

На правах рукописи

Юранев Олег Александрович

**МЕТОДЫ ПРИМЕНЕНИЯ ГАЗООБРАЗНЫХ ХЛАДАГЕНТОВ ДЛЯ  
ИМИТАЦИИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ТЕМПЕРАТУР КРИОГЕННЫХ  
ТОПЛИВНЫХ БАКОВ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С  
ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ  
ОТРАБОТКИ ИХ ПРОЧНОСТИ**

Специальность

2.5.14. – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук



Москва – 2023 г.

Диссертация выполнена в Акционерном обществе «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (г. Королёв)

Научный руководитель:

**Колозезный Антон Эдуардович,**  
кандидат физико-математических наук,  
начальник отдела температурно-статической  
прочности АО «Центральный научно-  
исследовательский институт машиностроения»

Официальные оппоненты:

**Лебедев Константин Нитович**  
доктор технических наук, профессор,  
заместитель начальника отделения прочности  
АО «Центральный научно-исследовательский  
институт специального машиностроения»

**Викулов Алексей Геннадьевич**  
доктор технических наук, доцент кафедры  
«Космические системы и ракетостроение»  
ФГБОУ ВО «Московский авиационный  
институт (национальный исследовательский  
университет)»

Ведущая организация:

Акционерное общество «Ракетно-космический  
центр «Прогресс»

Защита диссертации состоится «22» июня 2023 г. в 14-30 на заседании диссертационного совета Д 24.2.331.08, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный переулок, дом 10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, аудитория 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МГТУ им. Н.Э. Баумана <http://www.bmstu.ru>

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_ 2023 г.

Ваш отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью учреждения, просим присыпать по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская улица, дом 5, стр. 1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Ученый секретарь  
диссертационного совета 24.2.331.08  
к.т.н., доцент

А.Ю. Луценко

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

### **Актуальность темы исследования**

В России продолжается создание новых космических транспортных средств, функционирующих на основе использования криогенных компонентов топлива: жидкого водорода, кислорода, метана. Переход компонентов ракетных топлив на криогенные является перспективным и приоритетным направлением в ракетно-космической отрасли. Важное значение при этом приобретают вопросы отработки «криогенной» прочности топливных баков. Опыт работы с жидким водородом в нашей стране не так велик по сравнению с американскими и европейскими космическими программами. До летных испытаний доведены только два водородных бака – это крупногабаритный бак блока «Ц» РН «Энергия» (2 пуска) и водородный бак разгонного блока 12КРБ, который эксплуатируется в составе индийской ракеты GSLV. Опыта работы с жидким метаном и того меньше.

В преддверии отработки прочности РН и РБ нового поколения необходимо усовершенствовать технологии их экспериментальной отработки, в том числе в части правильной имитации температурных полей, с учетом новых задач и тенденций по сравнению с предшествовавшим периодом. Способы усовершенствования методик температурного нагружения изделий при проведении лабораторных криогенно-статических испытаний разрабатываются с учетом основных целей и задач развития экспериментальной базы отработки прочности и динамики, а также основных положений идеологии наземной отработки прочности и динамики.

Объективная необходимость экспериментального исследования прочности конструкций при эксплуатационных температурах состоит в том, что температурные эффекты могут существенно влиять на прочность и жесткость конструкции. Зачетным прочностным статическим испытаниям должны подвергаться все разрабатываемые ступени носителей и разгонных блоков. При их проведении должны имитироваться эксплуатационные температуры испытываемого объекта, поскольку они влияют на свойства материалов и, следовательно, на прочность и жесткость конструкции.

Значительный вклад в решение проблем проведения криогенно-статических испытаний ракетно-космических конструкций внесли специалисты предприятий отрасли, в том числе теоретики и экспериментаторы ЦНИИмаш: С.Н. Давыдов, М.Б. Ерофеев, А.В. Кармишин, В.В. Краев, В.М. Санников, А.Ф. Сивогривов, С.Н. Сухинин, Я.Г. Осадчий, А.Т. Цыбров и др. Активная работа велась и в других научных, испытательных и образовательных центрах, таких как РКЦ «Прогресс», ЦАГИ, МГТУ им. Н.Э. Баумана и др. Особо следует отметить работы В.Л. Ноткина, В.С. Зарубина, Ю.К. Калинина, Г.А. Дейцера.

### **Степень разработанности темы.**

Вопрос отработки прочности криогенных баков возник в конце 70-х годов XX века, когда появилась задача по отработке прочности водородного бака блока «Ц» РН «Энергия» при эксплуатационных температурах. В этот период начались активные проработки обликов экспериментальных баз отрасли для

проведения криогенно-статических испытаний. Самые известные и крупные из них – это корпус комплексных температурно-прочностных испытаний в АО «ЦНИИмаш» (г. Королёв), экспериментальные базы в АО «РКЦ «Прогресс» (г. Самара) и АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» в Фаустово.

**Цель диссертационной работы:**

- разработка методов захолаживания газообразными хладагентами криогенных топливных баков ракет космического назначения для повышения их конструктивно-массового совершенства путем задания их истинного напряженно-деформированного состояния при испытаниях.

**Задачи диссертационной работы:**

- Анализ существующих подходов по захолаживанию криогенных топливных баков.

- Разработка методов захолаживания, позволяющих задать истинное напряженно-деформированное состояние криогенных топливных баков ракет космического назначения и минимизировать затраты на обеспечение имитации эксплуатационной температуры при их прочностных испытаниях.

- Разработка физико-математической модели теплового состояния криогенных баков для предложенных методов захолаживания при их прочностных испытаниях с учетом протекания нестационарных процессов.

- Оценка времени захолаживания криогенных баков рассматриваемыми методами с целью разработки методик по их применению.

- Экспериментальное подтверждение разработанных методов захолаживания.

- Разработка методик по применению предложенных методов захолаживания при отработке температурно-статической прочности новых изделий ракетно-космической техники.

**Научная новизна работы:**

- впервые разработан и теоретически обоснован метод захолаживания криогенных топливных баков посредством циркуляции холодного гелия по замкнутому контуру с использованием гелиевого рефрижератора, позволяющий проводить охлаждение конструкций до любого температурного уровня, вплоть до 20 К;

- впервые разработан и экспериментально обоснован метод захолаживания криогенных топливных баков посредством фонтанирования капельно-газовой смеси на внутреннюю поверхность бака специальным разбрызгивателем, установленным в верхней части бака, позволяющий имитировать в баках температуры, близкие к температуре кипения жидкого метана и жидкого кислорода;

- впервые разработан и теоретически обоснован метод захолаживания криогенных топливных баков посредством орошения жидким азотом внешней поверхности бака.

**Теоретическая и практическая значимость работы:**

- использование разработанных новых методов на практике позволит выявить истинное напряженно-деформированное состояние конструкций РН и

РБ, возникающее от воздействия температуры в эксплуатационных условиях, повысит достоверность и информативность экспериментальных результатов;

- использование разработанных методов на практике позволит определить истинное массовое совершенство конструкций, в том числе при учете их криогенного упрочнения;

- результаты работы, приведенные в диссертации, применяются в настоящее время (Акт внедрения в АО «ЦНИИмаш» от 14.02.2022 г. № 20023-0276-2022) и будут использованы в дальнейшем для проведения испытаний изделий, разрабатываемых ПАО «РКК «Энергия», АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», АО «РКЦ «Прогресс».

### **Методология и методы исследования**

В работе использованы:

- аналитические и численные методы решения задач теплообмена в сплошной среде, использующие уравнения теплопроводности и теоретические основы теплопередачи;

- экспериментальные методы захолаживания с использованием жидкого азота;

- методы регистрации, обработки и анализа параметров температурных полей.

### **Положения, выносимые на защиту:**

- метод захолаживания топливных баков ракет-носителей и разгонных блоков посредством циркуляции по замкнутому контуру холодного газообразного гелия;

- метод захолаживания топливных баков ракет-носителей и разгонных блоков посредством фонтанизирования капельно-газовой смеси на внутреннюю поверхность бака специальным разбрызгивателем, установленным в верхней части бака.

- тепловая физико-математическая модель оценки процесса захолаживания емкостей криогенными теплоносителями.

### **Степень достоверности и апробация результатов.**

Достоверность и практическая ценность разработанных методов захолаживания газообразными хладагентами криогенных топливных баков ракет космического назначения при проведении их прочностных испытаний подтверждается использованием классических соотношений учения о теплообмене, экспериментальными исследованиями и разработанными на их основе нормативными документами.

### **Апробация работы.**

Результаты проведенных исследований докладывались и обсуждались на отраслевых и всероссийских конференциях, в том числе:

- на молодежной научно-технической конференции «Инновационный арсенал молодежи 2012», (г. Санкт-Петербург, 2012 г.);

- на Международном Аэрокосмическом Конгрессе IAC'12 (г. Москва, 2012 г.);

- на XXXVIII Всероссийской конференции, посвященной 75-летию Южно-Уральского государственного университета (г. Миасс Челябинской обл., 2018 г.);

- на 64-й Всероссийской научной конференции МФТИ (Москва, 2021 г.).

#### **Личный вклад автора** заключается:

- в непосредственном участии в разработке метода охлаждения баков циркуляцией холодного гелия, его расчетном обосновании, подготовке публикаций и личных выступлениях с докладами по выполненной работе;

- в разработке метода захолаживания топливных баков ракет-носителей и разгонных блоков посредством фонтанизирования капельно-газовой смеси на внутреннюю поверхность бака специальным разбрызгивателем, установленным в верхней части бака, его экспериментальном подтверждении, получении и обработке результатов эксперимента;

- в разработке научно-методических основ совершенствования методов прочностных испытаний конструкций ракет-носителей и разгонных блоков посредством более точного имитирования температурных полей конструкции.

**Публикации.** Основные положения и результаты диссертационной работы отражены в 12 научных работах, в том числе в 7 статьях в журналах Перечня изданий, рекомендованных ВАК РФ и 4 сборниках тезисов конференций.

#### **Объем и структура диссертации.**

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка использованной литературы из 108 наименований. Она изложена на 146 страницах, содержит 30 рисунков и 4 таблицы.

### **ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** отражена актуальность темы исследования, сформулированы цели и задачи работы. Показаны новизна, а также достоверность и обоснованность результатов диссертационной работы. Кратко охарактеризованы методы исследования. Представлены теоретическая и практическая значимость работы, описана структура диссертации.

**В первой главе** приведен обзор существующих методов охлаждения конструкций, таких как конвективный способ, а именно: конвективный способ захолаживания с помощью жидкого хладоносителя, конвективный способ захолаживания внутри стационарного устройства, конвективный способ захолаживания посредством газообразного хладоносителя, контактные методы захолаживания. Проанализирована технология охлаждения конструкций жидким и газообразным хладагентами. Сформулированы предложения по использованию того или иного метода в различных случаях.

Одно из основных требований к захолаживающим жидкостям – имитация физических характеристик криогенных топлив.

Отмечается, что для имитации температуры жидкого кислорода, то есть наиболее близкой к нему по температуре кипения жидкостью, предлагается использовать сжиженный аргон. Малая разница в температурах кипения (3 К), не очень большая разница в плотностях (примерно в 1,2 раза) и приемлемая стоимость делают аргон идеальным веществом для имитации температуры

жидкого кислорода. Жидкий азот уступает жидкому аргону как в разнице температур, так и в разнице плотностей кипящих жидкостей, единственное преимущество – более низкая стоимость.

Температуру жидкого водорода можно имитировать жидким неоном, температура кипения которого всего лишь на 7 К выше. В этом случае разница в изменении механических свойств материала баков будет несущественной. Но разница в плотностях в 17 раз не позволит проводить испытания водородных баков без обезвешивания. Использование жидкого гелия в этом случае нецелесообразно из-за слишком низкой температуры и чрезвычайно высокой стоимости.

Автором в целях отработки прочности изделий ракетно-космической техники был предложен и экспериментально опробован способ охлаждения конструкций парами жидкого азота и теоретически обоснован способ охлаждения газообразным гелием. Метод захолаживания конструкций парами криогенной жидкости применим для любых низкокипящих жидкостей, но с точки зрения пожаровзрывобезопасности и экономической эффективности используется жидкий азот (Рисунок 1). Парами жидкого азота возможна имитация перспективного ракетного горючего – жидкого метана (минус 161 °C), а также жидкого кислорода (минус 183 °C). Осуществить это можно двумя способами. Первый способ заключается в том, что в нижнее днище бака подается жидкий азот, испаряющиеся пары которого движутся вдоль стенки бака, охлаждают ее и выходят через дренажное отверстие в верхнем днище бака.

При осуществлении второго способа жидкий азот подается со стороны верхнего днища бака. Желательно для более равномерного и интенсивного охлаждения внутри бака в районе верхнего днища установить разбрызгиватель с форсунками (Рисунок 2).

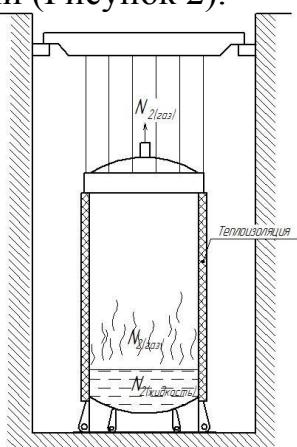


Рисунок 1. Схема захолаживания бака испаряющимся азотом

В этом случае капельно-жидкостная смесь, попадая в область стенок бака, начинает опускаться вниз бака за счет массовых сил инерции, по пути охлаждая стенки бака, а затем, нагреваясь, начинает подниматься вверх через центральную часть бака и выходит через дренажное отверстие.

Данный способ также был отработан в ЦНИИмаш, что отражено в главе 3 диссертации.

Следует отметить, что скорость захолаживания бака данным способом оказалась намного выше, чем в предыдущем способе.

Вызывает интерес комбинированный способ охлаждения, совмещающий в себя охлаждение испаряющимся азотом, залитым снизу, и азотной капельно-газовой смесью, подаваемой сверху. Схематично он показан на Рисунке 3.

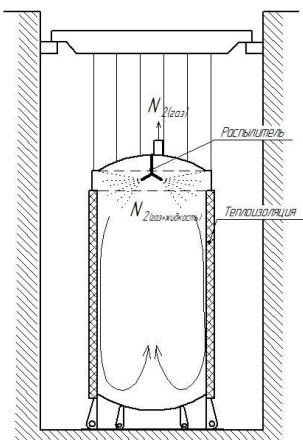


Рисунок 2. Схема захолаживания бака испаряющимся азотом сверху

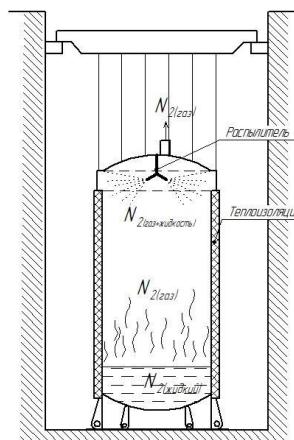


Рисунок 3. Схема захолаживания бака азотом комбинированным способом

В процессе проведения испытаний происходит большой приток тепла к баку со стороны оснастки. Для уменьшения данных теплопритоков предлагается между шпангоутом и оснасткой установить кольцо из материала, обладающего низким коэффициентом теплопроводности.

**Во второй главе** представлены результаты расчетов охлаждения водородного, метанового и кислородного баков. Расчеты проведены в аналитической постановке.

Приведено расчетное обоснование возможности охлаждения до температуры 20 К (минус 253 °С) крупногабаритных емкостей с помощью газообразного гелия на примере технологии относительно недорогого и взрывобезопасного захолаживания водородного бака (Рисунок 4).

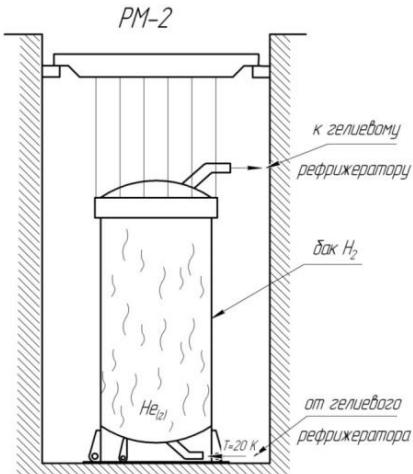


Рисунок 4. Схема охлаждения до 20 К крупногабаритных емкостей с помощью газообразного гелия

снова в рефрижератор и там охлаждается. Цикл повторяется.

Суть подобного охлаждения заключается в следующем. Через бак прокачивается холодный газообразный гелий (Рисунок 4). Газообразный гелий может быть охлажден до низких температур. Рассмотрим охлаждение до температуры  $T_2 = 20$  К (температура жидкого водорода). Гелий охлаждается в гелиевом рефрижераторе до требуемой температуры, после чего подается в бак, где, нагреваясь от стенок бака, через верхнее днище попадает

Бак, теплоизоляция и газ, находящийся внутри бака имеют начальную температуру 293 К. Далее в емкость начинает поступать холодный газ (гелий) постоянной температурой 20 К. Этот газ вытесняет теплый газ и заполняет емкость. По мере поступления холодного газа в емкость понижается температура стенок и теплоизоляции.

Расчет проводился по методу тепловых балансов (Рисунок 5). В проводимом расчете температура определяется в центре толщины стенки бака. Время захолаживания определялось путем решения нестационарного уравнения теплопроводности, решаемого явным методом Рунге-Кутты 4-го порядка точности. Принималось, что процесс заполнения бака гелием происходит гораздо быстрее процесса охлаждения.

Система обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих процесс теплообмена в одномерной постановке, будет иметь вид:

$$\begin{aligned} C_p(T_1^{He}) \cdot \rho(T_1^{He}) \frac{\partial T_1^{He}}{\partial \tau} V_1^{He} &= C_p(T_1^{He}) G_{\text{вх}}(T_{\text{вх}}^{He} - T_1^{He}) F_{He} + \alpha_{\text{к}}^{\text{вын}} (T_i^{Al} - T_1^{He}) F_{\text{конв}}; \\ T_1^{He}(0) &= 20 \text{ К}; \\ C_p(T_2^{He}) \cdot \rho(T_2^{He}) \frac{\partial T_2^{He}}{\partial \tau} V_2^{He} &= C_p(T_2^{He}) G_{\text{вых}}(T_{\text{вых}}^{He} - T_2^{He}) F_{He} + \alpha_{\text{к}}^{\text{вын}} (T_i^{Al} - T_2^{He}) F_{\text{конв}}; \\ T_2^{He}(0) &= 20 \text{ К}; \\ C(T_i^{Al}) \cdot \rho(T_i^{Al}) \frac{\partial T_i^{Al}(\tau)}{\partial \tau} &= -\alpha_{\text{к}}^{\text{вын}} (T_i^{Al} - T_r) + \frac{\lambda(T_i^{Al})}{h_{Al}} (T_{i+1}^{Al} - T_i^{Al}) + \\ &\quad + \frac{\lambda_{\text{тзп}}(T_i^{\text{тзп}})}{h_{\text{тзп}}} (T_i^{\text{тзп}} - T_i^{Al}); \\ T_i^{Al}(0) &= 293 \text{ К} T_i^{\text{тзп}} = T_m; \lambda_{\text{тзп}}(T_i^{\text{тзп}}) = \lambda_{\text{эф}}(T_2^{Al}, T_m); h_{\text{тзп}} = \delta_{\text{эф}} \\ C_p(T_i^M) \cdot \rho(T_i^M) \frac{\partial T_i^M}{\partial \tau} \delta_{\text{ст}} &= \frac{\lambda(T_i^M)}{h_{Al}} (T_{i+1}^M - T_i^M) + \frac{\lambda(T_i^M)}{h_{Al}} (T_i^M - T_i^{Al}) + \\ &\quad + \varepsilon_i \sigma (T_i^{M^4} - T_{cp}^4) - \alpha_{\text{к}}^{\text{св}}(T_i^M, T_{cp})(T_i^M - T_{cp}); \\ T_i^M(0) &= 293 \text{ К}, \end{aligned}$$

где:  $F_{He} = \frac{\pi d^2}{4}$  – площадь сечения потока гелия;  $F_{\text{конв}} = \pi dl$  – площадь конвективного теплообмена стенки бака с гелием;  $V_j^{He} = \frac{\pi d^2 h_j}{4}$ ;  $j = 1, 2$  – объем части бака;  $\alpha_{\text{к}}^{\text{вын}} = \frac{\text{Nu}_d \lambda_{He}}{d}$ .

Процесс теплообмена между оснасткой и окружающей средой характеризуется свободным движением воздуха и таким образом критерий Нуссельта определяется произведением чисел Грасгофа и Прандтля при обтекании вертикальной стенки свободномолекулярным потоком воздуха:

$$\begin{aligned} \text{Nu}_l &= 0,75 (\text{Gr}(T) \text{Pr}(T))^{0,25}; \\ \text{Gr}_l &= \frac{g \beta \rho^2 (T_i^{\text{тзи}} - T_{cp}) l^3}{\eta(T)^2}. \end{aligned}$$

Коэффициент расширения пара определяется выражением:

$$\beta = \frac{1}{T_i^{He}};$$

Тогда для коэффициента теплоотдачи получаем:

$$\alpha_{\text{к}}^{\text{св}} = \frac{\text{Nu}_l \lambda_{\text{в}}(T)}{l}.$$

Расход паров гелия на входе определяется выражением:

$$G_{\text{вх}} = \sqrt{2 \rho_{\text{вх}} (p_{\text{вх}} - p)}.$$

Расход паров гелия на выходе определяется выражением:

$$G_{\text{вых}} = \frac{F_{\text{дп}} p}{\sqrt{RT_{\text{ппmax}}}} f\left(\gamma, \frac{p_0}{p}\right); T_{\text{ппmax}} = 293 \text{ К}.$$

Показатель адиабаты паров гелия:

$$f\left(\gamma, \frac{p_0}{p}\right) = \begin{cases} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ \left(\frac{p_0}{p}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_0}{p}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]} & \text{при } \frac{p_0}{p} \geq \left(\frac{2}{\gamma-1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, \\ \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma-1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} & \text{при } \frac{p_0}{p} \leq \left(\frac{2}{\gamma-1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases}, \quad (1)$$

$R$  – газовая постоянная пара;  $p_0$  – давление среды на выходе из емкости;

$F_{\text{др}}$  – площадь дренажного отверстия.

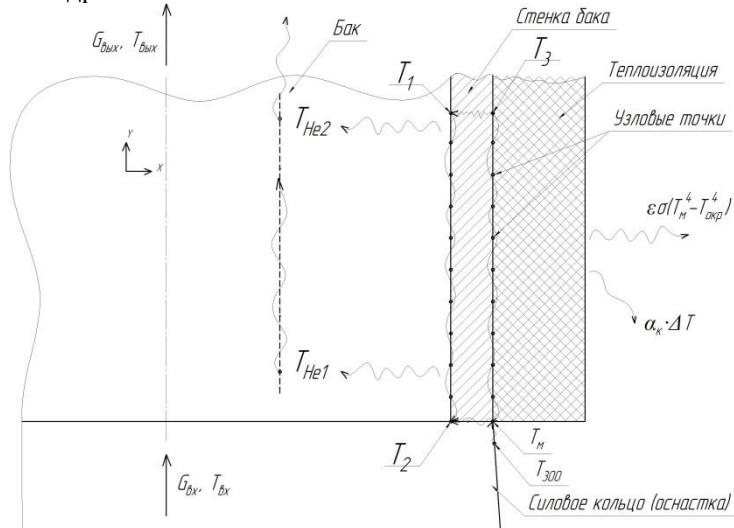


Рисунок 5. Расчетная схема

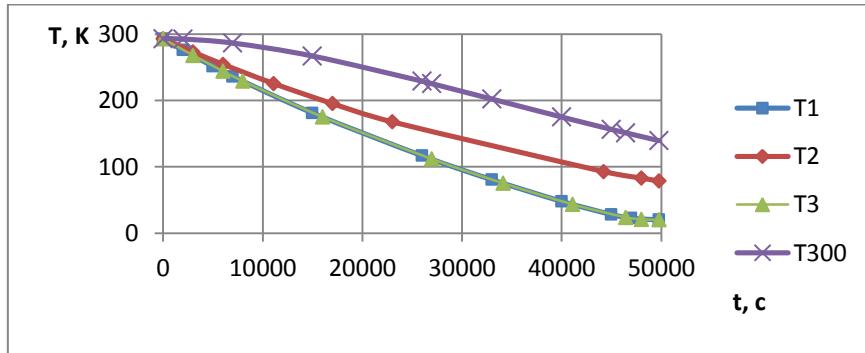


Рисунок 6. Распределение температур в разных точках бака по времени (кривые  $T_2$  и  $T_m$  близки друг к другу)

Анализ результатов показал, что температура стенки бака достигнет температуры 20 К не более, чем за 22 часа. Температура бака (шпангоут) в точке соприкосновения с силовым кольцом при этом будет иметь значение 78 К. Температура оснастки в точке соприкосновения с баком при этом составляет  $\sim 79$  К (минус 195 °C).

При этом на расстоянии 300 мм от стыка температура оснастки составляет 140 К (минус 133 °C). На расстоянии 1000 мм от стыка температура оснастки составит 233 К (минус 40 °C).

Низкая температура оснастки обусловлена тем, что расчет проводился в одномерной постановке. В двумерной постановке температура оснастки оценочно должна быть выше примерно на 40 К.

Если перед испытателями стоит задача свести к минимуму затраты времени на захолаживание бака, предлагается его предварительно охладить жидким азотом до температуры порядка 80 К одним из вышеуказанных

способов. Затем по той же технологии продолжить захолаживание бака газообразным гелием. Оценим общее время захолаживания по данному способу.

Сначала рассчитаем время охлаждения бака до температуры  $\sim 80$  К. Предположим, что бак будет захоложен путем его полной заливки жидким азотом. При этом время охлаждения бака будет эквивалентно времени его полного заполнения.

Объемный расход жидкого азота по магистрали определяется по формуле:

$$Q = V \cdot S, \text{ где}$$

$V$  – скорость потока жидкого азота, [м/с];

$S$  – площадь поперечного сечения магистрали, [ $\text{м}^2$ ].

При расчете времени заполнения бака пренебрежем количеством испарившегося азота. Тогда бак заполнится жидким азотом за время

$$t = \frac{V_6}{Q} = \frac{105 \frac{\text{м}^3}{\text{с}}}{0,038 \frac{\text{м}^3}{\text{с}}} = 2763 \text{ с} < 1 \text{ ч}$$

Для простоты расчета примем, что время заполнения бака составит порядка одного часа. Аналогично примем, что и время опорожнения жидкого азота из бака также произойдет за время порядка 1 ч.

Далее определим время охлаждения бака от температуры  $\sim 80$  К до температуры 20 К газообразным гелием.

Методика расчета аналогична той, что представлена выше. Ниже приводится график изменения температуры стенки со временем.

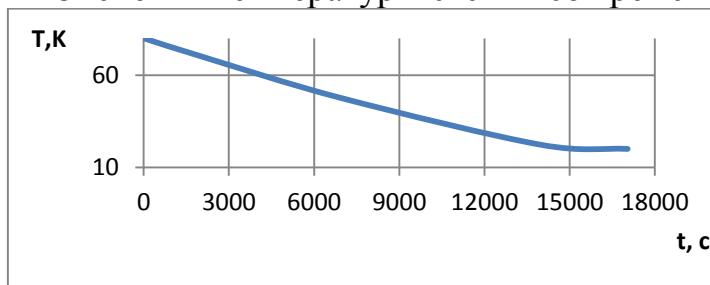


Рисунок 7. Зависимость температуры обечайки бака от времени в случае захолаживания от 80 К

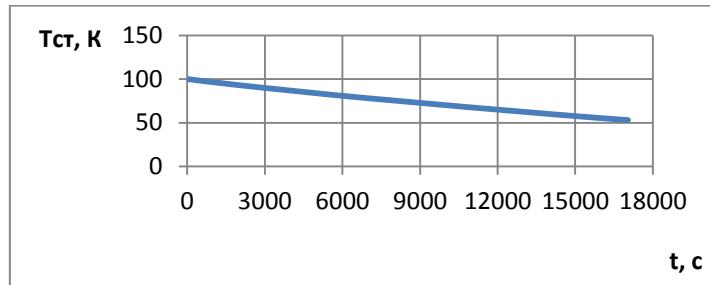


Рисунок 8. Зависимость температуры стыка силового кольца от времени

Таким образом получили, что время захолаживания бака газообразным гелием в интервале температур 80-20 К составит  $17040/3600 \approx 5$  ч. В этом случае общее время охлаждения бака от нормальной температуры до температуры жидкого водорода составит всего 7 ч. Такой подход позволит

произвести захолаживание бака и последующие статические испытания в одну рабочую смену.

Таким образом, выполненные расчеты показали, что охлаждение крупногабаритных изделий газообразным гелием до температуры 20 К является осуществимой задачей.

Далее был проведен расчет захолаживания кислородного (метанового) бака с использованием газообразного азота по схеме, показанной на Рисунке 2.

Предположительно, в баке будут происходить следующие процессы: жидкий азот, попадая внутрь через верхнее отверстие бака, дробится об среду, отдельные капли начинают нагреваться и переходит в газообразное состояние. Таким образом, до низа бака доходит капельно-газовая смесь. Достигая стенок внизу бака смесь еще больше нагревается и начинает выталкиваться наверх за счет новых порций холодного азота и сил конвекции. Поднимаясь вверх пары азота охлаждают стенку и выходят через отверстие Ø100 мм в верхнем днище бака.

Бак имел следующие параметры: Ø4,1 м, высота бака с днищами ~ 5 м. Снаружи бак был покрыт теплоизоляцией ППУ-17 со средней толщиной 44 мм.

Считается, что процесс захолаживания стенки зависит от температуры азота на линии насыщения и высоты столба жидкого азота.

Таким образом, получается система обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих тепловое состояние конструкции:

1. Для изотермических узлов алюминиевой конструкции:

$$C(T_i^{Al}) \cdot \rho(T_i^{Al}) \cdot \delta_{Al} \frac{\partial T_i^{Al}(\tau)}{\Delta\tau} = -\alpha_k^{\text{вын}}(T) \cdot (T_i^{Al} - T_r^i) + \frac{\lambda(T_i^{Al})}{h_{Al}} (T_{i+1}^{Al} - T_i^{Al}) + \frac{\lambda_{\text{тзп}}(T_i^{\text{тзп}})}{h_{\text{тзп}}} (T_i^{\text{тзп}} - T_i^{Al}); T_i^{Al}(0) = 20 \text{ К};$$

$$\alpha_k^{\text{вын}} = \frac{Nu_d \lambda_N}{d}.$$

Число Нуссельта находится из выражения:

$$Nu_l = 0,025 \cdot Re^{0.8} \cdot Pr^{0.4} \cdot \left(1 + \left(\frac{d}{l}\right)^{0.7}\right).$$

2. Для изотермических узлов теплозащитного покрытия:

$$C(T_i^{\text{тзп}}) \cdot \rho(T_i^{\text{тзп}}) \cdot \delta_{\text{He}} \frac{\partial T_i^{Al}}{\Delta\tau} = -\frac{\lambda_{\text{тзп}}(T_i^{\text{тзп}})}{h_{\text{тзп}}} (T_i^{\text{тзп}} - T_i^{Al}) + \varepsilon_i \sigma (T_i^{\text{тзп}}{}^4 - T_{\text{cp}}^4) - \alpha_k^{\text{cb}} (T_i^{\text{тзп}} - T_{\text{cp}}).$$

3. Для изотермических узлов азота необходимо решить систему уравнений сохранения массы и энергии:

$$\frac{dV_{\text{п}}^N}{d\tau} = \frac{G_{\text{вх}} - G_{\text{вых}} - \left( \frac{V_{\text{п}}^N}{R^N T_i^N} \frac{dp_{\text{п}}^N}{dT} - \frac{p_{\text{п}}^N V_{\text{п}}^N}{R^N T_i^N{}^2} \right) \frac{dT_i^N}{d\tau}}{\rho_{\text{п}}^N + \rho_{\text{ж}}^N};$$

$$\frac{dT_i^N}{d\tau} = \frac{G_{\text{вх}} C_{\text{ж}} T_{\text{вх}}^N - G_{\text{вых}} C_{\text{п}} T_{\text{вых}}^N + w + T_i^N \frac{dV_{\text{п}}^N}{d\tau} [C_{\text{ж}} \rho_{\text{ж}}^N + C_{\text{п}} \rho_{\text{п}}^N]}{C_{\text{ж}} \rho_{\text{ж}}^N (V - V_{\text{п}}^N) + T_i^N \rho_{\text{п}}^N V_{\text{п}}^N \frac{dC_{\text{п}}}{dT} + \left( \frac{C_{\text{п}} T_i^N V_{\text{п}}^N}{R^N T_i^N} \frac{dp_{\text{п}}^N}{dT} + \frac{p_{\text{п}}^N V_{\text{п}}^N C_{\text{п}} T_i^N}{R^N T_i^N{}^2} \right)};$$

$$w = r_N \frac{\partial m_{\text{п}}^N T_i^N}{\partial \tau} + \alpha_k^{\text{вын}} (T_i^{Al} - T_i^N) S_6.$$

Выражение для конвективного потока:

$$q_{\text{конв}}(T) = \alpha_{\text{ж}}(T) \cdot (T_{Al} - T_{\text{ж}}), \text{ если } T \leq T_{\text{нас}} \\ q_{\text{конв}}(T) = \alpha_{\text{п}}(T) \cdot (T_{Al} - T_{\text{п}}), \text{ если } T \geq T_{\text{нас}}, \text{ где}$$

$h$  – энтальпия;  $r$  – теплота парообразования азота;  $V_{\text{п}}$  – объем паровой фазы,  $V = \frac{\pi \cdot d^2 H}{4 N}$ , где  $N=1\dots 7$  – количество узлов;  $\rho_{\text{п}}$  – плотность паровой фазы;  $\rho_{\text{ж}}$  – плотность жидкой фазы;  $\alpha_{\text{ж}}$  – коэффициент теплоотдачи для жидкого азота;  $\alpha_{\text{п}}$  – коэффициент теплоотдачи для газообразного азота (пара);  $T_{\text{ж}}$  – температура жидкого азота;  $T_{\text{п}}$  – температура газообразного азота (пара);  $T_{\text{нас}}$  – температура насыщения для жидкого азота;  $T$  – текущая температура азота в баке;  $c_n$  – теплоемкость паровой фазы жидкого азота;  $S_{\delta}$  – площадь поверхности бака.

Значения массового расхода азота при входе в бак и при выходе из бака находятся из выражений:

$$G_{\text{вх}} = F_{\text{вх}} \sqrt{2 \cdot \rho_{N2} \cdot (p_{\text{вх}} - p_6)},$$

где  $F_{\text{вх}}$  – площадь входного отверстия,  $p_{\text{вх}}$  – давление входного потока жидкого азота,  $p_6$  – давление среды в баке.

Массовый расход газообразного азота на выходе из бака:

$$G_{\text{вых}} = \frac{F_{\text{вых}} \cdot p_6}{R \cdot T_{p_{\text{max}}}} f\left(\gamma, \frac{p_0}{p_6}\right),$$

где  $f\left(\gamma, \frac{p_0}{p}\right)$  находится по формуле (1),  $F_{\text{вых}}$  – площадь выходного отверстия,  $\gamma$  – показатель адиабаты азота,  $R$  – универсальная газовая постоянная,  $p_6$  – давление в баке.

4. Для изотермических узлов силового кольца, сделанного из стали:

$$C_p(T_i^{St}) \cdot \rho(T_i^{St}) \cdot \delta_{St} \frac{\partial T_i^{St}}{\Delta \tau} = \frac{\lambda(T_i^{St})}{h_{Al}} (T_{i+1}^{St} - T_i^{St}) + \frac{\lambda(T_i^{St})}{h_{Al}} (T_i^{St} - T_i^{Al}) + \\ + \varepsilon_i \sigma (T_i^{St 4} - T_{cp}^4) - \alpha_{\text{к}}^{\text{cb}} (T_i^{St} - T_{cp}).$$

Результаты расчета показаны на Рисунке 9.

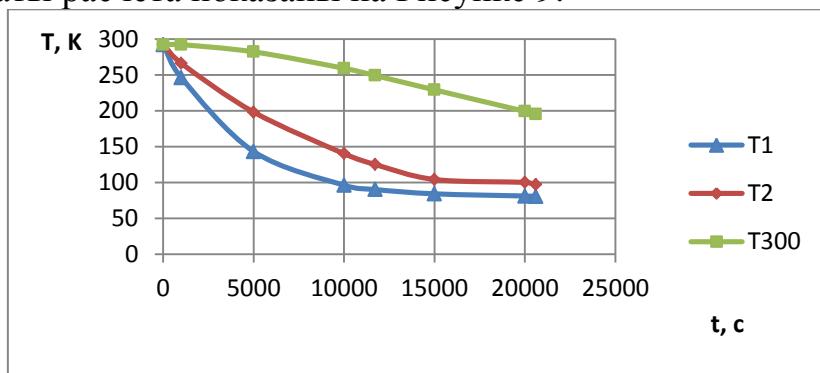


Рисунок 9. Зависимость от времени температуры стенки бака (T1),стыка бака с оснасткой (T2) и на расстояние 300 мм от стыка (T300)

Таким образом, время захолаживания стенки бака до температуры 80 К составит порядка 21000 с (~ 6 ч), до температуры 90 К (температура жидкого кислорода) составит порядка 11725 с (~ 3,5 ч), до температуры 112 К (температура жидкого метана) составит порядка 7600 с (~ 2,2 ч).

**В третьей главе** приводится обзор экспериментов, в которых проводились исследования захолаживания баков газообразным азотом различными методами, а именно: парами жидкого азота, парами жидкого азота путем сброса давления, азотной капельно-газовой смесью. Эксперименты показали, что наиболее эффективным методом захолаживания с точки зрения равномерности и скорости является метод захолаживания азотной капельно-газовой смесью, который и предлагается использовать при наземной экспериментальной отработке прочности кислородных и метановых баков.

Приводится описание экспериментального апробирования метода захолаживания баков парами жидкого азота. Захолаживанию были подвергнуты имитатор топливного бака РН сверхтяжелого класса и имитатор бака РН тяжелого класса. Подача азота осуществлялась как снизу бака, так и сверху для определения оптимального варианта.

При испытаниях имитатора бака диаметром 0,8 м подача азота осуществлялась только снизу. Распределение температуры вдоль обечайки представлено на Рисунке 10.

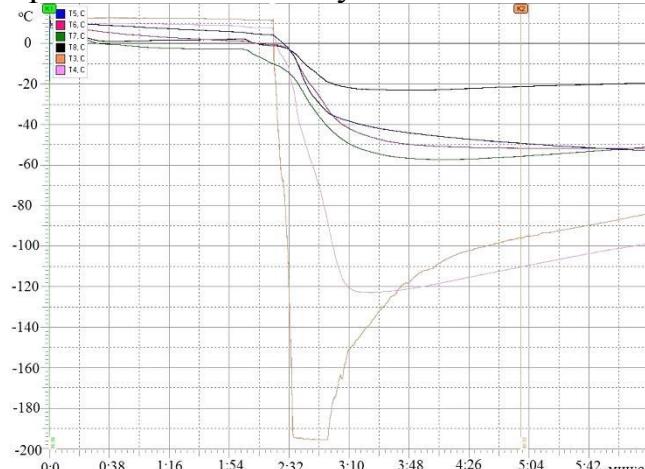


Рисунок 10. Зависимость

температуры стенки  
маломасштабного имитатора бака от  
времени в процессе захолаживания

произошло дробление жидкости на мелкие капли, которые, попав в район верхнего шпангоута, быстро его охладили до температуры жидкого азота.

Вполне вероятно, что в данный момент могло произойти пленочное кипение жидкого азота на стенке, которое, обладает очень интенсивной теплоотдачей. Разница показаний термопар по высоте бака составила 170 °С.

Дальнейшие исследования (схема по Рисунку 1) проводились на баке диаметром 4,1 м. Распределение температуры вдоль обечайки представлено на Рисунке 11. Разница показаний термопар по высоте бака составила около 70 °С.

Далее был исследован процесс захолаживания обечайки путем резкого сброса давления паров жидкого азота. Отличие от предыдущего способа заключалось в том, что изначально захолаживание бака происходило с закрытым вентилем дренажа, а затем по достижении определенного уровня внутреннего давления, созданного парами азота, дренажный вентиль резко

При частичном отрыве верхнего днища температура внешней стенки бака у верхнего днища опустилась от плюс 10 °С до минус 196 °С примерно за 12 с (самая нижняя кривая). Скорее всего это связано с кратковременным прохождением жидкого азота вдоль обечайки бака. Более низкая температура у верхнего днища объясняется следующим: при разгерметизации бака жидкостно-капельная азотная смесь с большой скоростью поднялась наверх и ударила о препятствие – плоское верхнее днище, во время удара

открывался. При этом наблюдалось более интенсивное охлаждение стенок бака по сравнению с охлаждением естественной конвекцией парами жидкого азота (Рисунок 12).

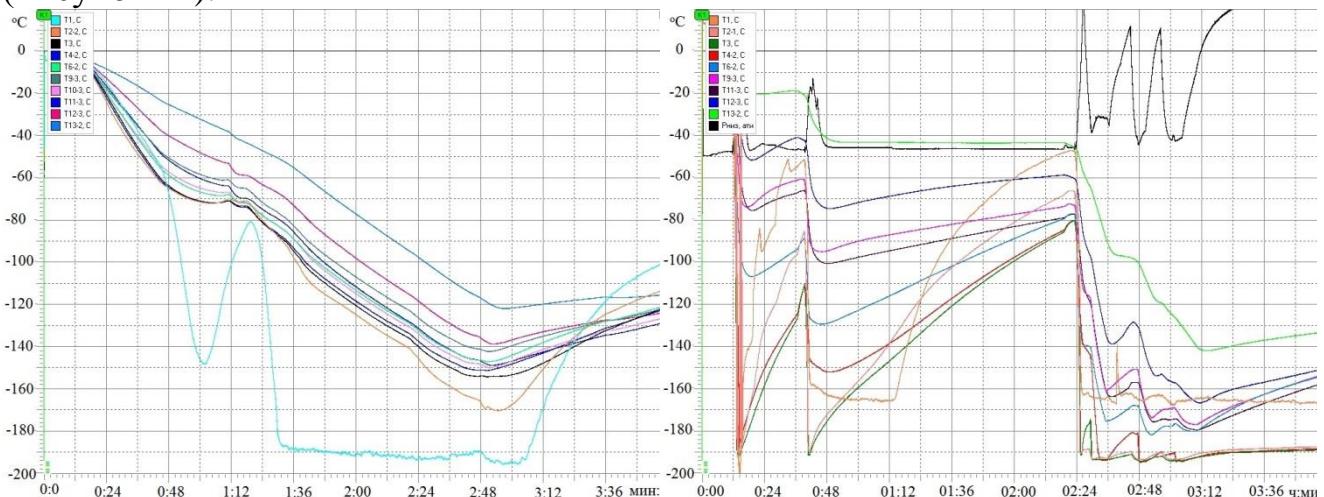


Рисунок 11. Зависимость температуры стенки бака от времени в процессе захолаживания парами жидкого азота

Рисунок 12. Зависимость температуры стенки бака от времени в процессе его захолаживания парами жидкого азота путем сброса давления

Также были проведены исследовательские испытания, в которых захолаживание заключалось в фонтанировании капельно-газовой смеси, истекающей из отверстия в верхней части бака на внутреннюю поверхность бака. При этом оказалось, что скорость захолаживания бака возросла примерно в 2 – 3 раза при меньших затратах азота (Рисунок 13).

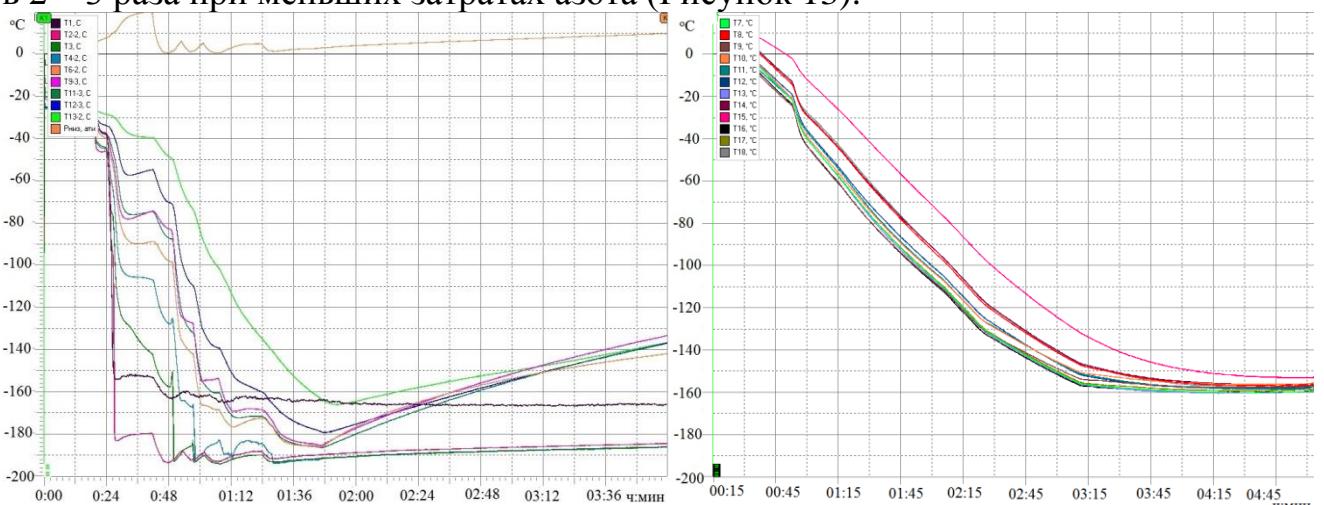


Рисунок 13. Зависимость температуры стенки бака от времени в процессе захолаживания парами жидкого азота со стороны верхнего днища

Рисунок 14. Зависимость температуры цилиндрической обечайки бака от времени в процессе захолаживания парами жидкого азота со стороны верхнего днища при имитации температуры жидкого метана

**В четвертой главе** приводится описание методики испытаний водородных и метановых баков на основе эффективных технологий

захолаживания крупногабаритных конструкций изделий РКТ. При проведении испытаний на прочность метановых баков предлагается использовать метод захолаживания азотной капельно-газовой смесью, а водородных баков – метод охлаждения холодным газообразным гелием, охлажденным в гелиевом рефрижераторе.

Приведена принципиальная схема гелиевой рефрижераторной установки, которую можно реализовать на предприятиях ракетно-космической отрасли для отработки прочности криогенных баков (Рисунок 15).

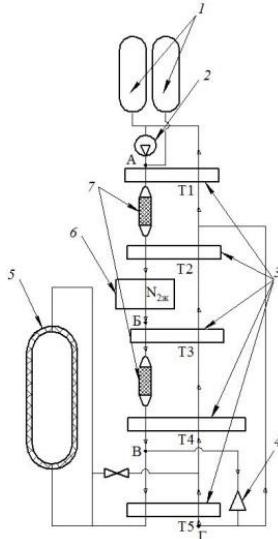


Рисунок 15. Принципиальная схема криогенной гелиевой системы

1 – ресивер, 2 – компрессор, 3 – теплообменник, 4 – турбодетандер, 5 – охлаждаемая емкость с теплоизоляцией, 6 – азотная ванна, 7 – адсорбер

Даны рекомендации по использованию измерительных средств при проведении криогенно-статических испытаний. Приведена схема измерительной системы.

В конце главы предложены способы защиты испытательного оборудования и боксов от пагубного воздействия низких температур и динамического воздействия, которое может возникнуть при разрушении баков.

## **ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

Решена задача по разработке методов захолаживания газообразными хладагентами криогенных топливных баков ракет космического назначения для повышения их конструктивно-массового совершенства путем задания истинного напряженно-деформированного состояния при испытаниях. Достоверность и практическая ценность разработанных методов захолаживания подтверждены проведенными экспериментальными исследованиями и разработанными на их основе нормативными документами.

1. Проанализированы существующие методы охлаждения конструкций жидкими и газообразными хладагентами. Сформулированы предложения по использованию того или иного метода при отработке криогенно-статической прочности конкретных классов изделий РКТ.

2. Разработаны методы, минимизирующие затраты на обеспечение точной имитации эксплуатационной температуры криогенных топливных баков

ракет-носителей и разгонных блоков при их прочностных испытаниях, а именно: метод захолаживания с использованием газообразного гелия; метод захолаживания азотной капельно-газовой смесью; метод захолаживания парами жидкого азота путем сброса давления.

3. Разработана физико-математическая модель теплового состояния криогенных баков для предложенных методов захолаживания при их прочностных испытаниях с учетом протекания нестационарных процессов. Результаты расчетов показали, что охлаждение топливных баков газообразным хладагентом является реализуемой на практике технологией с продолжительностью захолаживания, сопоставимой с продолжительностью захолаживания традиционным методом заливкой жидкого азота.

4. Экспериментально доказана эффективность захолаживания баков азотной капельно-газовой смесью, а также парами жидкого азота путем сброса давления с точки зрения снижения затрат и времени подготовки к испытаниям по сравнению с традиционным подходом. Эксперименты показали, что погрешность имитации эксплуатационных температур не превышает 4 °С, при этом затраты жидкого азота при применении разработанных методов до 20-ти раз ниже, чем при использовании традиционного метода – заливки жидкого азота. Методы рекомендуются к применению при отработке кислородных и метановых баков ракет космического назначения среднего и тяжелого классов.

5. На основе полученных результатов, теоретических и экспериментальных данных разработаны методики захолаживания метанового, кислородного и водородного баков ракет космического назначения. Предложены меры защиты испытательных боксов и испытательного оборудования от разрушительного воздействия пониженных температур и хладагентов при проведении испытаний.

6. Результаты работы найдут применение при отработке криогенно-статической прочности конструкций в предприятиях ракетно-космической отрасли. Часть разработанных методов внедрено в АО «ЦНИИмаш». Выпущен стандарт организации «Имитация эксплуатационных температур и внутреннего давления при статических прочностных испытаниях сборок кислородных и метановых топливных баков ракет-носителей среднего и тяжелого классов».

## **СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. Юранев О.А., Васюкова Д.А., Колозезный А.Э. Квалификация способов расчета захолаживания крупногабаритной испытательной сборки «криогенного» топливного бака РКН при свободной конвекции газообразного хладагента // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2015. № 7. С. 18-24. (0,44 п.л./0,16 п.л.)

2. Юранев О.А., Васюкова Д.А., Колозезный А.Э. Эффективный подход к проведению зачетных прочностных испытаний криогенных баков перспективных средств выведения // Авиакосмическая техника и технология. 2013. № 1. С. 23-25. (0,19 п.л./0,06 п.л.)

3. Юранев О.А., Васюкова Д.А., Колозезный А.Э. Использование криогенной гелиевой системы для имитации эксплуатационных температур при

испытаниях на прочность // Космонавтика и ракетостроение. 2012. № 2 (67). С. 179-186. (0,5 п.л./0,17 п.л.)

4. Юранев О.А. Исследования различных способов захолаживания криогенных топливных баков изделий ракетно-космической техники // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 3. С. 64-71. (0,5 п.л./0,5 п.л.)

5. Юранев О.А., Борщев Н.О. Теоретическая оценка времени захолаживания бака жидкого водорода при испытаниях // «Известия высших учебных заведений. Машиностроение». 2021. № 12 (741). С. 83-90. (0,5 п.л./0,25 п.л.)

6. Юранев, О.А., Васюкова Д.А., Колозезный А.Э. Расчетное обоснование использования криогенной гелиевой установки для имитации эксплуатационных температур при испытаниях на прочность криогенных топливных баков ракет космического назначения // Инновационный арсенал молодежи: труды третьей научно-технической конференции ФГУП «КБ «Арсенал». – СПб. 2012. С. 280-282. (0,19 п.л./0,06 п.л.)

7. Методологические основы научных исследований при обосновании направлений космической деятельности, облика перспективных космических комплексов и систем и их научно-технического сопровождения: В 5 томах. Т.5: Методология исследований прочности и динамики ракет-носителей и космических аппаратов / О.А. Юранев [и др.] М.: «Издательско-торговая корпорация «Дашков и К», 2016. 376 с. (0,05 п.л./0,01 п.л.)

8. Юранев О.А. Эффективный подход к проведению зачетных прочностных испытаний криогенных баков перспективных средств выведения / О.А. Юранев [и др.] // Тезисы докладов Седьмого международного аэрокосмического конгресса IAC'12. Москва. 2012. С. 44. (0,06 п.л./0,02 п.л.)

9. Юранев О.А. Исследования различных способов захолаживания криогенных баков // Наука и технология. Том 4. Материалы XXXVIII Всероссийской конференции, посвященной 75-летию Южно-Уральского государственного университета. М.: РАН, 2018. 49 с. (0,06 п.л./0,06 п.л.)

10. Юранев, О.А. Использование газообразных хладагентов для имитации эксплуатационных температур «криогенных» топливных баков РН с целью повышения эффективности экспериментальной отработки их прочности: Труды 64-й Всероссийской научной конференции МФТИ. Аэрокосмические технологии / сост.: К.С. Слободчук, Ю.А. Борисов / Московский физико-технический институт. – Москва: МФТИ, 2021. 355 с.: ил. С. 121-122 (0,13 п.л./0,13 п.л.)

11. Юранев О.А., Белянский А.Е., Борщев Н.О. Оценка времени захолаживания криогенного бака азотной парожидкостной смесью // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. № 9 (750). С. 116-125. (0,6 п.л./0,2 п.л.)

12. Юранев О.А., Денискина А.Р., Борщев Н.О. Идентификация эффективных теплофизических характеристик по результатам экспериментов для криогенного уровня температур // Ученые записки ЦАГИ. 2023. № 1. Том LIV. С. 38-45. (0,5 п.л./0,2 п.л.)