУ) предполагается исследовать характер фазового расслоения и механизмов роста зародышей в растворах  $^3\text{He}$  —  $^4\text{He}$  при микрогравитации в области температур 0.3...0.8 К, кинетические характеристики фазового перехода и условия существования метастабильных растворов.

В космическом эксперименте «Срыв» (постановщик — ФТИНТ НАНУ) будут измерены характеристики пленки сверхтекучего жидкого гелия и характеристики критического теплового потока по гелиевой пленке при микрогравитации.

Космический эксперимент «Конвекция» (постановщик — Институт проблем механики РАН) состоит из двух частей. В первой из них (КЭ «Конвекция-Мега») планируется экспериментальное исследование основных крупномасштабных характеристик конвекции и процессов теплопереноса, температурного расслоения и увеличение давления в объеме криостата с жидким гелием. Во второй части (КЭ «Конвекция-Микро») предполагается провести экспериментальное исследование влияния различных уровней микрогравитации на основные характеристики конвекции типа Релея — Бенара в жидком гелии, находящемся в нормальном или сверхтекучем состоянии, а также в около- и закритическом термодинамическом состоянии, при контролируемом подводе тепла к границе объема.

Космический эксперимент «Сорбция» (постановщик — Московский энергетический институт) имеет целью изучение влияния микрогравитации на закономерности поведения тонких пленок гелия, сформированных путем сорбции из газа, при  $\lambda$ -переходе.

Космический эксперимент «Нанокластер» (постановщик — Институт физики твердого тела РАН) имеет целью изучение влияние микрогравитации на свойства примесных нанокластерных конденсатов (гелей), которые образуются при конденсации потока газообразного гелия с примесью паров ис-

ледуемого вещества в сверхтекучем гелии.

Параллельно с выполнением программы перечисленных КЭ на КПУ «Кипение» будет происходить развертывание КУРМ (доставка на РС еще двух рабочих площадок — для исследования мощных сверхпроводящих магнитных систем и для проведения прецизионных измерений с использованием охлаждаемых жидким гелием приборов; оборудования для сбора и повторного охлаждения гелия и т.д.) и постепенный переход от доставки с Земли сменной научной аппаратуры, заправленной жидким гелием, к дозаправке аппаратурой на борту МКС от доставляемой с Земли транспортной емкости с жидким гелием и, наконец, к полному рециклину жидкого гелия на КУРМ.

Ожидается, что новый подход к созданию научной аппаратуры, интегрирующий новые тенденции, позволит значительно повысить эффективность использования жидкого гелия и научной аппаратуры на борту МКС.

### 3.3. Исследование влияния факторов космического пространства на цикловую долговечность материалов в условиях реального космического полета.

Космический эксперимент «Пента—Усталость».

Космический эксперимент «Пента—Усталость» подробно описан нами в работе [8]. В настоящее время подготовка эксперимента проходит стадию эскизного проектирования и макетирования научной аппаратуры и проведения наземных отборочных исследований материалов в условиях воздействия «искусственных» факторов космоса.

## 4. РАЗРАБОТКА БОРТОВЫХ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ

В последние три-пять лет СКТБ ФТИНТ проводит работы по созданию криогенных охладителей малой производительности, работающих по обратному циклу Стирлинга, которые могут быть использованы в космической технике и технологии.

Работы ведутся по трем направлениям:

- системы охлаждения при температуре 100 К и ниже, производительностью от 5 до 20 Вт для обеспечения экспериментальных исследований материалов в вакуумных камерах, имитирующих космическое пространство;
- комбинированные системы охлаждения с термоаккумуляторами на фазовых переходах и активными генераторами холода;
- автономные охладители широкого применения, в том числе для космического приборостроения.

Технологические системы охлаждения увеличенной холодопроизводительности позволяют уйти от использования жидкого азота в исследовательских установках, расширить диапазон рабочих температур на область ниже 78 К, упростить систему автоматического регулирования температуры охлаждения. Такие системы могут использоваться также для обеспечения работы систем криовакуумного обеспечения для получения безмасляного вакуума.

В своих разработках мы используем накопленный опыт по созданию безмасляных поршневых компрессоров с ротационным приводом и вынесенные охладители, работающие по сплит-схеме Стирлинга. Причем мы используем как охладители с активным приводом поршня-вытеснителя, так и пассивные (резонансные) машины. Компрессоры, как правило, имеют электропитание от промышленной сети 3-фазного переменного тока. Такие компрессоры обладают запасом мощности привода, что обеспечивает повышение объемной производительности, либо увеличение длины соединительных трубопроводов от компрессора к охладителю до 0.5...1 м. Потребляемая мощность компрессора составляет 200...2000 Вт, а холодопроизводительность охладителя — от 2...5 до 40 Вт.

Проводятся работы по использованию подобных схем для получения криогенных температур с помощью пульсационных трубок.

При разработке было исследовано влияние резонансных характеристик охладителей на температуру и производительность охладителей в широком диапазоне реализуемых углов сдвига фаз охладителя и компрессорного поршня.

По автономным охладителям основные работы были связаны с отработкой сплит-охладителей, работающих по обратному циклу Стирлинга, с учетом возможности их использования в комплексе с термоаккумуляторами плавления. При этом рассматривалось два применения систем:

- использование термоаккумулятора для работы с объектами, имеющими изменяющуюся тепловую нагрузку, периодически превышающую холодопроизводительность активной холодильной машины;
- использование термоаккумулятора для накопления холода для периодической работы системы с выключенной активной машиной.

Последний режим обеспечивает экономию ресурса работы холодильной машины, позволяет вести работу аппаратуры с пониженными механическими и электромагнитными шумами от работы привода, а также обеспечивает непрерывность работы аппаратуры при переходе на резервную систему охлаждения.

Соответственно у нас проводятся работы по автономным охладителям производительностью 0.5...4 Вт с встроенными и вынесенными в поршень-вытеснитель регенераторами. Причем использование в схеме вынесенного регенератора обеспечивает тепловую связь термоаккумулятора и холодильной машины на время выключения последней.

При разработке охладителей проведено исследование линейного магнитного привода компрессора, проверены варианты охладителя с пассивным (резонансным) и активным приводом поршня-вытеснителя охладителя, исследуются вопросы снижения массы и энергопотребления, а также уравновешивания подвижных масс машины.

1. Броновец М. А., Гамуля Г. Д., Еланский Ю. А. и др. Орбитальний трибометр і нові матеріали для проведення КЭ «Матеріал—Трение» // Космічна наука і технологія.—2003.—9, № 5/6.—С. 40—46.
2. Ван Соянь, Похил Ю. А., Коваль К. В. и др., Расчет напряженно-деформированного состояния панели солнечной батареи космического аппарата при термическом нагружении // Космічна наука і технологія.—2005.—11, № 5/6.—С.
3. Введенский Ю. В., Гаврилов Р. В., Гамуля Г. Д. и др. Вибор антифрикционних і износостойких материалов і покритий для КЭ «Матеріал-Трение» // Третья укр. конф. по перспективным космическим исследованиям: Сб. тез. — Киев, 2003.—С. 55.
4. Гаврилов Р. В., Еременко В. В., Похил Ю. А. Исследование физических характеристик материалов космического назначения при воздействии факторов космического пространства // Вакуумные технологии и оборудование (ISVTE-5): Сб. тр Междунар.конф. — Харьков, 2002.—С. 85—95.
5. Гаврилов Р. В., Кислов А. М., Романенко В. Г. и др. Пакет программ Trassa для расчета тепловых режимов космических аппаратов // Космічна наука і технологія.—2004.—10, № 4.—С. 3—16.
6. Гаврилов Р. В., Меленевский Ю. А., Конюхов С. Н. и др. Стенд для тепловакуумных испытаний космических аппаратов // Космічна наука і технологія.—2004.—10, № 5/6.—С. 42—46.
7. Гаврилов Р. В., Похил Ю. А. Исследования СКТБ ФТИНТ НАНУ в области низкотемпературного и криогенного материаловедения // Современные проблемы холодильной техники: Сб. тр. Междунар. научно-технич. конф., 3-5 октября 2001 г. —С. 6—10.
8. Гаврилов Р. В., Похил Ю. А., Яковенко Л. Ф. и др. Исследование влияния факторов космического пространства на долговечность материалов в условиях реального космического полета. Космический эксперимент «Пента-Усталость» // Космічна наука і технологія.—2003.—9, № 5/6.—С. 33—39.
9. Гамуля Г. Д., Скороход В. В., Солицев В. П. и др. Разработка научной аппаратуры и антифрикционных материалов нового поколения для проведения космического эксперимента «Матеріал-Трение» // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 5/6.—С. 28—34.
10. Bondarenko S. I., Gavrylov R. V., Eremenko V. V., et al. Physical Research of Microgravity Influence on Physical Phenomenon in Cryogenic Facility for Realization of this Research Aboard International Space Station // Fizika Nizkikh Temperatur.—2003.—29, N 6.—P. 628—632.

11. Gavrylov R. V., Pokhyl Yu. O. Influence of On-ground Simulated Space Factors on Physical Properties of Spacecraft Materials // J. Spacecraft and Rockets.—2005.—(в печати).
12. Gavrylov R. V., Pokhyl Yu. O., Agashkova N. N., et al. Investigation of the influence of cosmic-space factors on physical properties of space-application functional materials by methods of accelerated simulation // Protection of Materials and Structures from Space Environment: 6<sup>th</sup> International Conf., Toronto, May, 2002. — Toronto, 2002.—P. 5.
13. Hart-Smith L. J. Adhesive Bond Stresses and Strains at discontinuities and Cracks in Bonded Structures // Trans. ASME, Engineering Materials and Technology.—1978.—100, January.—P. 15—24.
14. Volkersen O. Recherches sur la teorie des assemblages colles // Constructions metalliques.—1965.—N 4.—P. 12—18.

**GROUND-BASED AND ABOARD INVESTIGATIONS  
OF MATERIALS, PROCESSES, AND DESIGNS  
OF THE ROCKET-SPACE ENGINEERING. CREATION OF  
ONGROUND GROUND-BASED SIMULATION EQUIPMENT**

**R. V. Gavrylov**

We consider some scientific, research, experimental and design efforts achievements recently gained by SRDB in the fields of the space factor influence on thermal radiation properties of the covers used for «radiation» cooling of space vehicles, of computer simulation and account of thermal conditions for a spacecraft, of creation of test-benches for simulation of space factor influence, of arrangement of space-borne experiments, and of developments of space-borne cooling systems.