

ДЛИТЕЛЬНОЕ ХРАНЕНИЕ ЖИДКОГО КИСЛОРОДА В БАКЕ ОБЪЕДИНЕННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ОРБИТАЛЬНОГО КОРАБЛЯ «БУРАН»

© 2013 г. Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Туманин Е.Н.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, e-mail: post@rsce.ru

Приведены результаты выполненных РКК «Энергия» работ по обеспечению длительного (до 30 сут) хранения жидкого кислорода в баке окислителя объединенной двигательной установки орбитального корабля «Буран» с использованием пассивных и активных средств термостатирования. Результаты исследований использовались при проектировании средств хранения криогенных компонентов при разработке темы «Мир-2». Пассивные средства термостатирования используются во вновь разрабатываемых изделиях РКК «Энергия».

Ключевые слова: длительное хранение, объединенная двигательная установка, кислородно-углеводородное топливо, орбитальный корабль «Буран», жидкий кислород.

LONG-TERM LIQUID OXYGEN STORAGE IN THE TANK OF THE INTEGRATED PROPULSION SYSTEM OF BURAN ORBITER

Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Tumanin E.N.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper presents the results of RSC Energia studies aimed at assuring long-term (up to 30 days) storage of liquid oxygen in the oxidizer tank of the BURAN Orbiter Integrated Propulsion System using passive and active means of temperature control. The results of the studies were used in the design of hardware for storing cryogenic propellant components during Mir-2 project development. The passive thermal control equipment is used in the new RSC Energia products under development.

Key words: long-term storage, integrated propulsion system, oxygen-hydrocarbon propellant, Buran Orbiter, liquid oxygen.



СМОЛЕНЦЕВ А.А.



СОКОЛОВ Б.А.



ТУМАНИН Е.Н.

СМОЛЕНЦЕВ Александр Алексеевич — главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок, руководитель НТЦ РКК «Энергия», e-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru
SMOLENTSEV Alexander Alekseevich — General Designer for propulsion and power systems, Head of STC at RSC Energia

СОКОЛОВ Борис Александрович — д.т.н., профессор, советник президента РКК «Энергия», e-mail: boris.sokolov@rsce.ru
SOKOLOV Boris Alexandrovich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the President of RSC Energia

ТУМАНИН Евгений Николаевич — ктн, заместитель начальника отдела, начальник сектора, e-mail: evgeny.tumanin@rscce.ru
 TUMANIN Evgeny Nikolaevich — Candidate of Science (Engineering), Deputy Chief of Department, Chief of Sector at RSC Energia

При решении ряда космических задач необходимо обеспечить длительное хранение и функционирование заправленного топливом разгонного блока (РБ).

На практике для питания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) РБ используются высококипящие компоненты топлива (КТ), такие как НДМГ+АТ, и топлива, окислителем которого является жидкий кислород.

Как правило, высококипящие компоненты топлива токсичны (предельно допустимая концентрация АТ-1, пентоборана, НДМГ ниже $0,01 \text{ мг/м}^3$) и поэтому при производстве и эксплуатации ЖРД и ракет с такими КТ окружающей среде может быть нанесен огромный вред. В ряде стран принят закон, запрещающий производство и использование таких видов топлива [1].

Главный конструктор ОКБ-1 С.П. Королев отдавал предпочтение экологически чистому криогенному ракетному топливу, состоящему из жидкого кислорода и углеводородного горючего. Этой же позиции придерживались последующие руководители РКК «Энергия» В.П. Мишин, В.П. Глушко, а позднее Ю.П. Семенов и В.А. Лопота [2].

Во всех основных ракетах-носителях (Р-1, Р-2, Р-5, Р-9, РН-1, «Энергия») и разгонных блоках (Е, Л, Д, типа ДМ), разработанных в ОКБ-1 (позже ЦКБМ, НПО «Энергия»), используется топливо, окислителем в котором является жидкий кислород. Накопленный опыт использования жидкого кислорода позволил в 1976–1988 гг. разработать объединенную двигательную установку (ОДУ) орбитального корабля (ОК) «Буран». Основными конструктивными агрегатами ОДУ являются два сферических бака для жидкого кислорода и углеводородного горючего с общим запасом топлива $\sim 17\,000 \text{ кг}$, которые включают в себя средства заправки, термостатирования, наддува, отбора жидкости в невесомости, два двигателя орбитального маневрирования (ДОМ) с тягой 90 кН каждый, 38 управляющих двигателей с тягой 4 кН и 8 двигателей точной ориентации с тягой 200 Н [3].

Впервые в мировой практике в двигательной установке, работающей в космосе в составе пилотируемого космического аппарата, использовался охлажденный до температуры $68 \pm 5 \text{ К}$ криогенный окислитель — жидкий кислород.

Использование кислородно-углеводородного топлива в ОДУ позволило значительно

повысить энерговооруженность ОК «Буран», сделать его эксплуатацию более безопасной, что актуально и сегодня для пилотируемых транспортных систем.

В соответствии с условиями эксплуатации ОК «Буран» ОДУ должна была обеспечивать его функционирование в космических условиях в период до 30 сут. Для этого требовалось решить вопрос длительного хранения жидкого кислорода в баке окислителя ОДУ, обеспечив при этом для ДОМ и блоков газификации окислителя (БГО) необходимый диапазон рабочих температур.

Рассматривалось несколько вариантов тепловой защиты жидкого кислорода в баке ОДУ, а именно — использование пассивных и активных средств обеспечения теплового режима.

По результатам проработки различных вариантов, выполненных с учетом возможности технической реализации в заданные сроки создания изделия, было принято оптимальное решение — длительное хранение кислорода обеспечивать путем совместного проведения следующих мероприятий:

- начального глубокого охлаждения кислорода на стартовом комплексе (СК);
- совершенствования тепловой защиты бака окислителя [4];
- разработки активных средств обеспечения теплового режима жидкого кислорода;
- охлаждения жидкого кислорода с использованием холодильной машины.

Глубокое охлаждение кислорода на стартовом комплексе

Штатная работа ОДУ в космосе предусматривала использование жидкого кислорода с температурой $65 \pm 5 \text{ К}$, поэтому потребовалось обеспечить охлаждение в промышленных масштабах кислорода, необходимого для наземной отработки двигателей, систем ОДУ и заправки бака окислителя на старте.

Охлаждать жидкий кислород можно одним из двух способов — с использованием теплоты фазового перехода при откачке его пара или теплопередачей в теплообменнике при откачке пара хладагента.

Для получения малых количеств кислорода, охлажденного до температуры 58 К , используют способ откачивания пара кислорода до давления насыщения пара, равного

2-3 мм рт. ст. Но чтобы реализовать этот способ в промышленных масштабах, требовалось в сжатые сроки разработать, изготовить и отладить мощные и безопасные при работе с паром кислорода вакуумные насосы.

Однако такая схема не обеспечивала промышленного производства охлажденного кислорода, необходимого для стендовой отработки двигателей и агрегатов ОДУ, заправки бака на стартовой позиции (СП) и требовала больших материальных затрат.

Впервые Государственный институт азотной промышленности (ГИАП) и Уральский вагоностроительный завод рекомендовали охлаждать кислород до температуры 57 К путем откачки пара хладагента — смеси жидких кислорода и азота.

Предложенный хладагент обладал важными достоинствами. Во-первых, минимальной (в зависимости от состава) температурой замерзания ~50 К, во-вторых, охлаждение его до 57 К достигалось откачкой паров до разрежения, равного 18 мм рт. ст.

В 1983 г. по заданию РКК «Энергия» Уральский вагоностроительный завод изготовил установку охлаждения жидкого кислорода в промышленном масштабе с использованием хладагента. Отработка технологии получения охлажденного кислорода с помощью установки осуществлялась РКК «Энергия».

Анализ результатов экспериментальных исследований помог найти оптимальный исходный состав хладагента, позволивший упростить процесс охлаждения. На рис. 1 представлен процесс охлаждения кислорода, проведенный по оптимальной технологии, на котором приведена зависимость усредненной температуры жидкого кислорода T от времени откачки паров τ .

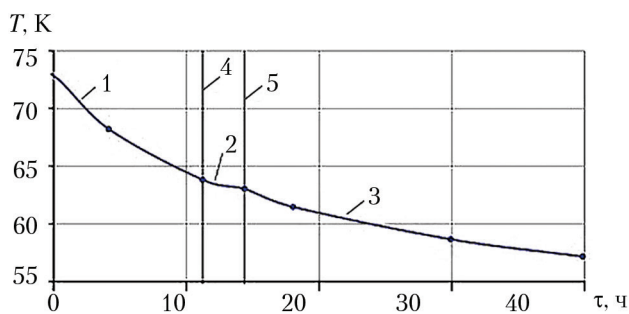


Рис. 1. Экспериментальная зависимость температуры жидкого кислорода от времени охлаждения: 1 — откачка паров хладагента (ХА) водокольцевым вакуумным насосом ВВН2-50; 2 — подпитка ХА охлаждения; 3 — откачка паров ХА вакуумным насосом НВ-500; 4, 5 — начало и конец подпитки ХА охлаждения

Эксплуатация разработанной промышленной системы охлаждения кислорода началась в 1985 г. и продолжалась до 1992 г. В табл. 1 представлено количество кислорода, охлажденного до 57-58 К [5] с использованием разработанной технологии.

Количество охлажденного кислорода согласно годам производства

Год	Количество охлажденного кислорода O_2 , т	Количество циклов
1985	240	8
1986	550	17
1987	694	20
1988	1 087	41
1989	637	27
1990	630	18
1991	640	16
Всего	4 378	148

Аналогичные системы были смонтированы в Приморском филиале РКК «Энергия» для проведения стендовых огневых испытаний ОДУ и на СП космодрома «Байконур» для работ с ОДУ в составе ОК «Буран».

Таким образом, впервые было освоено охлаждение жидкого кислорода до 57-58 К в промышленных масштабах с применением нового хладагента, что позволило провести стендовую отработку агрегатов и ОДУ в целом в наземных условиях, обеспечить заправку ОДУ в составе ОК «Буран» и успешное выполнение ОК программы полета.

Тепловая защита бака окислителя ОДУ

К числу пассивных средств тепловой защиты жидкого кислорода в баке окислителя относятся тепловая изоляция и тепловые мосты, через которые «теплые» элементы конструкции соединяются с баком окислителя.

Баки космических разгонных блоков современных средств выведения полезных грузов, а также ОДУ ОК «Буран», с криогенными компонентами топлива на всех этапах эксплуатации имеют температуру ниже температуры окружающей среды. Возникает тепловой поток, который приводит к нагреву жидкого кислорода и возможной его потере. Чем хуже теплозащитные характеристики и больше перепад температур, тем больше тепловой поток, поступающий в бак.

При проектировании и конструировании тепловой защиты РБ уделяется особое внимание разработке новых конструкций и специальных конструктивных мер, направленных на улучшение теплозащитных характеристик бака. К ним следует отнести совершенствование известных марок теплоизоляций и разработку новых с лучшими теплозащитными характеристиками, разработку новых технологий сборки теплоизоляции, узлов с использованием низкотеплопроводных материалов

в виде проставок (сплавы титана, углепластик, стеклопластик и пр.).

Следует отметить, что для ракеты-носителя с криогенными компонентами топлива вопрос тепловых характеристик тепловых мостов не очень актуален, так как тепловые потоки через них составляют менее 5% от суммарного теплового потока, проходящего через теплозащиту, в то время как для РБ это основная составляющая теплового потока к жидким криогенным компонентам топлива. По мере совершенствования конструкции теплоизоляции бака относительная доля теплового потока через термомосты увеличивается и достигает значения более 50%.

При разработке теплоизоляции бака окислителя ОДУ «Буран» появилось дополнительное требование: теплоизоляция должна выдерживать многократность использования и иметь возможность подвергаться ремонту при межполетном обслуживании ОДУ.

На поверхностях баков (холодная стенка) РБ устанавливаются агрегаты подачи топлива в двигатель, запорная арматура, ферма для крепления бака к блоку. К баку подходят трубопроводы пневмогидросистемы. Эти элементы проходят через теплоизоляцию с теплой стороны блока к холодной поверхности бака, температура которого определяется температурой криогенных компонентов топлива. На рис. 2 в качестве примера показан бак с жидким кислородом двигательной установки ОК «Буран».

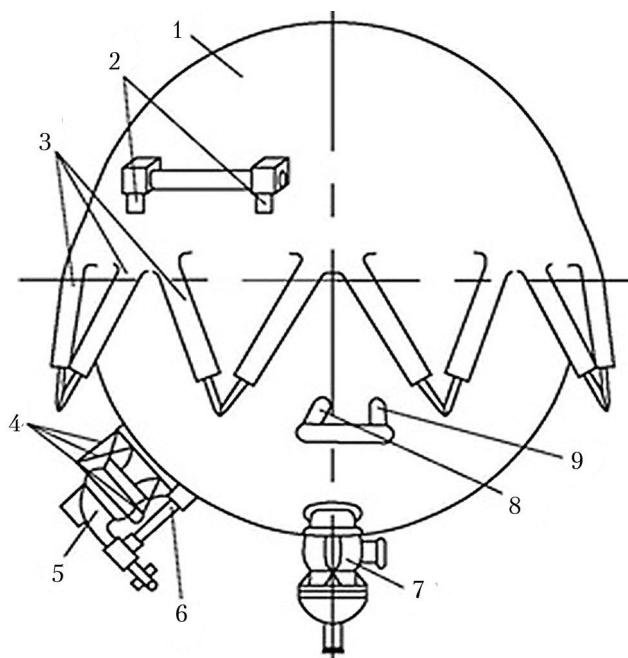


Рис. 2. Бак для жидкого кислорода двигательной установки орбитального корабля «Буран»: 1 – бак диаметром ~2,7 м; 2 – клапаны; 3 – стержни силовой фермы; 4 – насос (2 шт.) для блока газогенерации; 5 – турбина; 6 – ферма крепления насоса блока газогенерации; 7 – бустерный турбонасосный агрегат окислителя; 8, 9 – клапаны средств заправки/слива

На поверхности бака размещены экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) с гермоцехлом, 16 стержней фермы, два блока подачи окислителя, два блока газогенерации, четыре клапана. Все приведенные элементы конструкции рассматриваются как тепловые мосты, через которые тепло поступает в бак. Для уменьшения теплового потока мосты выполняются из специально разработанных материалов с низким коэффициентом теплопроводности.

Тепловая изоляция баков с криогенными компонентами топлива на основе многослойных структур.

В настоящее время экранно-вакуумная теплоизоляция в условиях космического пространства – самая эффективная, поэтому она широко применяется в криогенной и космической технике. Несмотря на ее длительное практическое использование, материал и конструкция теплоизоляции постоянно изучаются и совершенствуются. Можно выделить основные пути совершенствования: использование новых материалов, входящих в состав ЭВТИ, разработка новых конструктивных решений теплоизоляции с учетом улучшения технологии ее нанесения на теплоизолируемую поверхность бака.

Пакет теплоизоляции состоит из пакета радиационных экранов, поверхность которых имеет низкую степень черноты. Экраны разделены прокладками с низким коэффициентом теплопроводности. Теплоизоляционный пакет можно представить как однородное тело, в котором тепло передается одновременно тремя способами: излучением, теплопроводностью по твердому телу и посредством молекул остаточного газа между экранами. Вклад каждой составляющей в суммарный тепловой поток различен и зависит от поля температур по толщине теплоизоляции, уровня остаточного давления газа в слоях теплоизоляции, плотности укладки слоев, степени черноты поверхностей экранов и др.

ЭВТИ для крупногабаритных баков, с учетом многократного их использования, в том числе в космических условиях, имеет некоторые эксплуатационные преимущества по сравнению с изоляциями другого типа, но к технологии ее изготовления и сборки предъявляются повышенные требования. При изготовлении ЭВТИ следует учитывать конфигурацию изделия для того, чтобы обеспечить минимальные зазоры между теплоизоляцией и поверхностью.

Изготовление пакета ЭВТИ состоит из следующих операций: перфорация пленки, дублирование пленки с прокладкой, сварка пленки, раскрой, изготовление ЭВТИ в виде матов и панелей.

Элементы теплоизоляции (пленка и прокладка) собираются в панели, которые крепятся между собой с помощью кнопок. Сборка ЭВТИ по технологии РКК «Энергия» производится в следующем порядке. Сначала кладут заготовку пленки толщиной 20 мкм, далее — восемь слоев прокладочного материала, чередуя с семью слоями пленки толщиной 5 мкм. После этого кладут слой пленки толщиной 12 мкм, далее — еще восемь слоев прокладочного материала, чередуя с семью слоями пленки толщиной 5 мкм, и слой пленки толщиной 12 мкм. Затем кладут заданное количество слоев пленки толщиной 5 мкм, чередуя с прокладочным материалом. Покрывают панель заготовкой пленки толщиной 20 мкм. Собранные панели обрезают по контуру до заданных размеров и закрепляют технологическими скрепками. Панели по шаблонам прокалывают шилом и вставляют в них кнопки, фиксируя шайбой.

К поверхности бака и между собой панели крепятся текстильными застежками, как это показано на рис. 3.

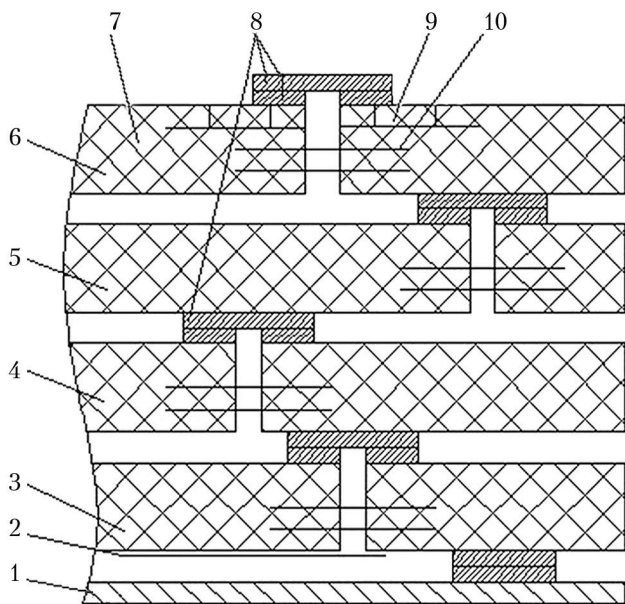


Рис. 3. Конструкция мата теплоизоляции марки ЭВТИ-2РЛ: 1 — стенка бака; 2 — выступающий экран; 3–6 — пакеты теплоизоляции; 7 — слои ЭВТИ; 8 — текстильные застежки; 9 — семь общих теплоизоляционных слоев; 10 — экраны для перекрытия зазоров

Рассматривая пакет теплоизоляции как однородную дисперсную структуру, можно записать уравнение теплопроводности:

$$q = \frac{\lambda_{\text{эф}}}{\delta} (T_1 - T_2),$$

где $\lambda_{\text{эф}}$ — эффективный коэффициент тепло-

проводности, $\lambda_{\text{эф}} = \frac{1}{(T_1 - T_2)} \int_{T_1}^{T_2} \lambda(T) dT$; δ —

толщина пакета теплоизоляции; $(T_1 - T_2)$ — перепад температур на пакете теплоизоляции; n ($n = 0, 1, 2, \dots, i$) — количество слоев в пакете теплоизоляции; i — текущее значение слоя изоляции; λ — локальное значение коэффициента теплопроводности; T — текущее значение температуры i -го слоя изоляции.

Эффективный коэффициент теплопроводности в данном уравнении учитывает одновременно проводимость тепла по твердому телу и излучение при граничных температурах T_1 и T_2 . Увеличение давления между слоями теплоизоляции приводит к росту теплопереноса по остаточному газу и к увеличению суммарного теплового потока за счет этой составляющей теплового потока.

Для принятия решения об использовании той или иной марки ЭВТИ для теплоизоляции баков с криогенными компонентами топлива необходимо знать ее теплофизические и механические характеристики, разработать конструкционные и технологические решения. Фактический материал по этим вопросам может быть получен из экспериментальных исследований на лабораторных установках с последующим подтверждением характеристик на крупногабаритных емкостях и стендовых изделиях.

Перед проектантом стоял вопрос разработки ЭВТИ для бака окислителя ОДУ ОК «Буран», которая бы удовлетворяла новым требованиям по ее использованию. Такая теплоизоляция должна обладать возможностью сохранения массовых характеристик, теплофизических свойств при использовании на баках многократного применения, ремонтпригодности при межполетном обслуживании. Фактический выбор теплоизоляции осуществлялся исходя из анализа различных марок ЭВТИ, в том числе и вновь разработанных и исследованных РКК «Энергия» на лабораторных и крупномасштабных экспериментальных установках.

Исследовались образцы изоляционных конструкций на основе различных марок изоляции (ЭВТИ-2В, ЭВТИ-2П, ЭВТИ-2ПЛ, ЭВТИ-2Л, ЭВТИ-2РЛ). Образцы представляли собой часть реальной конструкции теплоизоляции, которая формируется непосредственно на поверхности калориметра из отдельных слоев изоляции (отражающих экранов и прокладок) при заданной толщине и при заданном числе экранов.

Ниже приведен состав различных марок ЭВТИ, которые обрабатывались РКК «Энергия» на лабораторных экспериментальных установках и внедрены для теплоизоляции баков окислителя существующих и раз-

рабатываемых космических разгонных блоков, в том числе для бака окислителя ОДУ ОК «Буран»:

- ЭВТИ-2В — металлизированная с двух сторон пленка толщиной 5 мкм, продублированная с прокладками из стекловолнистого холста, формирующая на металлической сетке;
- ЭВТИ-2П — металлизированная с двух сторон пленка толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из стекловолнистого холста, формирующая на металлической сетке. Два внешних экрана пакета — пленка, металлизированная с двух сторон, толщиной 20 мкм, формирующая на металлической сетке;
- ЭВТИ-2Л — пленка, металлизированная с двух сторон, толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из капронового сетеполотна;
- ЭВТИ-2ПЛ — металлизированная пленка толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из капронового сетеполотна. Два внешних экрана пакета — пленка, металлизированная с двух сторон, толщиной 20 мкм, формирующая на металлической сетке;
- ЭВТИ-2РЛ — разборная изоляция, металлизированная пленка толщиной 5 мкм, гладкая, чередующаяся с прокладками из капронового сетеполотна. Два внешних экрана из металлизированной пленки толщиной 20 км, формирующей на металлической сетке.

Для выбора оптимальной марки изоляции, применительно к разрабатываемому баку ОДУ ОК «Буран», при исследовании образца изоляционной конструкции, необходимо было определить перепад температур на теплоизоляции, механические характеристики в свободном и обжатом состояниях, исследовать влияние плотности укладки слоев теплоизоляции на эффективный коэффициент теплопроводности и устойчивости пакета теплоизоляции к вибрационным нагрузкам, применительно к многократному ее использованию.

Анализ лабораторных исследований показал, что самыми приемлемыми теплоизоляциями, удовлетворяющими обоснованным требованиям, являются теплоизоляции вновь созданных марок ЭВТИ-2ПЛ и ЭВТИ-2РЛ.

Конструкция пакета теплоизоляции марки ЭВТИ-2РЛ приведена в работе [6]. Особенностью этой конструкции теплоизоляции, в отличие от ранее созданной теплоизоляции марки ЭВТИ-2П, является замена прокладки между экранами из стекловуали ЭВТИ-7 на вновь разработанную прокладку из капронового сетеполотна саржевого плетения ПКО-2.

Изменение коэффициента теплопроводности пакетов ЭВТИ в зависимости от плотности

укладки, полученное в лабораторных исследованиях, приведено на рис. 4.

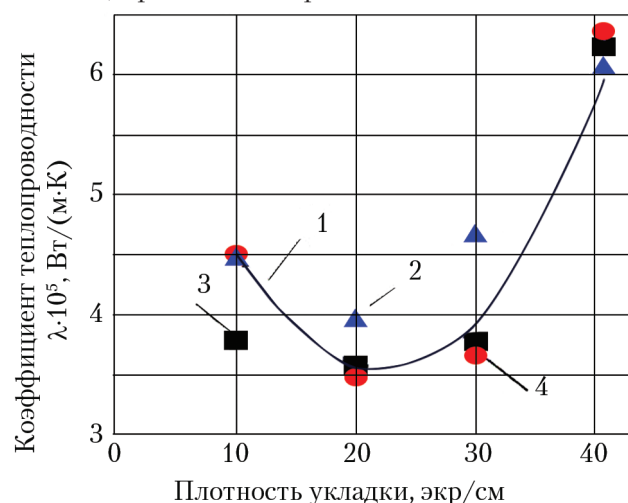


Рис. 4. Изменение коэффициента теплопроводности пакета ЭВТИ при различной плотности укладки: 1 — теоретическая зависимость; 2 — пакет из ЭВТИ-2П; 3 — пакет из ЭВТИ-2РЛ; 4 — пакет из ЭВТИ-2ПЛ

Примечание: значки — экспериментальные точки.

При увеличении плотности укладки слоев возрастает количество радиационных экранов на единицу высоты, поэтому уменьшается радиационная составляющая теплового потока. При этом увеличиваются масса твердого тела, площадь контактов и количество экранов, что приводит к росту теплового потока к местам контактов. В итоге, при сложении составляющих, зависимость эффективного коэффициента теплопроводности $\lambda_{эф}$ вакуумно-многослойных видов ЭВТИ от плотности укладки в зоне глубокого вакуума ($\sim 1 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст.) имеет характерный минимум. При понижении температуры значение $\lambda_{эф}$ в большей степени определяется коэффициентом теплопроводности твердого тела, поэтому минимальный тепловой поток наблюдается при меньших плотностях укладки.

В табл. 2 по результатам лабораторных исследований приведена удельная масса и эффективный коэффициент теплопроводности пакета из 25 слоев экранно-вакуумной теплоизоляции различных марок при плотности укладки 20 экр./см.

Таблица 2

Результаты лабораторных исследований экранно-вакуумной теплоизоляции

Марка изоляции	Удельная масса, г/м ²	$\lambda_{эф}$, Вт/(м·К)
ЭВТИ-2В	362,8	$4,0 \cdot 10^{-5}$
ЭВТИ-2П	411,2	$3,6 \cdot 10^{-5}$
ЭВТИ-2Л	324,4	$3,6 \cdot 10^{-5}$
ЭВТИ-2ПЛ	388,4	$3,6 \cdot 10^{-5}$
ЭВТИ-2РЛ	395,6	$3,6 \cdot 10^{-5}$

Дальнейшее исследование теплоизоляционных конструкций ЭВТИ осуществлялось на крупногабаритных баках, в т. ч. для РБ серии ДМ, ОДУ ОК «Буран» и разрабатываемых изделий, использующих в качестве компонентов топлива жидкие водород, кислород и пр.

Целью испытаний изоляционных конструкций на крупногабаритных емкостях были отработка технологии монтажа и демонтажа изоляционных конструкций на поверхностях крупногабаритных емкостей, определение влияния конструкций матов изоляции и количества слоев на изменение тепловых потоков, притекающих в криогенную емкость, определение эффективного коэффициента теплопроводности испытываемой изоляционной конструкции в заданном диапазоне температур.

На основании экспериментальных данных создавались конструкции теплоизоляции по технологии нанесения теплоизоляции на поверхность бака непосредственно к ОДУ.

Для решения указанных задач была создана экспериментальная установка, в состав которой входит крупногабаритная цилиндрическая криогенная емкость, неподвижно связанная через специальные термомосты с корпусом барокамеры. Перед испытаниями емкость заправлялась жидким азотом. В ходе испытаний в барокамере могло длительно обеспечиваться давление $10^{-1} \dots 10^{-5}$ мм рт. ст.

Испытания проходили на баке с площадью наружной поверхности 30 м^2 и геометрическим объемом бака 10 м^3 [7, 8].

Объектами испытаний на экспериментальной установке были габаритно-геометрические модификации изоляционных конструкций реальных криогенных емкостей, в т. ч. бака окислителя ОК «Буран».

Результаты экспериментального определения коэффициента теплопроводности конструкции теплоизоляции, выполненной на основе ЭВТИ-2ПЛ и ЭВТИ-2РЛ, представлены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты экспериментального определения эффективного коэффициента теплопроводности конструкции теплоизоляции

Давление в полости барокамеры, мм рт. ст.	Удельный тепловой поток, Вт/м ²	$\lambda_{эф}$, Вт/(м·К)
$(3,0 \dots 4,0) \cdot 10^{-6}$	0,805	$7,32 \cdot 10^{-5}$
$(1,0 \dots 1,4) \cdot 10^{-3}$	0,990	$9,00 \cdot 10^{-5}$
$1,0 \cdot 10^{-2}$	6,800	$6,19 \cdot 10^{-4}$
11	136,000	$1,24 \cdot 10^{-2}$

Таким образом, РКК «Энергия» разработана, экспериментально отработана на лабораторных и крупногабаритных установках

теплоизоляция многоразового использования марки ЭВТИ-2ПЛ и ЭВТИ-2РЛ, которая успешно, с заданными характеристиками, обеспечила хранение жидкого кислорода в баке окислителя при полете ОК «Буран».

Разработка активных средств обеспечения теплового режима жидкого кислорода в баке

Теплоизоляция бака окислителя и предварительное глубокое охлаждение жидкого кислорода на стартовом комплексе позволили, в зависимости от программы полета, хранить кислород в космических условиях в течение 8...19 сут без дополнительных средств поддержания теплового режима.

Если пассивные средства поддержания теплового режима себя исчерпывают или становятся менее эффективными по сравнению с другими способами хранения, необходимую температуру компонентов топлива можно обеспечить, используя активные средства термостатирования. К их числу следует отнести охлаждение с использованием теплоты фазового превращения одного из компонентов топлива (термодинамический дренаж), теплоты сублимации отвержденного газа (метана) или газовой криогенной машины (рис. 5).

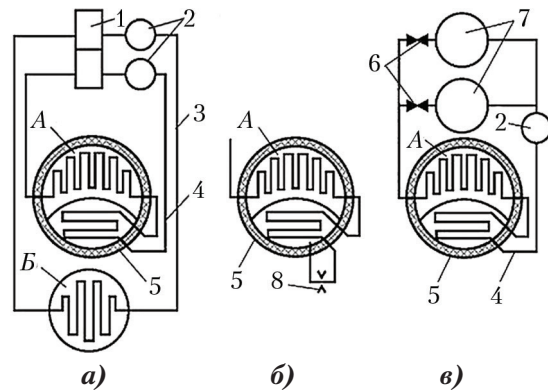


Рис. 5. Принципиальные блок-схемы активных средств термостатирования: а – холодильная машина; б – термодинамический дренаж; в – сублимационный охладитель; А – бак окислителя; Б – бак горючего; 1 – холодильная машина; 2 – клапан; 3 – контур термостатирования горючего; 4 – контур термостатирования кислорода; 5 – теплоизоляция; 6 – клапаны; 7 – сублиматоры; 8 – дроссель

Термодинамический дренаж предусматривает сброс в космическое пространство паров криогенного компонента топлива. Для этого на входе жидкости в теплообменник под капиллярным заборным устройством устанавливается дроссель. Теплообменник, находящийся на другой стороне бака, сообщается с вакуумом. В этих условиях жидкость выкипает в теплообменнике и отдает теплоту фазового перехода термостатируемому компоненту топлива в баке.

В ОК «Буран» теплообменник был расположен на внутренней поверхности оболочки бака, что при его работе позволяло практически весь внешний тепловой поток компенсировать испаряющимся в теплообменнике жидким кислородом. При таком расположении теплообменника исключается существенная неравномерность температуры жидкости и конструкции оболочки бака и ограничивается неравномерное, относительно температуры жидкости в баке, повышение давления пара кислорода в газовом объеме.

Кислород в теплообменник забирался из нижней части отсека капиллярного заборного устройства (КЗУ) через два дозирующих устройства. Каждое дозирующее устройство обеспечивало расход кислорода, позволяющий на 80% снизить номинальное значение теплопритока к баку. Подключение одного или двух дозирующих устройств происходило по сигналам датчиков температуры, расположенных в отсеках КЗУ, и позволяло производить регулирование режима работы теплообменника в зависимости от температуры кислорода. С целью минимизации потерь жидкого кислорода на испарение было принято поддерживать температуру в диапазоне 87...90 К.

Однако поддержание температурного режима жидкого кислорода с помощью термодинамического дренажа приводит, в конце концов, к полной потере криогенного компонента топлива.

Использование твердого криоагента. Для поддержания температурного режима в баке с жидким кислородом можно, сохраняя массу криогенного топлива, сбрасывать в космический вакуум пары сублимирующего отвержденного газа. Преимуществом систем с твердым криоагентом является сравнительно простая конструкция сублиматора, а также относительная надежность и экономичность, так как отсутствуют движущиеся части и затраты энергии на работу сублиматора от систем блока или корабля в полете.

У многих веществ теплота фазового перехода при сублимации превышает скрытую теплоту испарения жидкого кислорода. Но необходимая тепловая эффективность может быть достигнута только в случае достаточного контакта бака с этим веществом. Как вариант рассматривалась связь сублимирующего вещества с кислородом через теплообменник, по которому с помощью нагнетателя циркулировал газообразный гелий.

В температурном диапазоне 65...90 К единственным близким к кислороду веществом

является метан. При термостатировании с применением метана время хранения криогенной жидкости определяется запасом сублимирующего газа и не превышает 30 сут.

В качестве другого способа активно-го термостатирования было предложено рассмотреть использование холодильной машины, работающей от бортовых источников электроэнергии [4]. Такая машина имеет следующие составляющие: источник электрической энергии, электродвигатель холодильной машины, рефрижератор, циркуляционный контур с теплообменником в баке и нагнетателем, контур сброса тепла с системой циркуляции теплоносителя на излучатель или бак горючего, включая насос и его привод. Холодильная машина должна работать в космосе автономно и управляться от автоматики блока или корабля. К ней практически нет доступа, поэтому ее нельзя осмотреть и в случае необходимости отремонтировать. Исходя из этого, надежность функционирования холодильной машины должна быть очень высокой: отказ машины может привести к сокращению выполняемой программы.

Основным показателем эффективности использования активных средств термостатирования для поддержания необходимого температурного режима жидкого кислорода является величина потери массы в зависимости от времени функционирования блока в космосе. РКК «Энергия» применительно к существующему блоку был выполнен соответствующий анализ. На рис. 6 приведены результаты сравнения изменения масс $m_{\text{тек}}$ при применении одного из описанных способов термостатирования, с учетом и без учета затрат электроэнергии на термостатирование элементов конструкции, приборов, горючего.

В затраченную массу m_k входят такие составляющие, как масса холодильной машины (сублимационного охладителя), элементы пневмогидросхемы, солнечные батареи, излучатели и пр. Из рис. 6 следует, что термостатирование с помощью холодильной машины после 3...6 сут пребывания блока в космосе имеет преимущества перед другими средствами термостатирования. Таким образом, наиболее эффективным средством поддержания температурного режима жидкого кислорода и теплового режима блока с точки зрения массовых затрат является холодильная машина, обеспечивающая термостатирование в течение всего времени ее работы. Ресурс холодильной машины может изменяться в пределах 4 000...20 000 ч.

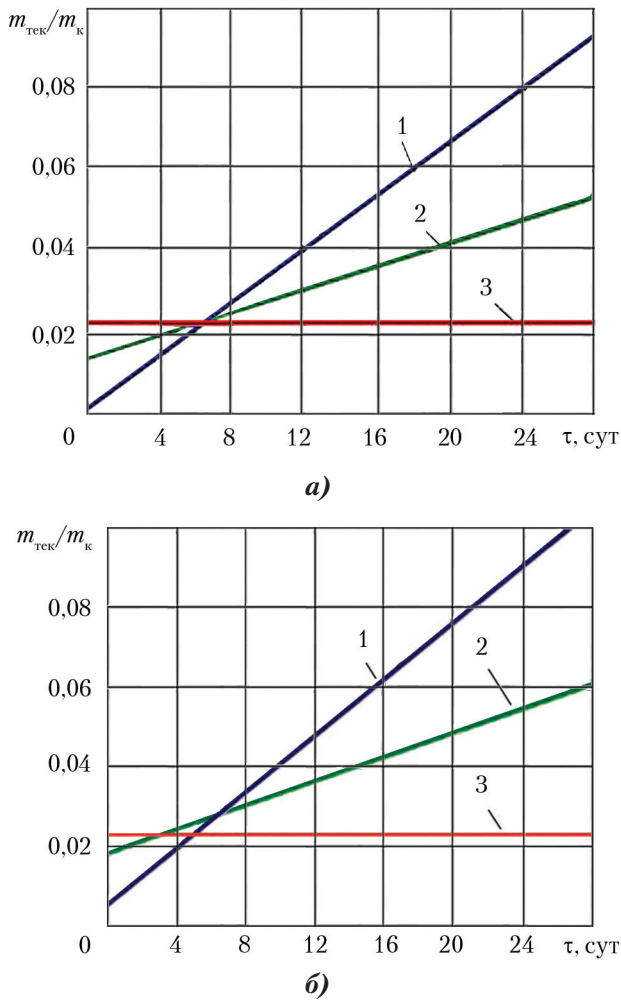


Рис. 6. Графики сопоставления массовых затрат: а – без электроподогрева; б – с электроподогревом; 1 – термодинамический дренаж; 2 – сублимационный охладитель; 3 – холодильная машина; $m_{тек}$ – изменение текущей массы; m_k – масса кислорода в баке (диаметр бака ~2,7 м) с дополнительными элементами конструкции

Использование холодильной машины в криогенных системах позволяет хранить жидкий кислород без потерь в течение времени, определяемого ресурсом холодильной машины, но при этом увеличивается масса системы за счет применения холодильной машины, источников питания, элементов пневмогидравлической системы, крепления. Суммарная масса такой системы определяется уравнением (1)

$$m = m_{ЭК} + m_{ТИ} + m_{об} + m_{ХМ} + m_{ИП}, \quad (1)$$

где $m_{ЭК}$ – масса элементов конструкции; $m_{ТИ}$ – масса теплоизоляции на баке; $m_{об}$ – масса емкости; $m_{ХМ}$ – масса холодильной машины; $m_{ИП}$ – масса источников питания.

Для определения зависимости массы холодильной машины совместно с электроприводом от холодопроизводительности Q_0 и потребляемой мощности N были обработаны имеющиеся материалы, в результате чего получены следующие эмпирические зависимости:

$$m_{ХМ} = 1,425 Q_0; \quad (2)$$

$$m_{ХМ} = 0,0504 N^{0,36} + 0,0639 N + 25.$$

Уравнение (2) с хорошей точностью показывает зависимость массы холодильной машины от холодопроизводительности и потребляемой электрической мощности в диапазоне 40...150 Вт для температуры криостатирования 90 К.

Если считать холодопроизводительность холодильной машины равной тепловому потоку к баку, получаем

$$Q_0 = Q_{ТИ} = \frac{4\pi\lambda_{эф}(R + \delta_{ТИ})^2 K}{\delta_{ТИ}} \Delta T, \quad (3)$$

где $Q_{ТИ}$ – тепловой поток через теплоизоляцию бака; R – радиус бака; $\delta_{ТИ}$ – толщина теплоизоляции; K – коэффициент, учитывающий увеличение теплового потока через теплоизоляцию от наличия термомостов на баке (фермы, агрегаты питания и пр.); ΔT – перепад между температурой поверхности теплоизоляции и температурой стенки бака, заполненного компонентом топлива.

Группируем уравнения (2) и (3) и получаем массу холодильной машины

$$m_{ХМ} = 0,0504 \left(\frac{KF\lambda_{эф}\Delta T}{\delta_{ТИ}\xi} \right)^{0,36} + 0,0639 \frac{KF\lambda_{эф}\Delta T}{\delta_{ТИ}\xi} + 25,$$

где F – площадь поверхности бака; ξ – КПД холодильной машины.

Масса источников питания $m_{ИП}$ может быть представлена уравнением

$$m_{ИП} = \frac{N}{q} \dot{m} = \frac{KF\lambda_{эф}\Delta T}{\delta_{ТИ}\xi q} \dot{m},$$

где q – удельная электропроизводительность источников питания; \dot{m} – удельная масса источников питания.

Масса теплоизоляции на баке равна

$$m_{ТИ} = 4\pi(R + \delta_{ТИ})^2 \rho \delta_{ТИ},$$

где ρ – плотность укладки теплоизоляции.

В уравнении (2) все члены зависят от толщины теплоизоляции $\delta_{ТИ}$. Взяв производную по толщине теплоизоляции и приравняв ее к нулю, получим уравнение

$$A_1 = A_2 \frac{1}{\delta_{ТИ}^{1,36}} - A_3 \frac{1}{\delta_{ТИ}^2},$$

где A_1, A_2, A_3 – коэффициенты, зависящие от теплофизических характеристик теплоизоляции и геометрии бака.

Решая уравнение (2) численным методом, получаем оптимальную толщину теплоизоляции (рис. 7) для различных геометрических характеристик бака.

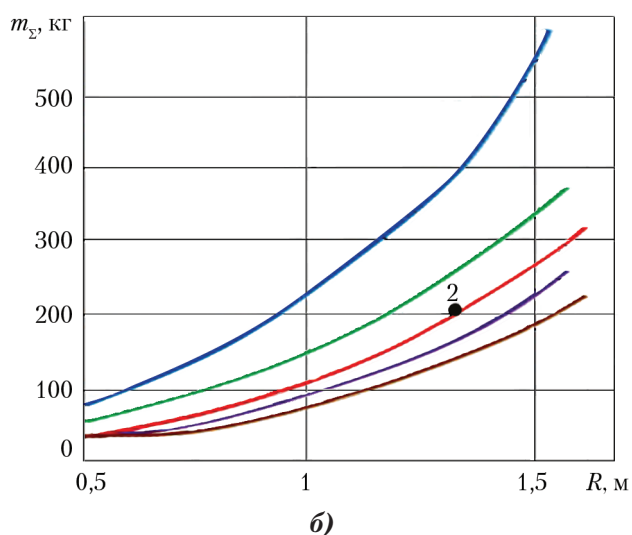
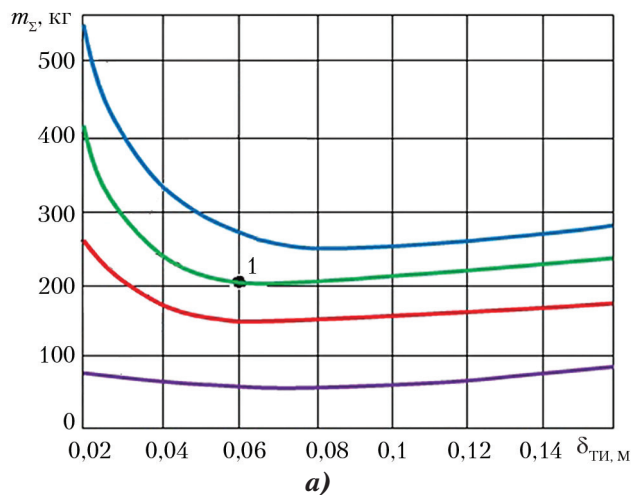


Рис. 7. Зависимость суммарных массовых затрат системы при термостатировании холодильной машины: а – от толщины теплоизоляции бака $\delta_{ТИ}$: — $R = 1,5$ м, — $R = 1,33$ м, — $R = 1$ м, — $R = 0,5$ м; 1 – оптимальная толщина теплоизоляции при использовании холодильной машины; б – от радиуса сферического бака R : — $\delta_{ТИ} = 0,02$ м, — $\delta_{ТИ} = 0,04$ м, — $\delta_{ТИ} = 0,06$ м, — $\delta_{ТИ} = 0,08$ м, — $\delta_{ТИ} = 0,1$ м; 2 – оптимальная масса холодильной машины для бака $R = 1,33$ м

Как следует из рис. 7, оптимальная толщина теплоизоляции бака радиусом 1,33 м, что соответствует размеру бака окислителя ОДУ «Буран», составляет $\sim 0,06$ м, масса холодильной машины для поддержания температурного режима жидкого кислорода в баке составит ~ 200 кг.

Экспериментальная отработка тепловой защиты бака окислителя в составе теплового макета ОДУ «Буран»

Для подтверждения концепции и комплексной экспериментальной проверки эффективности реализованных средств пассивной и

активной тепловой защиты бака окислителя был создан тепловой макет, в состав которого входили штатные элементы конструкции ОДУ.

Для проверки эффективности активных средств термостатирования в бак окислителя был установлен теплообменник длиной ~ 140 м и внутренним диаметром 10 мм. Теплообменник крепился к специальным панелям. Бак окислителя во время испытаний заправлялся жидким азотом.

Тепловой макет входил в состав экспериментальной установки, которая помещалась в термобарокамеру. При испытаниях в термобарокамере поддерживалось давление не выше, чем $1 \cdot 10^{-3}$ мм рт. ст.

Холодильная машина гидравлическими трактами соединялась с теплообменником бака окислителя и баком горючего. В качестве рабочего тела в тракте теплообменника использовался газообразный гелий. Циркуляция гелия в теплообменнике осуществлялась турбонагнетателем, номинальная величина расхода гелия составляла 10,8 кг/ч.

Для проверки эффективности средств активного термостатирования испытания на каждом режиме осуществлялись в два этапа. На первом этапе после выхода теплоизоляции на стационарный режим при фиксированных внешних параметрах определялся внешний тепловой поток. Затем включалась холодильная машина, и после выхода на стационарный режим при тех же внешних параметрах определялся тепловой поток. По разнице тепловых потоков определялась эффективность холодильной машины.

В соответствии с анализом экспериментальных данных было получено, что тепловая защита обеспечила расчетный тепловой поток к баку окислителя, который составил ~ 90 -100 Вт. Холодильная машина полностью компенсировала тепловой поток к баку окислителя и при реализации этого решения применительно к ОК «Буран» обеспечила бы длительное хранение жидкого кислорода в течение 30 сут полета.

Таким образом, разработанные и испытанные на экспериментальных установках, включая тепловой макет ОДУ, пассивные и активные средства тепловой защиты обеспечили хранение жидкого кислорода в баке ОДУ не менее 30 сут, что соответствовало условиям техзадания на разработку. Использование в качестве активного средства холодильной машины позволило увеличить время пребывания в космических условиях ОК «Буран» практически до времени выработки ресурса холодильной машины.

Выводы

РКК «Энергия» теоретически обоснована и экспериментально подтверждена на лабораторных, крупномасштабных испытательных установках и тепловом макете ОДУ возможность длительного (более 30 сут) хранения жидкого кислорода в баке в космических условиях с использованием разработанных пассивных и активных средств термостатирования. Показано, что при использовании только пассивных средств не может быть обеспечен срок хранения жидкого кислорода более 18 сут. Для увеличения этого срока оптимальным решением является использование холодильной машины, которая обеспечивает хранение жидкого кислорода в течение более 30 сут (согласно ресурсу холодильной машины).

Разработаны и прошли экспериментальную отработку новые экологически чистые теплоизоляции марок ЭВТИ-2ПЛ и ЭВТИ-2РЛ, которые в настоящий момент внедрены на РБ типа ДМ и вновь разрабатываемые изделия в РКК «Энергия».

Разработаны и экспериментально проверены средства обеспечения длительного теплового режима жидкого кислорода в баке с использованием термодинамического дренажа, сублиматоров и холодильных машин.

Список литературы

1. Жидкие ракетные топлива. М.: Химия, 1975.
2. Жидкостные ракетные двигатели, созданные ОКБ-1–ЦКБЭМ–НПО «Энергия»–

РКК «Энергия» им. С.П. Королева: // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2009. Вып. 1–2.

3. Многоразовый орбитальный корабль «Буран». Под ред. чл.-кор. РАН Ю.П. Семёнова и др. М.: 1995.

4. Туманин Е.Н. Длительное хранение жидких криогенных компонентов топлива в космических условиях // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2000. Вып. 1–2. С. 63–76.

5. Андреев Г.А. Система охлаждения жидкого кислорода до 58 К // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2000. Вып. 1–2. С. 347–353.

6. Туманин Е.Н., Наумов С.Ф. Проектирование и экспериментальная отработка теплоизоляции баков с криогенными компонентами топлива космических двигательных установок многоразового использования // Известия РАН. Энергетика. 2003. № 4. С. 32–43.

7. Туманин Е.Н. Исследования теплозащитных свойств вакуумной многослойной изоляции на полноразмерных конструкциях при имитации штатных условий работы // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2010. Вып. 2. С. 7–14.

8. Туманин Е.Н. Исследование влияния состава газа в полости теплоизоляции бака окислителя разгонного блока типа ДМ на плотность теплового потока к криогенной жидкости // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 2010. Вып. 2. С. 15–24.

Статья поступила в редакцию 23.09.2013 г.