

АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ
СПЕЦИАЛЬНОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ»

На правах рукописи



Склезнев Андрей Анатольевич

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ИЗГОТОВЛЕНИЕ
МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНЫХ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ
ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания
и эксплуатация летательных аппаратов»

Диссертация на соискание учёной степени
доктора технических наук

Научный консультант –
доктор технических наук
Разин Александр Федорович

Хотьково – 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
ГЛАВА 1 ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОЗИТОВ В СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	17
1.1 Несущие топливные баки, применяемые в ракетной технике.....	17
1.2 Конструкции из композитов, применяемые в ракетно-космической технике.....	21
1.3 Обзор конструкций криогенных композитных топливных баков, разрабатываемых в настоящее время.....	39
1.4 Постановка задачи.....	50
ГЛАВА 2 ПРОЕКТИРОВАНИЕ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНЫХ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ	54
2.1 Оптимальное проектирование баков вафельной конструкции.....	62
2.2 Оптимальное проектирование металлокомпозитных ёмкостей давления ..	70
2.2.1 Оптимальное проектирование металлокомпозитного бака с металлическими днищами.....	71
2.2.2 Оптимальное проектирование металлокомпозитного бака с силовой оболочкой на днищах.....	77
2.3 Оптимальное проектирование несущей оболочки металлокомпозитных криогенных топливных баков.....	84
2.4 Проектирование модельного металлокомпозитного бака.....	89
2.4.1 Проектирование оптимальной формы днища бака.....	89
2.4.2 Определение оптимальной схемы армирования силовой оболочки бака	90
2.4.3 Определение оптимальных параметров сетчатой структуры силовой стенки бака.....	93
2.5 Проведение поверочного расчёта с использованием МКЭ.....	96

ГЛАВА 3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ЗАДАЧИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНЫХ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ...110

- 3.1** Разработка технологии изготовления бака.....110
- 3.2** Устойчивость металлического лайнера, нагруженного наружным давлением, создаваемым намоткой композитных слоёв128
 - 3.2.1 Напряжения в лайнере, вызванные намоткой композитных слоёв предварительным натяжением.....128
 - 3.2.2 Определение критической величины натяжения.....133
 - 3.2.3 Деформации в лайнере при термообработке.....149
 - 3.2.4 Устойчивость тонкостенного металлического лайнера при термообработке.....157
- 3.3** Проблемы внедрения измерительных систем в материал и конструкцию бака.....170

ГЛАВА 4 ЗАДАЧИ, СВЯЗАННЫЕ С ЭКСПЛУАТАЦИЕЙ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНЫХ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ.....180

- 4.1** Определение контактных сил между слоями силовой оболочки бака.....181
- 4.2** Влияние шпангоута на контактные силы в стенке бака.....198
- 4.3** Устойчивость лайнера при осевом сжатии214
- 4.4** Определение коэффициента теплопроводности оболочки.....222

ГЛАВА 5 ИЗГОТОВЛЕНИЕ И ИСПЫТАНИЯ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНОГО КРИОГЕННОГО ТОПЛИВНОГО БАКА..232

- 5.1** Расчёт технологических параметров изготовления модельного бака.....231
- 5.2** Изготовление модельного металлокомпозитного криогенного топливного бака.....240
- 5.3** Испытания модельного бака.....243
 - 5.3.1 Планирование испытаний модельного бака.....243
 - 5.3.2 Проведение испытаний модельного бака.....248
 - 5.3.3 Результаты испытаний модельного бака.....251

5.4 Вопросы использования оптоволоконных измерительных систем в процессе испытаний и эксплуатации модельного бака в режиме реального времени.....	255
ГЛАВА 6 ПРОЕКТИРОВАНИЕ НАТУРНОГО БАКА.....	263
6.1 Проектирование бака «О» первой ступени РН среднего класса	263
6.2 Комплексная модель оценки прочности	275
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	279
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	283
ПРИЛОЖЕНИЕ А Код программы для вычисления зависимости массы от проектных параметров металлического бака вафельной структуры и построения графика этой зависимости на языке Maple (Глава 2).....	308
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Код программы для вычисления коэффициентов жёсткости, прогибов, деформаций, контактных сил (Глава 4).....	311
ПРИЛОЖЕНИЕ В Акты внедрения результатов работы.....	318

ВВЕДЕНИЕ

Существующие в настоящий момент основные конструктивные решения для топливных баков космических носителей на жидком топливе представляют собой вафельные оболочки из металлических сплавов, изготовленные методом фрезерования [12,55]. Конструкция вафельных баков является оболочкой вращения, состоящей из металлических панелей, имеющих обшивку с интегральным подкрепляющим набором рёбер, а также металлические днища. Технологический процесс изготовления криогенных топливных баков с несущей стенкой вафельной конструкции является исключительно трудоёмким. Используются толстостенные алюминиевые плиты, в которых путём удаления материала химическим травлением, электрохимической обработкой или механическим фрезерованием [79] формируются рёбра подкрепляющего набора. Полученные панели свариваются между собой, формируя несущую силовую оболочку бака. Такая технология требует уникального технологического оборудования, особенно для изготовления баков больших длины и диаметра. Следует также отметить крайне низкий коэффициент использования материала (КИМ) в топливных баках вафельной конструкции, составляющий 7-8%.

С целью повышения массового совершенства топливных криогенных баков предлагается применить в конструкции несущих топливных баков космических носителей армированные полимерные композитные материалы (ПКМ). Имеются следующие предпосылки для такого решения: в ракетах на твёрдом топливе доля применения силовых конструкций, выполненных из полимерных композиционных материалов с непрерывным армированием (включая такие элементы, как корпуса транспортно-пусковых контейнеров, соединительные отсеки, головные обтекатели, сопловые блоки и ракетные двигатели твёрдого топлива) составляет около 80 %, а экономия веса по сравнению с аналогичными изделиями из металлических сплавов составляет 25-30 % [188-192]. В то же время в ракетах-носителях (РН) среднего и тяжёлого класса характерными особенностями являются сравнительно большие

габариты (диаметр РН Протон-М, а также других перспективных РН составляет 4.1 м), высокий уровень действующих нагрузок (I ступень проектируется на расчётную осевую эквивалентную сжимающую силу порядка 15 МН), что может привести к ещё большей экономии веса в случае применения композитов.

Альтернативой вафельным конструктивным схемам, в части восприятия силовых нагрузок на отсек, являются сетчатые конструкции, представляющие собой интегральную систему взаимопересекающихся однонаправленных рёбер. Композитный материал в такой конструкции работает вдоль волокон, что позволяет наиболее полно реализовать его характеристики.

Предлагаемая в настоящей работе конструктивно-технологическая концепция металлокомпозитного криогенного топливного бака позволяет повысить весовую эффективность конструкции и снизить трудоёмкость её изготовления. Использование в качестве герметизирующего слоя металлического лайнера позволит использовать имеющиеся в настоящий момент конструктивные и технологические решения по организации внутреннего конструктивного наполнения топливного бака.

Актуальность темы исследования обуславливается необходимостью обеспечить масштабируемость количества изготавливаемых космических носителей, которая невозможна без применения новых конструкционных материалов в дополнение к традиционным металлическим сплавам, а также новых конструктивно-силовых схем элементов носителей с применением автоматизированных высокотехнологичных методов их изготовления, таких как, являющиеся по существу аддитивными, технологии намотки и выкладки. В данный момент актуальной на государственном уровне задачей является снижение углеродного следа и повышения эффективности использования материалов и технологий, чему в большой степени посвящена настоящая работа и предлагаемая новая конструкторско-технологическая концепция металлокомпозитного криогенного топливного бака, позволяющая в конструкции перспективных РН

повысить их весовую и экономическую эффективность, снизив трудоёмкость их изготовления. Использование в качестве герметизирующего слоя металлического лайнера позволит использовать имеющиеся в настоящий момент конструктивные и технологические решения по организации внутреннего конструктивного наполнения топливного бака

Степень разработанности темы исследования. Рассматриваемая тема практически не исследована и в печати не содержится информации об успешных разработке, изготовлении и испытаниях несущих криогенных металлокомпозитных топливных баков, за исключением единичных случаев [165], рассмотренных в Разделе 1.3 настоящей работы. Встречаются исследования, посвящённые отдельным аспектам рассматриваемой задачи: исследованию поведения герметизирующих лайнеров, экспериментальным исследованиям масштабных моделей, исследованию свойств планируемых к применению полимерных композитных материалов на образцах, анализу применимости различных технологий изготовления композитных несущих баков. В то же время задача создания металлокомпозитных криогенных топливных баков для применения в летательных аппаратах требует совместного решения ряда проблем и отработки конструкции на едином изделии, чему и посвящена настоящая работа.

Предметом исследования является новый класс несущих металлокомпозитных криогенных топливных баков летательных аппаратов для создания перспективной ракетно-космической техники.

Цель работы заключается в разработке новой конструктивно-технологической концепции несущего металлокомпозитного криогенного топливного бака для повышения весовой и экономической эффективности конструкций космических носителей в результате решения комплексной проблемы проектирования, разработки технологии изготовления и экспериментальной

отработки нового класса криогенных металлокомпозитных топливных баков летательных аппаратов. **Работа заключается в решении следующих задач:**

- Анализ современного состояния исследований, методов проектирования и расчёта, технологий изготовления, экспериментальной отработки и эксплуатации криогенных топливных баков, изготовленных из металлических сплавов и композитных материалов.
- Создание и экспериментальная отработка принципиально новой конструкции металлокомпозитного криогенного топливного бака летательного аппарата и оценка перспектив её применения.
- Разработка методов оптимального проектирования и конструирования комбинированных интегральных конструкций несущих криогенных металлокомпозитных топливных баков.
- Разработка и исследования оптимальных технологических и эксплуатационных параметров изготовления и применения металлокомпозитного криогенного топливного бака с учётом оценки устойчивости, прочности и целостности конструкции криогенного композитного топливного бака и его герметизирующего лайнера.
- Решение технологических вопросов и экспериментальные исследования возможности создания системы непрерывного контроля напряжённо-деформированного и температурного состояния конструкции бака на всем жизненном цикле изделия при помощи волоконно-оптических измерительных систем.
- Исследование и разработка технологии изготовления несущего металлокомпозитного криогенного топливного бака.
- Экспериментальные исследования и внедрение конструкции и технологии изготовления несущего металлокомпозитного криогенного топливного бака для применения в перспективных ракетах-носителях.

Решаемой в работе проблемой является создание новых научно обоснованных технических и технологических решений, которые вносят значительный вклад в развитие техники: создание новых энергоэффективных высокопрочных криогенных топливных баков на основе металлокомпозитных ёмкостей и силовых сетчатых структур, повышающих экономичность изделий ракетно-космической техники.

Научная новизна работы:

1 Созданы и отработаны принципиально новые конструктивные решения (п.3) криогенных топливных баков на основе металлокомпозитных ёмкостей и силовых сетчатых структур, отличающиеся интегральностью конструкции, повышающие весовую и экономическую эффективность изделий ракетно-космической техники.

2 Разработаны методы проектирования и теоретическая база с методическим (п.1, п.2) и программно-алгоритмическим обеспечением, позволяющим обеспечить выбор оптимального облика и параметров компоновки бака, требуемые запасы прочности, в т.ч.:

2.1 Впервые решена теоретически (на основе нелинейных уравнений теории оболочек) и экспериментально подтверждена задача устойчивости цилиндрической оболочки при нагружении давлением, вызванным натяжением гибкой системы нитей.

2.2 Решена на основе нелинейных уравнений теории оболочек задача устойчивости тонкостенного лайнера, заключённого в композитный силовой слой при условии воздействия температурной обработки.

2.3 Впервые решена задача устойчивости лайнера бака, находящегося в жёсткой среде, при условии действия осевой сжимающей силы.

2.4 Решена задача о взаимодействии сетчатой оболочки с наружными обшивками и металлическим лайнером, при условии учёта деформируемости сетчатой оболочки в радиальном направлении. Разработана математическая модель силовой стенки бака, позволяющая вычислить коэффициенты жёсткости и

теплопроводности стенки бака, деформации и прогибы функциональных слоёв стенки бака.

2.5 Разработана комплексная модель оценки прочности конструкции металлокомпозитного криогенного топливного бака, работоспособная на всех этапах жизненного цикла изделия, при проектировании, изготовлении, испытаниях и эксплуатации.

3 На основе теоретических исследований и разработанных моделей исследовано контактное взаимодействие между функциональными слоями силовой стенки металлокомпозитного криогенного бака интегральной конструкции, которое может привести к отслоению металлического лайнера при действии криогенных температур. Получены новые закономерности изменения контактных сил от изменения температуры и величины внутреннего давления .

4 Исследовано влияние подкрепляющего шпангоута на контактные силы, возникающие между силовой композитной оболочкой и металлическим лайнером и установлен новый эффект: контактные силы, приводящие к отслаиванию лайнера и нарушению целостности конструкции при действии криогенных температур, значительно возрастают в зоне размещения шпангоута. Что позволяет снизить величину возникающих контактных сил при помощи модифицированной конструкции шпангоута (п.4).

Новизна полученных научных результатов подтверждена 2 патентами на изобретения (№№ 2749468, 2765630), а также государственной регистрацией программ для ЭВМ № 2015614050, № 2015614055, № 2021662511, №2021662801, № 2022617776.

Теоретическая и практическая значимость работы заключается в следующем:

– Получены расчётные соотношения для оценки поведения функциональных слоёв стенки металлокомпозитного криогенного бака в широком диапазоне эксплуатационных температур и силового нагружения.

– Получены расчётные соотношения для определения технологических параметров изготовления и эксплуатационных параметров металлокомпозитных криогенных топливных баков с учётом сохранения устойчивости и прочности тонкостенного металлического лайнера.

– Разработана новая производственная технология изготовления металлокомпозитных криогенных топливных баков, заключающаяся в использовании металлокомпозитного бака в качестве технологической оснастки при изготовлении силовой сетчатой несущей структуры криогенного топливного бака.

– Разработана производственная технология внедрения измерительных систем на основе волоконно-оптических датчиков в материал и конструкцию металлокомпозитных криогенных топливных баков без ухудшения прочностных свойств полимерного композитного материала.

– На основе полученных практических результатов создано Программное обеспечение для расчёта технологических параметров изготовления металлокомпозитных криогенных топливных баков.

Практическая ценность и реализуемость полученных результатов подтверждена 2 патентами на изобретения и патентом на полезную модель, защищающими способы и соответствующие модели.

Результаты работы использованы на 2 предприятиях России.

Методология и методы исследования основаны на использовании нелинейных уравнений теории оболочек, экспериментальных исследованиях и методах математической статистики для обработки результатов экспериментов, методах вычислительного эксперимента, основанных на методе конечных элементов.

Положения, выносимые на защиту:

- 1 Новые конструктивные решения (п.3) криогенных топливных баков на основе металлокомпозитных ёмкостей и силовых сетчатых структур, отличающиеся

интегральностью конструкции на границе металлический лейнер – композитная силовая оболочка, повышающие экономичность изделий ракетно-космической техники.

2 Методы проектирования и теоретическая база с методическим (п.1, п.2) и программно-алгоритмическим обеспечением, позволяющие обеспечить выбор оптимального облика и параметров компоновки бака, требуемые запасы прочности, в т.ч.:

2.1 Решение на основе нелинейных уравнений теории оболочек задачи устойчивости металлического лейнера при намотке гибкой системы нитей с натяжением;

2.2 Решение на основе нелинейных уравнений теории оболочек задачи устойчивости металлического лейнера, заключённого в композитный силовой слой при температурной обработке

2.3 Расчёт на устойчивость лейнера бака от действия осевой сжимающей силы.

2.4 Метод расчёта и оптимизации параметров несущей стенки криогенного бака с металлическим лейнером и наружной обшивкой, учитывающий деформируемость сетчатой оболочки по толщине. Математическая модель герметичной силовой стенки бака, позволяющая определить коэффициенты жёсткости бака, контактные силы между функциональными слоями, а также коэффициент теплопроводности стенки бака в радиальном направлении.

2.5 Комплексная модель оценки прочности конструкции металлокомпозитного криогенного топливного бака, работоспособная на всех этапах жизненного цикла изделия, при проектировании, изготовлении, испытаниях и эксплуатации.

3 Новые соотношения (п.4), определяющие контактные взаимодействия между функциональными слоями силовой стенки металлокомпозитного криогенного бака интегральной конструкции из условия недопустимости отслоения и потери устойчивости металлического лейнера при действии криогенных температур.

- 4 Исследование (п.4) влияния контактных сил на возможное отслаивание металлического лайнера и нарушение целостности конструкции при действии криогенных температур в зоне размещения шпангоута.

Достоверность результатов и разработанных методов проектирования, а также полученных проектных параметров металлокомпозитного криогенного топливного бака подтверждается применением апробированных теоретических положений теории оболочек и механики композитов, прямым расчётом спроектированных конструкций методом конечных элементов и результатами экспериментального исследования модельных конструкций..

Апробация результатов. Основные положения диссертации и полученные результаты докладывались на: Расширенных заседаниях секции №9 Научно-технического совета Госкорпорации «Роскосмос», г. Королёв, 09.11.2021 и 13.07.2022 г.; XLIII Всероссийской конференции по проблемам науки и технологий (г. Миасс, 2023); XXII Научно-технической конференции учёных и специалистов, посвящённой 60-летию полёта Ю.А. Гагарина, 75-летию ракетно-космической отрасли и основанию ПАО «РКК «Энергия» – г. Королёв, 18-12 ноября 2021 г.; 10-й Всероссийской научной конференции «Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред», 17-19 ноября 2020 г.; 19-й Международной конференции «Авиация и космонавтика», Москва, МАИ, 23-27 ноября 2020 г.; XX Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации – 2019», ПНИПУ, Пермь, 2019 г.; 6-й Всероссийской научной конференции с международным участием «Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред им. И.Ф. Образцова», Москва, 16-18 ноября 2016 г.; 17 Европейской конференции по композиционным материалам (ЕССМ17), Мюнхен, Германия, 26-30 июня 2016; 8-м Международном аэрокосмическом конгрессе (МАК`15), Москва, август 2015; Всероссийской научно-технической конференции

«Новые Материалы и Технологии» (НМТ-2012), Москва, МАТИ, 20-22 ноября 2012 г.; Международной конференции «Современные проблемы машиноведения», Респ. Беларусь, Гомель, 25-26 октября 2012г.; I-й Международной конференции по «Механике нано-, микро и макро-композитных конструкций», Италия, Турин, 18-20 июня 2012 г.

Личный вклад автора. Автором разработана и апробирована новая конструктивная концепция проектирования, изготовления и эксплуатации металлокомпозитных криогенных топливных баков. Все научные положения и результаты, изложенные в диссертации, получены автором. Также автором осуществлена разработка алгоритмов и программ, использовавшихся в АО «ЦНИИСМ» при создании и отработке натуральных металлокомпозитных сетчатых криогенных баков, металлокомпозитных баллонов давления для системы хранения рабочего тела электроракетной двигательной установки «Нуклон-АП-ХРТ». Разработанные алгоритмы и программы также используются в АО «ЦПР» при проектировании конструкции и технологических режимов изготовления корпуса баллона композитного для композитного баллона высокого давления. Изготовление и экспериментальные исследования металлокомпозитных сетчатых конструкций проведены в АО «ЦНИИСМ» под руководством и при непосредственном участии автора.

Доля личного участия автора составляет: постановка задачи и выбор методов исследования – 100 %, разработка методики оптимального проектирования металлокомпозитного криогенного топливного бака – 80%, разработка и отладка программного обеспечения – 75%, численные вычисления МКЭ – 100%, анализе и обобщении полученных результатов – 100%, формулировка выводов и положений, выносимых на защиту – 100%, внедрении результатов – 30%. Соавторы не возражают против использования совместных результатов в диссертации.

Публикация результатов. Основное содержание диссертации отражено в 39 научных работах, в том числе 12 статьях в рецензируемых изданиях, входящих в перечень ВАК РФ и 2 статьях, вошедших в базу данных Scopus. Предложенные конструктивно-технологические решения защищены 3 патентами РФ на изобретения и полезную модель, а также 5 свидетельствами о государственной регистрации Программ для ЭВМ.

Структура и объём работы

Диссертация состоит из введения, шести глав, заключения, списка используемой литературы из двухсот наименований и трёх приложений.

В первой главе представлен обзор работ в области разработки несущих топливных баков, конструкций из композитов, применяемых в ракетно-космической технике, конструкций криогенных композитных топливных баков и имеющегося опыта их применения, методов их проектирования и расчёта.

Вторая глава посвящена разработке метода оптимального проектирования несущих металлокомпозитных криогенных топливных баков. Также в главе рассмотрен модифицированный метод оптимального проектирования металлических вафельных баков, необходимых для сравнительной оценки вафельных и металлокомпозитных баков. В главе проводится проектирование модельного криогенного топливного бака и осуществляется его поверочный расчёт с использованием метода конечных элементов.

В третьей главе рассматриваются технологические задачи изготовления металлокомпозитных криогенных топливных баков. Разработана технология изготовления бака. Получено решение задачи устойчивости тонкостенного металлического лайнера, нагруженного наружным давлением, создаваемым намоткой композитных слоёв. Также получено решение задачи устойчивости тонкостенного металлического лайнера при термообработке. Рассматриваются проблемы внедрения измерительных систем в материал и конструкцию бака.

В четвёртой главе рассматриваются задачи, связанные с эксплуатацией металлокомпозитных криогенных топливных баков. Определяются контактные силы между слоями силовой оболочки бака от действия эксплуатационных нагрузок, рассмотрено влияние шпангоута на контактные силы в стенке бака. При помощи метода Бубнова-Галёркина получено приближённое решение задачи устойчивости лайнера при осевом сжатии бака. Также в главе четыре определяются коэффициенты жёсткости и коэффициент теплопроводности стенки бака.

Пятая глава посвящена изготовлению модельного бака и его натурным испытаниям. В главе пять рассматриваются вопросы использования оптоволоконных измерительных систем в процессе испытаний и эксплуатации модельного бака в режиме реального времени

Шестая глава посвящена проектированию полноразмерного натурального криогенного металлокомпозитного топливного бака, конструктивно подобного баку окислителя (бак «О») первой ступени перспективного космического носителя среднего класса.

В заключении сформулированы основные результаты работы.

Общий объём основной части составляет 262 страницы, включая 9 таблиц и 144 рисунка, графика, схемы и диаграммы.

ГЛАВА 1 ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОЗИТОВ В СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

1.1 Несущие топливные баки, применяемые в ракетной технике

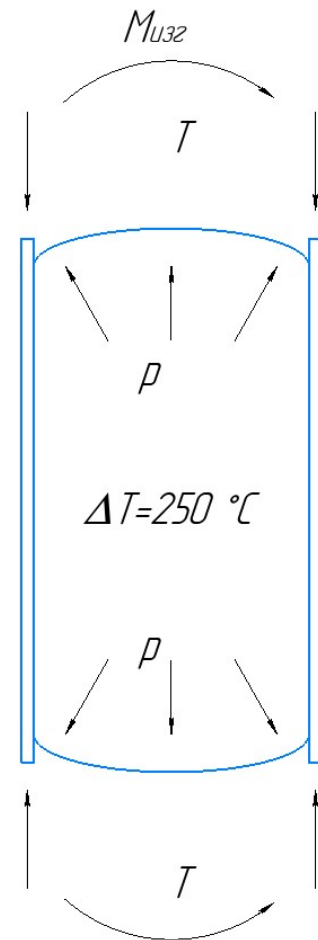
Топливные баки транспортных систем представляют собой герметичные ёмкости, размещённые внутри транспортного средства посредством той или иной системы крепления, либо сами по себе являющиеся частью силовой конструкции корпуса, совмещая (или комбинируя в себе) две различных функции – хранение рабочего тела и восприятие внешних силовых нагрузок. Во втором случае можно рассматривать комбинированный топливный бак с несущей силовой конструкцией корпуса. Примером такого бака с несущей силовой оболочкой является типовой бак топлива или окислителя ракеты-носителя, образующий ступень или ракетный блок (РБ) ракеты носителя (РН). На Рисунке 1.1 представлен внешний вид традиционного бака с несущей стенкой и схематическое изображение его работы.

В настоящее время в летательных аппаратах как в России, так и за рубежом используются в основном металлические баки различной конструкции. В зависимости от действующих нагрузок и условий эксплуатации, конструктивно они выполняются в виде:

- гладких оболочек;
- оболочек, подкреплённых продольными и поперечными элементами – т.н. стрингерные баки;
- баки с вафельным фоном или баки вафельной конструкции, оболочки которых выполнены из толстых плит алюминиевого сплава с ячейками прямоугольной или ромбовидной (треугольной) формы, получаемые химическим или механическим фрезерованием [55,76].



(a)



(б)

Рисунок 1.1 – Внешний вид традиционного бака с несущей стенкой (а) [67] и схематическое изображение работы бака (б)

Одно из первых применений конструкции вафельных баков было осуществлено в ракете УР-200 и затем УР-500 (Протон). После этого такая конструктивно-силовая схема стала использоваться и в конструкциях остальных отечественных ракет-носителей. Приведём следующие примеры РН, использующих конструкции такого рода:

– РН «Ангара» А1.2 и А5 (Рисунок 1.1а), имеющие в составе своей конструкции одинаковые РБ (Универсальный ракетный блок, УРМ-1), в зависимости от предназначения выполняющие роль первой или второй ступени РН [15];

– эксплуатирующаяся РН «Союз-2» различных модификаций и проектируемая в настоящий момент РН «Союз-5» [59];

– РН «Протон», «Протон-К», «Протон-М» [69] – завершающие эксплуатацию ракеты;

– семейство РН «Delta» – одна из наиболее широко распространённых ракет-носителей США [158];

– РН «Atlas V» – применяемая в настоящий момент РН;

– РН «Titan» – семейство ракет-носителей применявшихся в США с 1959 по 2005 гг.;

– РН «Энергия» [56] – ракета-носитель сверхтяжёлого класса с диаметрами оболочек несущих баков второй ступени около 8 м.

Отметим ещё раз, что в большинстве вышеперечисленных РН в качестве основного конструкционного материала для изготовления ступеней ракет (топливных блоков) применяются металлические сплавы.

Основными нагрузками на баки являются [12]: внутреннее давление рабочего тела с учётом давления столба жидкости и также силы реакции соседних отсеков. В сечениях бака действуют осевая сжимающая сила N , изгибающий момент M и перерезывающая сила Q . Эти нагрузки вызывают меридиональные N_x , окружные (кольцевые) N_y и сдвиговые N_{xy} усилия в оболочке бака. Сдвиговые усилия N_{xy} в расчётах на прочность баков являются наименее важным фактором. В зависимости

от давления наддува p бак может находиться как в растянутом, так и в сжатом состоянии в осевом направлении. При малых давлениях p усилия N_x оказываются сжимающими, что может привести к потере устойчивости бака. Особенно это относится к гладким бакам, критические нагрузки у которых, как правило, невелики. Этим объясняется то, что гладкие баки нашли применение в летательных аппаратах с высоким уровнем давления наддува. Для них расчётным случаем является внутреннее давление.

В тех случаях, когда баки испытывают сжимающие нагрузки, основной расчёт осуществляется на устойчивость как с учётом внутреннего давления, так и без его учёта. Для повышения критических нагрузок применяются подкреплённые конструкции. Вафельные конструкции применяются в основном в цилиндрических баках больших диаметров, работающих при небольших давлениях наддува. Частое расположение рёбер в рассматриваемых конструкциях позволяет рассматривать их как конструктивно-анизотропные оболочки. Значение критических напряжений в них зависит от изгибной жёсткости рёбер.

Несмотря на то, что до настоящего времени проводятся исследования [51,76,126], направленные на оптимизацию весовой эффективности и технологической трудоёмкости изготовления баков с вафельным фоном, изготавливаемых из металлических сплавов, серьёзного прогресса ни в ускорении технологического процесса изготовления таких конструкций, ни в повышении их весового совершенства, к сожалению, уже не ожидается в связи с тем, что традиционно применяемые металлические материалы практически достигли своего предела прочности [115].

1.2 Конструкции из композитов, применяемые в ракетно-космической технике

Рассмотрим основные применяемые в ракетной технике конструктивно-технологические решения для несущих силовых конструкций из армированных полимерных композиционных материалов (ПКМ).

1.2.1 Металлокомпозитные баки и баллоны различного назначения

По принципу работы баки ракет, нагруженные внутренним давлением, соответствуют баллонам давления. В связи с тем, что настоящая работа посвящена разработке металлокомпозитных баков, рассмотрим основные результаты, полученные в области расчёта, проектирования и технологии изготовления металлокомпозитных ёмкостей и баллонов давления.

Металлокомпозитные баки и баллоны давления в силу своей высокой весовой эффективности, которая значительно превосходит весовую эффективность металлических конструкций [40] получили широкое применение в ракетно-космической технике. Баллоны используются в конструкциях разгонных блоков и космических аппаратов. Металлокомпозитные баллоны могут иметь разный объём – до нескольких сотен литров – и рассчитаны на широкий спектр рабочих давлений – до нескольких десятков МПа.

Обзоры в области проектирования и расчёта сосудов давления, баков, баллонов представлены в работах И.Ф. Образцова, В.В. Васильева, В.А. Бунакова, Н.Г. Мороза, В.П. Молочева, А.В. Азарова, Ф.К. Синьковского [4-5,10,24,39,40,87,88,90,91,187].

Известно, что для металлических баков оптимальной формой является сфера, в то время как для бака, выполненного из композитного материала – так называемый изотенсоид [90] – форма, обеспечивающая минимальную массу оболочки, армированной непрерывными волокнами. Как следует из [40],

оптимальный металлический сосуд теоретически вдвое легче композитного сосуда. Более высокая теоретическая весовая эффективность металлических баллонов связана с изотропными свойствами металлической стенки баллона, воспринимающей меридиональные и кольцевые усилия одновременно. В случае композиционного материала, являющегося анизотропным, наибольшие свойства могут быть реализованы только вдоль направления армирования, так как в двух других направлениях – плоскости слоя и трансверсальном – свойства определяются преимущественно матрицей-связующим и могут быть значительно ниже. Поэтому в случае баллонов, изготовленных из композита, для обеспечения работы композита требуется наличие двух и более слоёв материала, армированных в направлении действия напряжений. В то же время для баллона, изготовленного из металлического сплава, достаточно только одного слоя. Снижение массы композитного баллона достигается в основном за счёт меньшей плотности материала. Сравнение различных конструкций сосудов давления представлено в работе [71]. Вопросам расчёта днищ баков посвящены работы А.А. Криканова, В.А. Никитюка [78,89].

Современные композитные ёмкости, рассчитанные на действие внутреннего давления, изготавливаются из однонаправленных армированных слоёв, направленных под углами, рассчитанными при решении задачи оптимального проектирования под заданные условия нагружения и геометрические характеристики сосудов. В однонаправленных композитах, работающих в условиях двухосного растяжения, на начальных этапах нагружения происходит разрушение полимерной матрицы, связывающей волокна и при повышении давления сосуд работает как система упругих нитей [90]. С одной стороны, отсюда следует возможность оптимального проектирования сосудов давления по моноотропной модели, чему посвящены работы И.Ф. Образцова, В.В. Васильева, В.А. Бунакова, А.В. Азарова, Ф.К. Синьковского, В.П. Молочева, А.А. Криканова и ряда иностранных авторов [3,35,36,39,73,78,88,90,91,142,179]. С другой стороны, следствием разрушения связующего является то, что композит не может

обеспечить герметичность сосуда, и необходимо применять герметизирующую внутреннюю газонепроницаемую оболочку (лейнер). Для изготовления лейнера может применяться резина, термопластичные полимеры [142,178]. Для бака космического аппарата, работающего на орбите многие годы, определяющей характеристикой является газонепроницаемость лейнера. В связи с тем, что газопроницаемость полимерных лейнеров выше примерно в 10^5 раз [24,40,82], чем у металлических сплавов, они в баллонах космических аппаратов не применяются. В настоящий момент в качестве материалов лейнеров используются хорошо деформируемые и свариваемые металлические сплавы.

Помимо аналитических решений задачи оптимального проектирования существуют численные решения на основе метода конечных элементов (МКЭ) [17,60,61,64,91,131,132,179,187]. При помощи МКЭ проводится уточнённый расчёт металлокомпозитного баллона давления для определения деформаций, расчёт узлов системы крепления и исследование локальных мест концентрации напряжений [131].

Современные конструкции ракет-носителей подразумевают использование сжиженного газообразного топлива при значительных отрицательных температурах рабочего тела – что накладывает на рассматриваемые конструкции необходимость оценки их функционирования при криогенных температурах. Исследование поведения криогенных баков и ёмкостей, а также вопросов их проектирования проводилось В.В. Васильевым [42,87] и рядом зарубежных исследователей [145,149,151,163,169,177,197]. Исследованию термомеханического поведения баллонов давления и силовых корпусов ЛА посвящены работы [9,47,106,114,159,162,182].

Процесс изготовления металлокомпозитных баллонов давления можно разделить на несколько технологических переходов:

– изготовление герметизирующего лейнера, обеспечивающего газонепроницаемость ёмкости и требуемую геометрическую форму баллона, заданную по результатам оптимального проектирования;

– намотку или выкладку несущего силового слоя композиционного материала, обеспечивающего восприятие внутреннего давления заданной величины;

– изготовление системы крепления баллона к смежным конструкционным элементам.

В случае использования полимерного лайнера первую и вторую операцию можно объединить, изготавливая баллон на технологической оправке заданной формы, а в случае создания комбинированного баллона давления с несущей силовой стенкой, сама стенка является оправкой.

Существующие металлические лайнеры можно разделить на две группы: бесшовные, изготавливаемые горячим формованием и раскаткой, и сварные – соединяемые из заранее отформованных заготовок [40]. Бесшовные лайнеры, обладают высокой герметичностью и циклической прочностью, но могут быть использованы для сравнительно малогабаритных композитных баллонов давления – до 0.5 м в диаметре. Для ёмкостей давления большего диаметра использование бесшовной технологии невозможно, и герметизирующие лайнеры изготавливаются преимущественно сваркой. Используются различные методы сварки – фрикционная или сварка трением [120], электронно-лучевая, лазерная. На Рисунке 1.2 представлен внешний вид лайнера из титанового сплава ВТ4, изготовленный методом электронно-лучевой сварки. На Рисунке 1.3 представлен лайнер бака, полученный сваркой трением.

Вопросы, посвящённые выбору материалов композитной оболочки, лайнера, а также технологическому процессу намотки композитных баллонов давления, рассматриваются в работах Ф.К. Синьковского, Н.Г. Мороза, К.Н. Лебедева, Г.В. Воронцова, Д.Н. Князева [48,49,68,138,170,172].

Процесс проектирования, изготовления и эксплуатации композитных баллонов давления включает в себя две важных задачи по обеспечению устойчивости лайнера. Первая из вышеупомянутых задач рассматривает



Рисунок 1.2 – Металлический лайнер из титанового сплава, полученный при помощи аргонно-дуговой сварки



Рисунок 1.3 – Металлический лайнер, полученный сваркой трением

тонкостенный металлический лайнер, заключённый в жёсткую обойму (в роли которой выступает отверждённый композитный материал). В случае нагрева такого бака при отверждении в печи, работе в большом диапазоне температур или сбросе давления при эксплуатации возможна потеря устойчивости лайнера. Потеря устойчивости происходит в виде складки в результате выпучивания лайнера внутрь. Потеря устойчивости может произойти с одновременным разрушением материала лайнера и нарушением герметичности бака.

История задачи потери устойчивости оболочки в жёсткой обойме обсуждается в работе [141]. Данная проблема родственна задачам решаемым при прокладке в грунт трубопроводов и тоннелей. Как показывают экспериментальные данные, критические давления потери устойчивости оболочек оказываются значительно больше давлений, соответствующих критическому значению внешнего давления, действующего на бесконечно длинную цилиндрическую оболочку [43]. Исходя из решения задачи в линеаризованной постановке следует, что лайнер не должен терять устойчивости, кроме случая оболочки, погружённой не в грунт, а в жидкость на некоторую глубину [135]. Для решения задачи используется два подхода. В первом случае при помощи вариационного принципа получают основные уравнения [31,136], а для приближенного определения критического давления используются различные аппроксимации для прогиба отслоившейся части оболочки [31,136]. Аналитическое или численное решение нелинейных уравнений теории оболочек составляет основу второго подхода [133,147]. В работе [43] отмечается, что численное решение рассматриваемой задачи связано с принципиальными трудностями, так как интегрирование по параметру нагрузки для идеальной оболочки сводится к задаче Коши с нулевыми начальными условиями и приводит к тривиальному решению. Для получения нетривиального решения необходимо вводить начальные несовершенства, а они неизвестны. В работах [32,33,199] предлагается вводить «фиктивную» сосредоточенную силу, вызывающую местный изгиб оболочки. Для оценки устойчивости оболочки выделяется её равновесное состояние, соответствующее

нулевой фиктивной силе [43]. В других работах вместо фиктивной силы вводят фиктивные деформации [60], обусловленные наличием начальных технологических несовершенств в конструкции, однако все они были возможны только при задании начальных несовершенств оболочек или начальных возмущений, что само по себе приносит значительную погрешность в полученный результат. Частное решение рассматриваемой задачи, получено в работе [43].

Другой задачей по предотвращению потери устойчивости лайнера является процесс намотки композитного жгута (системы нитей) на тонкостенную металлическую оболочку (Рисунок 1.4), которая до настоящего времени не решена [118,121]. При намотке с предварительным натяжением на оболочку передаётся наружное давление, которое может привести к потере устойчивости. Композитный силовой слой сжимает лайнер так, что он может потерять устойчивость имея возможность деформироваться только во внутреннюю полость бака. Данная задача устойчивости была сформулирована в нелинейной постановке В.И. Феодосьевым [118] однако её решение не было найдено. Приближенные решения, основанные на энергетическом подходе и аппроксимации формы потери устойчивости, представлены в работах [96,105,106,157]. Особенностью поведения лайнера в постановке данной задачи, в отличие от оболочки в жёсткой обойме, является деформирование поверхности лайнера по всей поверхности (Рисунок 1.5).

Общие вопросы, посвящённые разработке и изготовлению композитных баллонов давления, преимущественно для аэрокосмического применения, рассмотрены в работах [11,21].

Достаточно сложной технической задачей, в дополнение к перечисленным выше, является создание подходящей под заданные нагрузки и собственную конструкцию баллона системы крепления [40,84]. Варианты систем крепления, используемые в российских и зарубежных решениях, представлены на Рисунке 1.6.

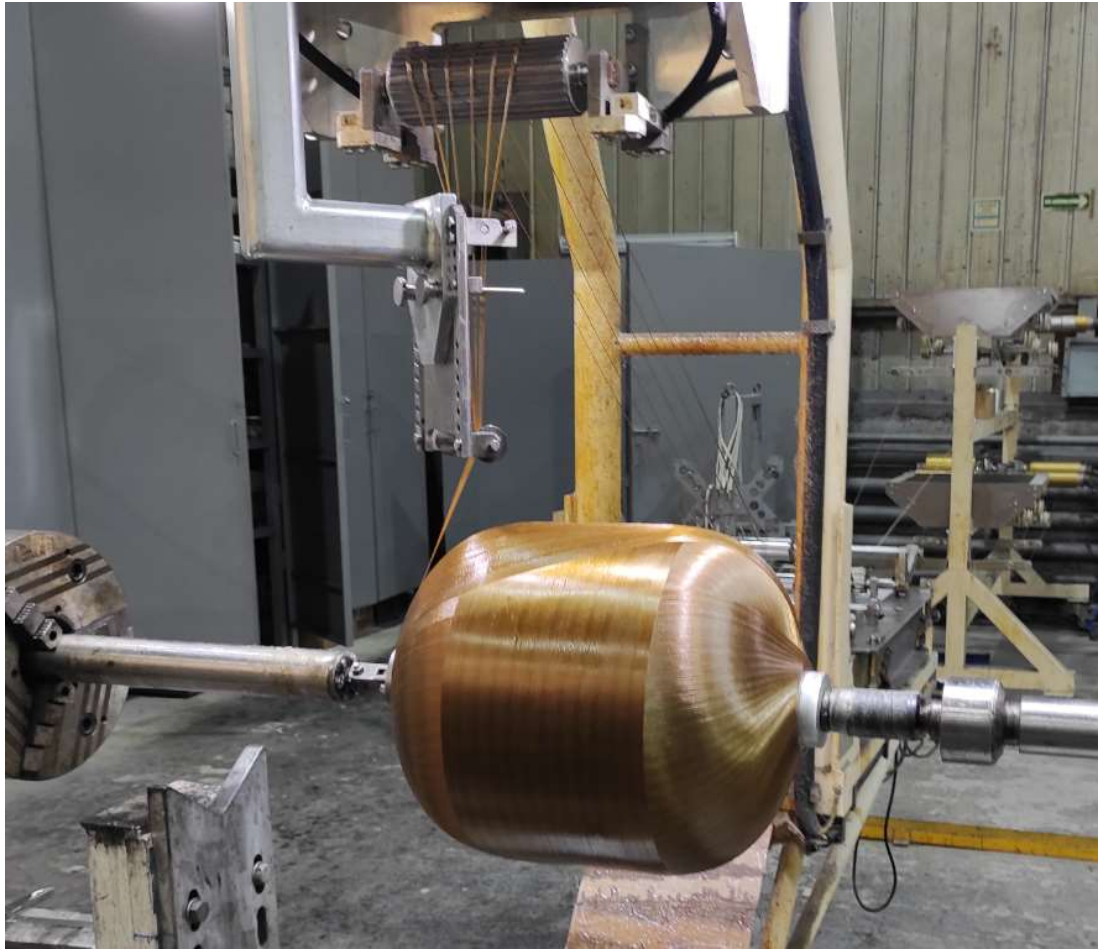


Рисунок 1.4 – Намотка силового корпуса композитной ёмкости давления



Рисунок 1.5 – Деформирование и потеря устойчивости тонкостенного лайнера от натяжения системы гибких нитей



а



б



в

Рисунок 1.6 – Варианты систем крепления баллонов давления: фланцевое (а), при помощи силовой юбки (б), при помощи системы «строп» (в)

1.2.2 Композитные сетчатые конструкции

Одним из путей решения вопроса снижения массы и повышения технологичности изготовления рассматриваемых силовых криогенных топливных баков является замена основного несущего нагрузки конструкционного материала – применение в конструкции несущих топливных баков для криогенного топлива армированных полимерных композиционных материалов.

Из используемых в настоящее время в ракетно-космической техники конструктивно силовых схем композитных цилиндрических тонкостенных оболочек наиболее эффективной является концепция сетчатых анизотридных структур. Рассматривая опыт проектирования несущих силовых оболочек [2,18,54,77,97,101,122,143], можно сделать вывод о том, что наибольший эффект в весовом, прочностном и жёсткостном отношениях может быть достигнут при армировании полимерным композиционным материалом в направлениях, соответствующих действующим в конструкции напряжениям [34,40,73,85]. В принципе, основные, несущие нагрузку элементы конструкции должны иметь однонаправленную структуру композитного материала [3,34,73]. В связи с тем, что однонаправленный композит может эффективно работать только при одноосном нагружении, соответствующий структурный элемент должен являться ребром [2,90,100], воспринимающим только осевые силы. Такой конструкцией являются сетчатые анизотридные структуры, состоящие из взаимопересекающихся систем однонаправленных спиральных, кольцевых, продольных рёбер (Рисунок 1.7), проектируемые и изготавливаемые промышленным способом в Акционерном обществе «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» (АО «ЦНИИСМ») [188] методами автоматизированной «мокрой» намотки. Сетчатые оболочки, изготовленные из армирующих материалов различной природы, традиционно работают на осевую сжимающую нагрузку и обладают высоким весовым совершенством, прочностью и жёсткостью.

История развития и основные результаты, достигнутые в области проектирования, расчёта и применения сетчатых композитных конструкций, отражены в обзорах [13,14,100,128,154,155,174,184,188-192] и диссертациях А.Ф. Разина, А.В. Азарова [2], А.А. Бабичева, Т.В. Бурнышовой [30]. В статье [189] приводится обзор российского опыта разработки и приложения в космической технике анизотропных композитных сетчатых конструкций (Anisogrid – Анизотропная Сетка), изготавливаемых в АО «ЦНИИСМ».

Основными несущими элементами в сетчатых конструкциях являются ребра из однонаправленного ПКМ, обеспечивающие одновременно изгибную и мембранную жёсткости конструкции. В качестве материала рёбер используется, например, углепластик, обладающий высокими удельными прочностью и жёсткостью [13,14].

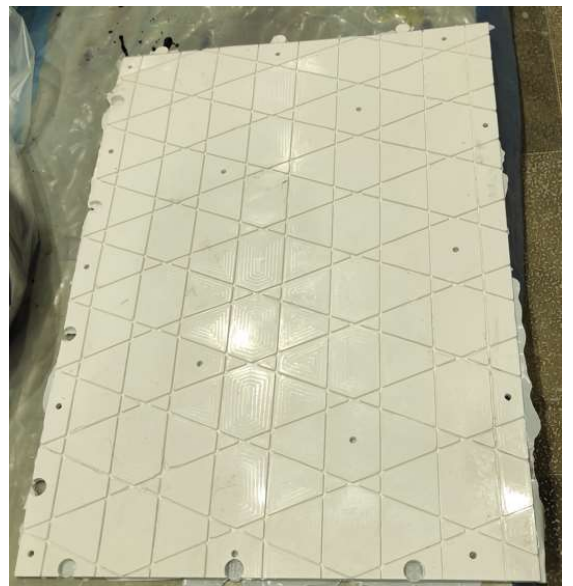
Рассмотрим основные результаты, полученные в области технологии изготовления сетчатых конструкций, их проектирования, расчёта и примеров применения. К настоящему времени разработаны различные методы изготовления сетчатых конструкций. Наиболее широко используется процесс, обеспечивающий высокое качество поверхностей рёбер, который заключается в следующем. Поверхность оправки покрывается матрицами из эластичного материала (силиконовой резины), имеющими канавки, в которые укладываются в процессе намотки ленты из углеродных волокон, пропитанные эпоксидным связующим (Рисунок 1.8). После завершения намотки рёбер и торцевых шпангоутов, образующихся послойной укладкой тканых лент-препрегов, осуществляется намотка наружной обшивки (если она необходима в конструкции), отверждение связующего и удаление оправки. Эластичные матрицы удаляются вытягиванием во внутреннюю полость оболочки (Рисунок 1.9). Сетчатая конструкция, изготовленная и подготовленная к испытаниям, показана на Рисунке 1.7.



Рисунок 1.7 – Внешний вид анизотридной структуры



(a)



(б)

Рисунок 1.8 – Намотка рёбер в пазы эластичной матрицы (a)
и фрагмент резинового коврика (б)

Технологические аспекты изготовления намоткой, а также влияние температурных режимов обработки на изготовление композитных сетчатых оболочек рассматриваются в работах [8,52,72,74,83,85,104,111,112,140,146,166,181].

Кроме процесса изготовления широкие исследования проводятся в части неразрушающего контроля изготовленных сетчатых отсеков. Этому вопросу посвящены публикации [7,20].

Особенностью задачи оптимального проектирования сетчатых оболочек из композитных материалов является широкое разнообразие видов разрушения конструкции. Механические характеристики конструкции и материала зависят от геометрических параметров сетчатой структуры, технологических параметров её изготовления, наличия обшивки. Потеря несущей способности может выражаться в: потере устойчивости оболочки по осесимметричной и неосесимметричной оболочечным формам; потере устойчивости обшивки; потере устойчивости рёбер, как однонаправленных стержней, работающих на растяжение и сжатие; разрушении композиционного материала рёбер от возникающих в конструкции напряжений; расслоении материала в местах пересечений рёбер и вне таких мест и некоторые другие формы разрушения.

Процесс проектирования сетчатых конструкций обычно включает в себя две стадии – предварительное проектирование и окончательное проектирование [2,101].

На этапе предварительного проектирования используется упрощённая (континуальная) модель сетчатой конструкции с приведённой толщиной и жёсткостными параметрами, осреднёнными по поверхности оболочки. Напряженно-деформированное состояние континуальной модели описывается безмоментной теорией оболочек [2,6]. Предварительное проектирование выполняется исходя из следующих предположений, позволяющих получить аналитическое решение:

- сетчатая конструкция состоит из симметричных спиральных и кольцевых рёбер (оптимальная сетчатая конструкция не имеет обшивки);
- кольцевые ребра делят сегменты спиральных рёбер между точками их пересечения на равные части (это минимизирует длину сегмента спирального ребра);
- при осевом сжатии оболочка теряет устойчивость по осесимметричной форме;
- местная потеря устойчивости спирального ребра может произойти между точками его пересечения с симметричным спиральным и кольцевым рёбрами.

Такая сетчатая структура характеризуется пятью параметрами проектирования, которые должны удовлетворять ограничениям по прочности и местной устойчивости спиральных рёбер и общей устойчивости оболочки. Среди этих параметров: ширина спиральных и кольцевых рёбер; количество пар спиральных и кольцевых рёбер, характеризующееся расстояниями между ними; угол наклона спиральных рёбер к образующей оболочки; толщина сетчатой структуры. На данном этапе не учитываются обшивка и жёсткости рёбер при изгибе в плоскости структуры и кручении. Таким образом, можно получить аналитическое решение задачи оптимизации, которая предполагает минимизацию массы при упомянутых ограничениях.

Для этапа предварительного проектирования сетчатых структур разработано и применяется на практике три метода проектирования.

1 Аналитическое проектирование на основе метода геометрического программирования теории оптимизации, реализовано в работах В.А. Бунакова и В.Д. Протасова [22,25-28,130]. Согласно методу геометрического программирования, целевая функция (масса оболочки) и ограничения по прочности и устойчивости записываются в форме специальных степенных функций (позиномов), что позволяет получить решение задачи оптимизации в замкнутой форме.

2 Аналитическое проектирование осуществляется также методом минимизации коэффициентов безопасности [2,100,191,192]. Согласно этому методу, ограничения, являющиеся в исходной форме неравенствами, переводятся в равенства путём введения коэффициентов безопасности по всем возможным формам разрушения конструкции. Полученные равенства используются для выражения проектных параметров конструкции через коэффициенты безопасности. Целевая функция – масса – минимизируется по коэффициентам безопасности.

3 Численная оптимизация [123,139,173,180,185,186,200]. При численной оптимизации происходит целенаправленное варьирование проектных параметров, обеспечивающее минимум массы конструкции.

На втором этапе (окончательное или уточнённое проектирование) результаты уточняются на основе более полной модели конструкции, которая строится на основе метода конечных элементов в континуальной или в дискретной постановке. Конструкция описывается конечно-элементной моделью, и строится итерационный процесс, в котором результаты предварительного проектирования используются как первое приближение. Кроме того, учитываются дополнительные ограничения, то есть принимаются во внимание обшивка (если она требуется для конструкции), люки, соединения и другие элементы.

Расчет сетчатых конструкций также осуществляется на основе двух вышеприведённых основных моделей – дискретной и континуальной.

Как уже отмечалось, континуальная модель основана на замене сетчатой оболочки гладкой оболочкой с приведёнными характеристиками [122]. При пренебрежении действием изгибающих моментов в плоскости ячейки из пересечения рёбер и крутящими моментами в рёбрах, уравнения континуальной модели соответствуют классической теории оболочек. Уравнения сетчатых оболочек такого рода получены в работах Г.И. Пшеничнова [98]. При учёте всех моментов, действующих в рёбрах, уравнения соответствуют несимметричной (моментной) теории упругости [122]. Уравнения композитных сетчатых оболочек

получены в работах Г.И. Пшеничникова [99], В.В. Васильева, В.А. Бунакова, Л.В. Федорова, В.Д. Протасова, Г.П. Пичхадзе, [22,25,27,29,41,93,117]. Континуальные модели использовались для решения задач статики, динамики и устойчивости сетчатых пластин и оболочек в работах П.С. Белоусова, Г.П. Пичхадзе, Чена, Цая, Т. Хайаши и др. [16,93,134,150,176,194].

Дискретные модели предполагают представление сетчатой конструкции как системы рёбер, взаимодействующих между собой. В работах В.В. Васильева, А.В. Лопатина общая теория сетчатых оболочек сформулирована в дискретной постановке [37,38,80]. Дискретные модели обычно используются в сочетании с методом конечных элементов. Задачи статики и устойчивости сетчатых пластин и оболочек в такой постановке рассмотрены в работах М.С. Андерсена, А. Хоу, К. Грамолла [127,153].

Следует отметить, что в представленных выше работах рассматриваются в основном задачи общей прочности и устойчивости сетчатых конструкций. Число работ, посвящённых местной прочности сетчатых конструкций в зонах концентрации напряжений, сравнительно невелико. Можно отметить работы М.В. Никитина, А.В. Азарова и А.Ф. Разина [6,102,103], в которых рассматриваются вопросы рационального проектирования сетчатых отсеков в зонах действия локальных осевых нагрузок и в районе люков или вырезов. В обеих работах использовался метод конечных элементов на основе традиционного балочного элемента ребра.

Вопросы динамического поведения сетчатых конструкций рассматривались в работах [23,101], поведение при локальном ударном воздействии в работах [23,103], а задача определения демпфирующей способности рассмотрена в работе П.А. Зиновьева [63].

Композитная сетчатая структура является основной конструктивно-силовой схемой, используемой в конструкции переходных отсеков РН Протон-М, первый запуск которых осуществлён в 2006 году. На Рисунках 1.10-1.11 показаны верхняя проставка и хвостовая проставка РН Протон-М, изготовленные совместно с

наружной обшивкой из углепластика и способные воспринимать до 12 МН эквивалентной сжимающей силы. На середину 2023 года осуществлено более 115 успешных запусков РН «Протон-М», на 2023 год в рамках завершения эксплуатации РН запланировано ещё несколько запусков.

Сетчатые композитные конструкции находят в настоящее время широкое применение в космических аппаратах и силовых конструкциях космических платформ в качестве силовой конструкции корпусов. Типовые конструкции имеют форму цилиндрических оболочек, закреплённых по нижнему основанию при выведении на орбиту. На Рисунке 1.12 показана установка навесного оборудования на силовой корпус. Другие сетчатые композитные конструкции корпусов космических аппаратов показаны на Рисунках 1.13 – 1.15.

Эффективность использования сетчатых структур в качестве силовых корпусов космических аппаратов привела к тому, что в АО «Решетнёва» эти конструкции используются в качестве основы универсальной космической платформы для создания своих новых космических аппаратов [62].

1.3 Обзор конструкций криогенных композитных топливных баков, разрабатываемых в настоящее время

В качестве топливных баков РН изделия из ПКМ ещё не нашли широкого применения. Информации об успешной реализации проектов по созданию несущих криогенных топливных баков из полимерных композиционных материалов сравнительно немного. Разработан криогенный композитный топливный бак с несущей стенкой бака (Рисунок 1.16) для применения в верхней ступени SLS [165] – сверхтяжёлой перспективной ракеты, США.

В течение 29 месяцев компания Boeing спроектировала и изготовила 2 макета баков: бак диаметром 2.4 м и бак диаметром 5.5 м. Оба бака проектировались на осевые нагрузки, сопоставимые с нагрузками на бак диаметром 10 м. На Рисунке 1.17 показан готовый макет диаметром 5.5 м.

Для изготовления макетов применялась разборная металлическая оправка сложной геометрии (Рисунок 1.18). Геометрия днищ баков проектировалась с учётом необходимого извлечения оправки. В днищах бака предусмотрены полюсные отверстия диаметром 0.8 м для обеспечения возможности проникновения внутрь людей при работах с баком и для демонтажа оправки. Вышеуказанные отверстия закрываются крышками, изготовленными из ПКМ на основе ткани при помощи ручной выкладки и устанавливаются при помощи уплотнителя и болтового соединения (Рисунок 1.16).

На баке диаметром 5.5 м цилиндрическая часть выходит за пределы стыка с днищами. Силовая стенка представляет собой стержни-уголки, расположенные регулярным образом между двумя слоистыми обшивками. Данная конструкция силовой части бака спроектирована на нагрузки ракеты-носителя, а также способна обеспечить продувку и вентиляцию для исключения накапливания паров рабочего тела. Силовая оболочка изготавливается интегрально для исключения наличия клеевых швов, на прочность которых могут повлиять криогенные температуры эксплуатации бака.

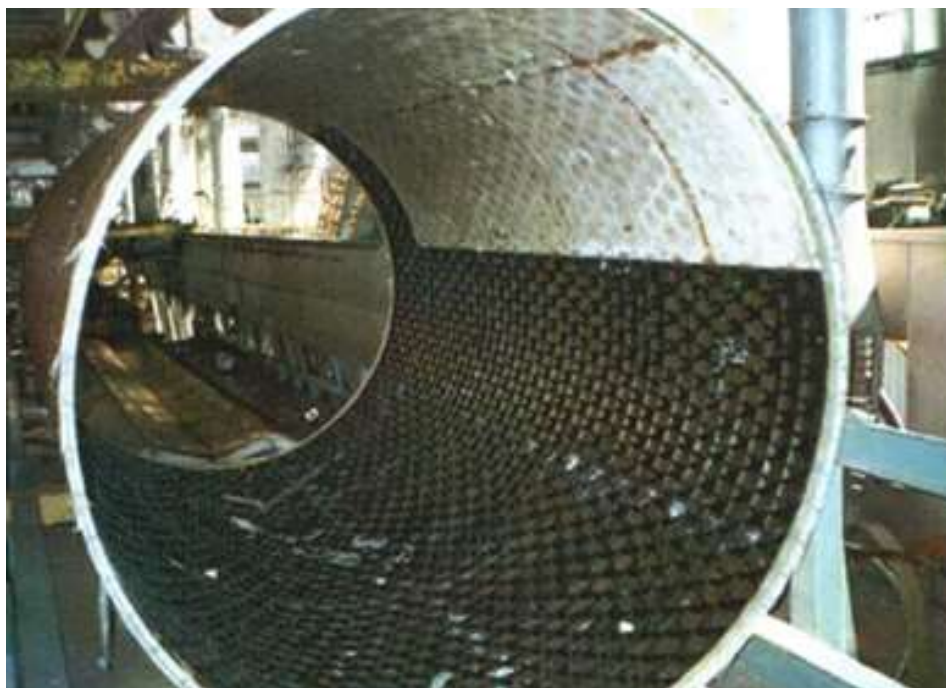


Рисунок 1.9 – Операция удаления эластичной матрицы

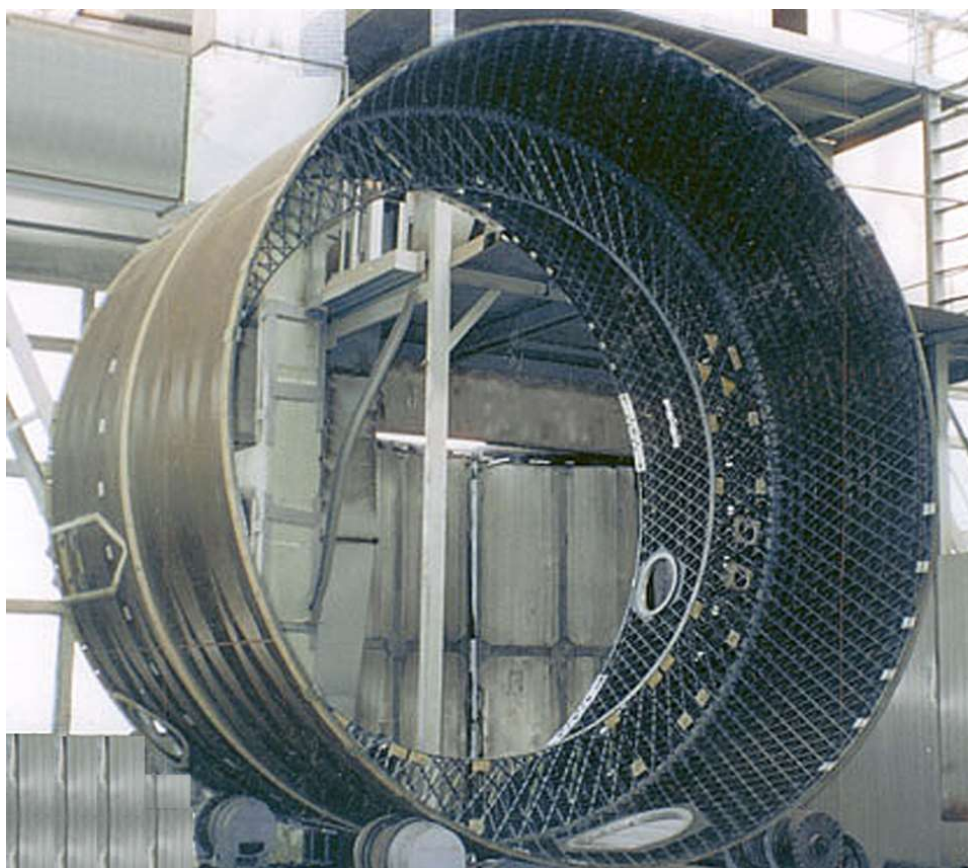


Рисунок 1.10 – Верхняя проставка РН Протон-М.



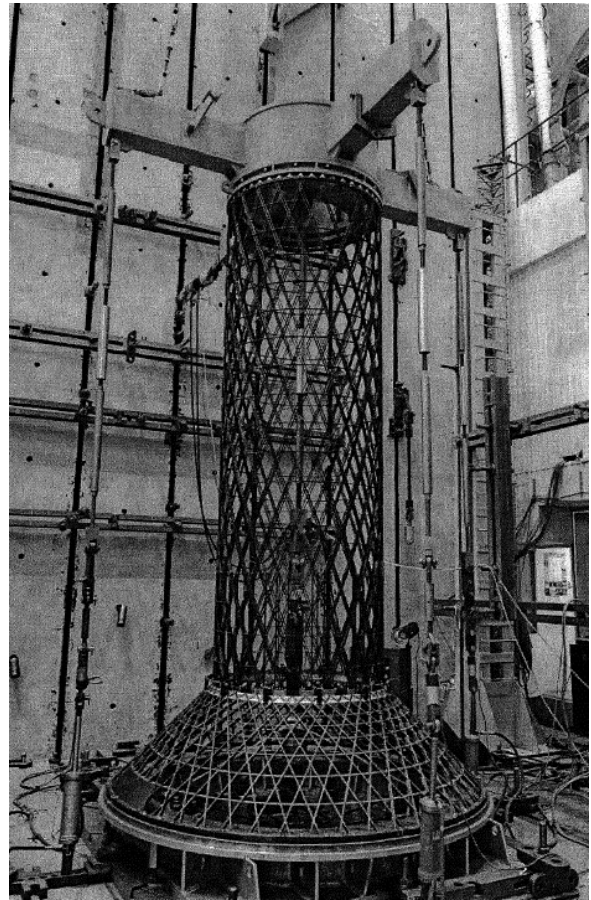
Рисунок 1.11 – Нижняя (хвостовая) проставка РН Протон-М



Рисунок 1.12 – Сборка корпуса КА Экспресс-2000



Рисунок 1.13 – Корпус космического аппарата



ИЛИ

Рисунок 1.14 – Статические испытания сетчатого отсека



Рисунок 1.15 – Корпус космического аппарата Метеор-МП

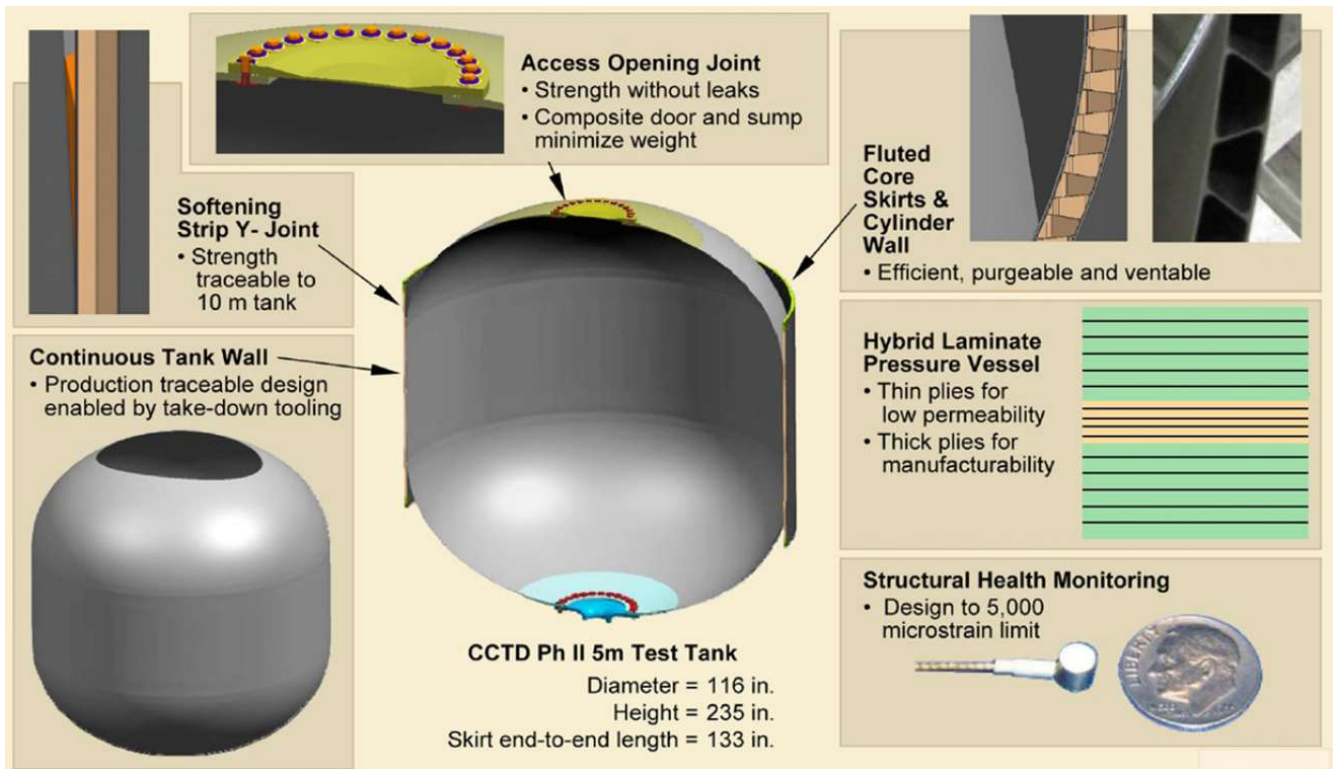


Рисунок 1.16 – Конструкция бака диаметром 5.5 м, корпорация Boeing



Рисунок 1.17 – Внешний вид готового бака диаметром 5.5 м [165]

Однако сборка и приклейка силовых уголков осуществляется вручную (Рисунок 1.19). Торцы силовой юбки заканчиваются металлическими шпангоутами, обеспечивающими удобство погрузочно-разгрузочных работ, подъёма и приложения механических нагрузок при испытаниях.

В зоне крепления юбки силовой оболочка бака применена 3D переходная эластичная полоса, чтобы максимизировать прочность соединения и уменьшить пики напряжений. Стенки бака крепятся к силовой оболочке через тонкий слой пластика, действующий как барьер для разделения нагрузки, устойчивый к проникновению микротрещин.

После первоначального отверждения корпуса бака была установлена система акустического контроля состояния для регистрации возможных воздействий во время производства, транспортировки и испытаний.

В качестве материала применён углепластик на основе эпоксидного связующего, требующий температурного отверждения после формования. Основная часть бака (80% по массе – корпус бака, крышки и обшивка юбки) уложена с использованием системы RAFP – роботизированное автоматическое размещение препрега на основе пропитанной ленты. Процесс изготовления бака 5.5 м диаметром занял около 1 месяца.

Стоит отметить, что использование разборной металлической оправки оценено самой компанией производителем как зона опасно низкой технологичности (manufacturing readiness level (MRL)) (Рисунки 1.18, 1.20).

Отработка технологических приёмов была произведена на макете бака диаметром 2.4 м, в дальнейшем эти данные были использованы для работ над баком диаметром 5.5 м. Оправка бака малого диаметра состояла из 24 секций с разделением по экватору. Большое количество разборных секций делает вакуумную герметизацию сложной задачей. Для решения этой задачи используются одноразовые внутренние герметизирующие мешки. Дополнительные съёмные части оправки используются для отверждения и приклеивания юбки к цилиндрической части бака.



Рисунок 1.18 – Разборная металлическая оправка для бака SLS диаметром 2.4 м [165]



Рисунок 1.19 – Ручная сборка силовой оболочки и её готовый вид [165]

При изготовлении большого макета бака – диаметром 5.5 м, были достигнуты TRL(technology readiness level – уровень готовности технологии)/MRL(manufacturing readiness level – уровень готовности производства) (см. Рисунок 1.20) в диапазоне 5 – 6. Уровни TRL/MRL увеличились с 2–3 в начале программы до 5–6 в конце программы.

Толщина силовой оболочки бака соответствовала толщине, необходимой для работоспособности конструкции диаметром 10 м, и в ней было решено большинство производственных проблем с высоким риском, например: время жизнеспособности препрега, крупномасштабная сложная геометрия выкладки, циклы отверждения при низком давлении, внутризаводское транспортирование / кантование и поэтапные циклы отверждения/склеивания.

Программа испытаний 5.5 м бака включала в себя наземные испытания на:

- криогенные температуры, в том числе испытания давлением окружающей среды и криогенным давлением;
- полётные нагрузки и осевые/поперечные механические нагрузки, прикладываемые через испытательную оснастку к юбке 5,5-метрового бака.

Испытания бака считались успешными при выполнении следующих критериев:

1 Отсутствие признаков катастрофического разрушения конструкции во время испытаний давлением окружающей среды.

2 Отсутствие признаков негерметичности, расслоения, местного отслоения композита или нарушения герметичности соединений при давлении ниже расчётного. Негерметичность или местные разрушения определялись как любые остаточные деформации конструкции, влияющие на функционирование бака, или чрезмерная утечка и разрыв бака.

Цели тестирования отличались от критериев успешности тестирования. В дополнение к указанным выше критериям успешности тестирования была определена следующая цель тестирования: данные испытаний под давлением

должны коррелировать с данными о деформации конечно-элементной модели (МКЭ), полученными в результате численного эксперимента.

Запланированные испытания завершены успешно, в результате получена конструкция несущего криогенного топливного бака с весом, меньшим на 25-30% по сравнению с алюминиево-литиевым прототипом. В производстве использовалась роботизированная система автоматической выкладки материала. Внутренняя и внешняя оболочки бака были отверждены одновременно.

Вместе с тем, конструкция, предлагаемая выше, обладает рядом существенных недостатков, препятствующих широкому внедрению предлагаемой технологии:

- для изготовления гладкой внутренней оболочки бака используется крупногабаритная разборная металлическая оправка (Рисунок 1.18), стоимость которой, по всей видимости, значительно превышает стоимость изготавливаемого изделия, а трудоёмкость сборки-разборки существенно повышает себестоимость и время изготовления баков;

- используется неавтоматизированная, ручная сборка силовой оболочки бака из треугольных профилей (Рисунок 1.19), также значительно увеличивающая трудоёмкость изготовления конструкции бака;

- отсутствуют конструктивные и технологические решения по организации внутреннего конструктивного наполнения топливного бака. В использующихся в настоящий момент топливных баках имеются тоннельные и иные трубопроводы, перегородки, гасители колебаний топлива и др. из металлических сплавов, соединяемые сваркой с оболочкой бака. Сборку и наполнение предлагаемого бака затруднительно организовать при использовании внутренней композитной оболочки без металлического лайнера.

Указанные выше недостатки отсутствуют в предлагаемой в настоящей работе конструкции криогенного топливного бака из ПКМ с металлическим герметизирующим лайнером.

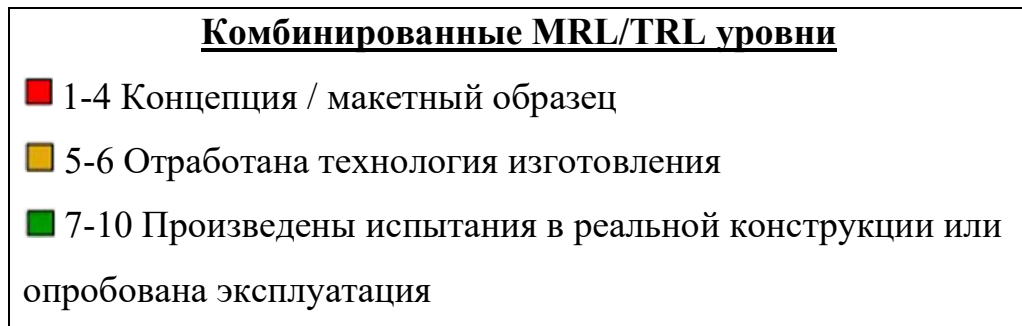


Рисунок 1.20 – Комбинированные уровни MRL/TRL (manufacturing readiness level / technology readiness level) готовности продукта

1.4 Постановка задачи

В данной работе предлагается совместить имеющийся опыт создания металлокомпозитных ёмкостей и баллонов давления и опыт создания сетчатых анизотридных конструкций для проектирования и изготовления несущих криогенных топливных баков нового поколения для ракет на жидком или газообразном топливе. Работ, посвящённых одновременному использованию металлокомпозитных баллонов давления, сетчатых анизотридных структур в конструкциях, являющихся ёмкостями и работающих в качестве отсеков летательных аппаратов в настоящий момент практически не имеется, за исключением единичных [42]. Рассматриваемая в работе конструктивно-силовая схема является комбинированной и совмещает в себе две конструктивно-силовые схемы (КСС) – металлокомпозитные баллоны давления и несущие силовые сетчатые оболочки (Рисунок 1.21).

Таким образом, в настоящей работе предлагается разработать конструктивную концепцию криогенного топливного бака с несущей оболочкой, способной воспринимать внешние силовые факторы, такие как эквивалентная сжимающая сила [12], а также внутреннее давление и широкий диапазон рабочих температур применения, от минус 250°C , температуры кипения жидкого водорода, до плюс $50-70^{\circ}\text{C}$. Кроме разработки конструкции, стоит задача разработки методик её оптимального проектирования, и основных технологических приёмов изготовления такого рода изделий.

Среди расчётных и технологических задач, требующих решения отдельно выделим:

– предотвращение потери устойчивости и нарушения герметичности тонкостенного металлического лайнера в технологическом процессе намотки композитного жгута (системы нитей) на тонкостенную металлическую оболочку (Рисунок 1.4) с предварительно заданным натяжением намотки, определение допустимых диапазонов технологических параметров процесса намотки;

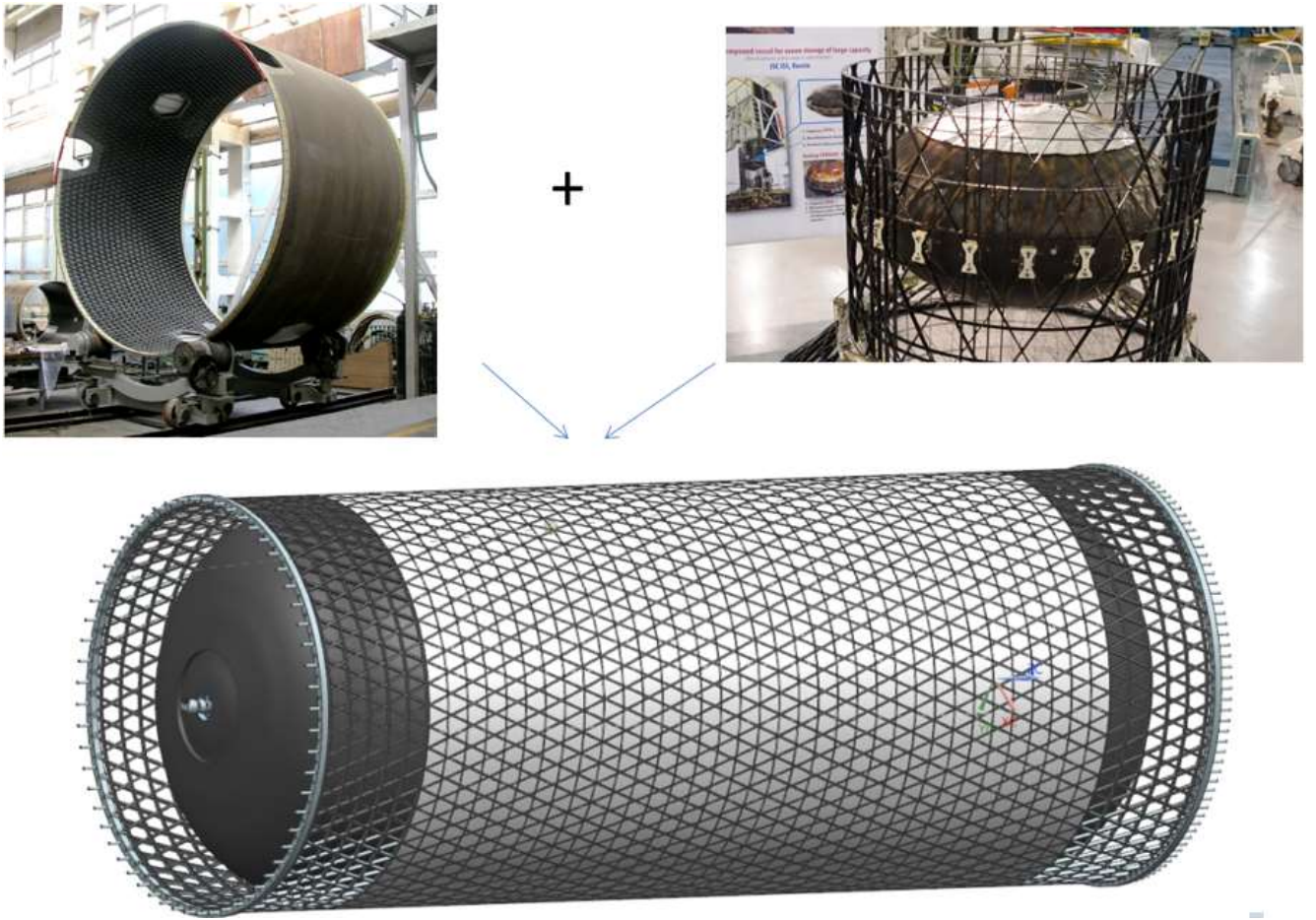


Рисунок 1.21 – Комбинированная конструкция топливного бака

– предотвращение потери устойчивости и нарушения герметичности тонкостенного металлического лайнера в технологическом процессе температурной обработки заготовки бака, а также в процессе его эксплуатации при многократном захолаживании криогенным топливом, а также при сбросе внутреннего давления;

– вывод и решение системы уравнений термоупругости для несущей стенки бака с обшивкой и металлическим лайнером для обеспечения возможности оценки напряжённо-деформированного состояния как его отдельных элементов, так и бака в целом при работе в широком диапазоне температур и во время технологического процесса термообработки бака во время его изготовления;

– разработка технологических приёмов использования лёгкого заполнителя в качестве формообразующего материала для формирования геометрии рёбер сетчатой структуры в процессе автоматизированной намотки с обеспечением заданных физико-механических свойств рёбер в готовой конструкции;

– проектирование и разработка технологических приёмов изготовления соединительного узла для стыковки топливного бака с соседними конструктивными элементами;

– определение термоупругих характеристик металлокомпозитного криогенного топливного бака;

– технологические приёмы внедрения волоконно-оптических датчиков деформаций и температур в конструкцию металлокомпозитного криогенного топливного бака и обеспечение сохранности самих датчиков и их выводов для подключения к измерительной аппаратуре в процессах намотки, термообработки, механической обработки и доработки заготовки изделия;

– отработка технологических приёмов применения тонкостенного металлического лайнера в качестве технологической оснастки в процессе намотки и механической обработки металлокомпозитного криогенного топливного бака.

Для решения задачи проектирования и выбора рациональной конструктивно-силовой схемы криогенного топливного бака в работе применяются непрерывно

армированные полимерные композиционные материалы, позволяющие разрабатывать перспективные конструкции баков давления.

ГЛАВА 2 ПРОЕКТИРОВАНИЕ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНЫХ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Создание рациональных конструкций, наилучшим образом реализующих свой потенциал при действии определённых условий нагружения, является одной из целей развития науки и технологии при разработке и изготовлении новых образцов техники.

Конструкция рассматриваемого в работе металлокомпозитного топливного бака [42] представлена на Рисунке 2.1. Внутри бака располагается тонкостенный металлический лейнер с толщиной стенки, достаточной для придания лейнеру конструктивной жёсткости (0,5-2,5 мм в зависимости от размеров бака). Основное предназначение металлического лейнера – создание герметизирующего слоя внутри бака. Дополнительно металлический лейнер используется в качестве технологической оправки при намотке композитной структуры бака. Для восприятия внутреннего давления поверхность металлического лейнера при необходимости покрывается силовым слоем из армированного полимерного композиционного материала, например углепластика. На цилиндрической части бака дополнительно к спиральным слоям добавляются кольцевые слои.

Силовая оболочка бака, воспринимающая полётные нагрузки, представляет собой интегральную цилиндрическую сетчатую конструкцию. Сетчатая структура формируется на цилиндрической части бака при помощи лёгкого конструкционного пенопласта с высокой жёсткостью и низкой плотностью (менее 100 кг/м^3), в котором механически образуются пазы, формирующие рёбра однонаправленного материала сетчатой структуры. Сетчатая структура и силовые шпангоуты, в свою очередь, формируются при помощи автоматизированной мокрой намотки в пазы, выполненные в пенопласте на цилиндрической поверхности бака. После отверждения сетчатой структуры пенопласт остаётся внутри конструкции, создавая дополнительный эффект как теплоизоляционное покрытие для криогенного топливного бака.

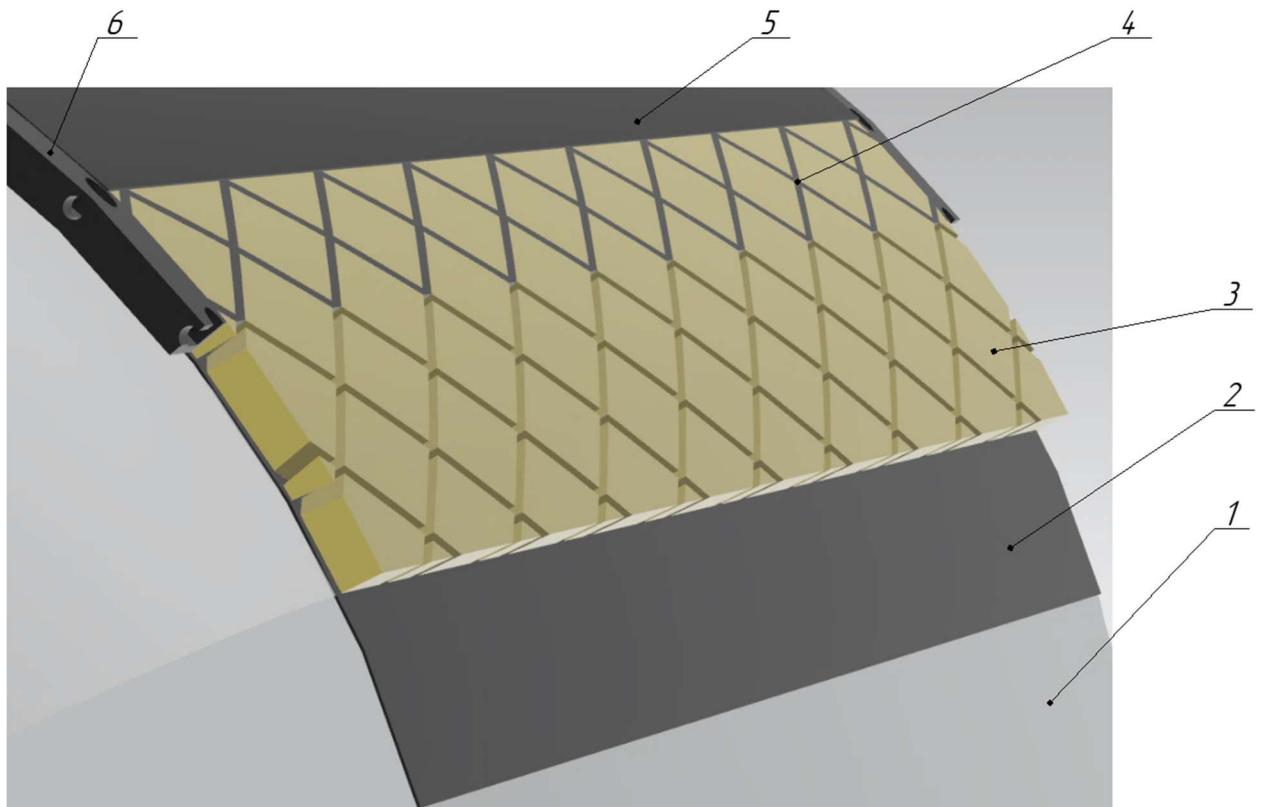


Рисунок 2.1 – Конструкция криогенного топливного бака с сетчатой несущей оболочкой из полимерных композиционных материалов

1 – тонкостенный металлический лайнер, 2 – композитная обшивка, намотанная на лайнер, 3 – формообразующий пенопласт, 4 – рёбра сетчатой структуры, формируемые в пенопласте методом намотки, 5 – наружная композитная обшивка, 6 – торцевой шпангоут с отверстиями для механического соединения

Наружная поверхность бака закрывается внешней обшивкой из армированного полимерного материала. Для обеспечения стыковки рассматриваемого бака с соседними отсеками в силовых шпангоутах выполняются отверстия для стыковочных шпилек.

В качестве примера при проектировании модели металлокомпозитного криогенного топливного бака выбраны следующие геометрические параметры и нагрузки:

- длина цилиндрической части бака 1.5 м;
- диаметр цилиндрической части бака 1.0 м;
- расчётное давление 0.5 МПа;
- разница температур между нормальной температурой и температурой рабочего тела в баке $\Delta T = -176$ К;
- осевая расчётная эквивалентная нагрузка 3.92 МН.

Используются полимерные композитные материалы на основе армирующих наполнителей и связующих отечественного производства, физико-механические и теплофизические характеристики которых представлены в Таблице 2.1.

Для подтверждения полученных в результате проектирования конструктивных решений проведён поверочный расчёт и натурные испытания модельного бака (Глава 5, [110]) на воздействие приложенных нагрузок вплоть до разрушения конструкции. В процессе проведения испытаний до момента разрушения бака не должно произойти нарушения целостности конструкции.

Таблица 2.1 – Физико-механические и теплофизические характеристики используемых для моделирования материалов

Материал / характеристика	Значение
<i>Титановый сплав BT1-0</i>	
Модуль упругости, E , ГПа	108
Предел текучести, σ_T , МПа	250
Модуль сдвига, G , ГПа	41.5
Коэффициент Пуассона, ν	0.3
Плотность, ρ , кг/м ³	4480
Коэффициент линейного температурного расширения, α , К ⁻¹	$8.6 \cdot 10^{-6}$
<i>Алюминиевый сплав АМгб</i>	
Модуль упругости, E , ГПа	68.6
Предел текучести, σ_T , МПа	160
Модуль сдвига, G , ГПа	26.4
Коэффициент Пуассона, ν	0.3
Плотность, ρ , кг/м ³	2680
Коэффициент линейного температурного расширения, α , К ⁻¹	$22 \cdot 10^{-6}$
<i>Углепластик на основе волокон UMT-49S и эпоксидного связующего ЭД-И</i>	
Модуль упругости в направлении армирования для спирально-кольцевых слоёв, E_1 , ГПа	130
Модуль упругости в направлении армирования для рёбер сетчатой структуры, E_1 , ГПа	90
Предел прочности однонаправленного материала вдоль направления	2.0

армирования для спирально-кольцевых слоёв на растяжение, $\bar{\sigma}_1^+$, ГПа	
Предел прочности однонаправленного материала вдоль направления армирования для спирально-кольцевых слоёв на сжатие, $\bar{\sigma}_1^-$, ГПа	1.3
Предел прочности однонаправленного материала вдоль направления армирования для рёбер сетчатой структуры на растяжение, $\bar{\sigma}_{1p}^+$, ГПа	1.05
Предел прочности однонаправленного материала вдоль направления армирования для рёбер сетчатой структуры на сжатие, $\bar{\sigma}_{1p}^-$, ГПа	0.35
Модуль упругости в направлении поперёк армирования, E_2 , ГПа	9
Модуль упругости в трансверсальном направлении для рёбер сетчатой структуры, E_3 , ГПа	3,5
Модуль сдвига для спирально-кольцевой намотки, G_{12} , ГПа	4.7
Модуль сдвига для рёбер сетчатой структуры, G_{12} , ГПа	3
Плотность углепластика, ρ , кг/м ³	1450
Коэффициент линейного температурного расширения в направлении армирования, α_1 , К ⁻¹	$-0.46 \cdot 10^{-6}$

Коэффициент линейного температурного расширения в направлении поперёк армирования, α_2 , K^{-1}	$32 \cdot 10^{-6}$
Коэффициент линейного температурного расширения в трансверсальном направлении для рёбер, α_3 , K^{-1}	$32 \cdot 10^{-6}$
Коэффициент теплопроводности в направлении поперёк армирования, λ , Вт/м·К	0.39
Коэффициент Пуассона (большой)	0.21
<i>Лёгкий наполнитель (конструкционный пенопласт Acrimid T)</i>	
Модуль упругости, E , ГПа	0.02
Предел прочности при сжатии, $[\sigma]$, МПа	0.3
Модуль сдвига, G , ГПа	$E / 2(1 + \nu) = 0.01$
Коэффициент Пуассона, ν	0.01
Плотность, ρ , кг/м ³	45
Коэффициент теплопроводности, λ , Вт/м·К	0.04

Применительно к рассматриваемому в работе баку решение задачи создания рациональной конструкции, имеющей минимальный вес, может быть достигнуто при помощи методов оптимального проектирования. В этом случае, в терминологии, принятой в задачах подобного рода, целевой функцией решения задачи оптимизации будет являться критерий минимума массы создаваемой конструкции бака, а параметрами проектирования – конструктивные параметры создаваемой конструкции:

– толщины: металлического лайнера, силовой обшивки, сетчатой структуры, наружной обшивки;

- углы армирования композитных слоёв;
- углы ориентации рёбер сетчатой структуры по отношению к образующей бака;
- ширина рёбер, их количество, проходящее через сечение оболочки.

Ограничениями пространства проектирования в данной задаче являются критерии прочности создаваемой конструкции – от действия внутреннего давления, температур, сил и моментов от соседних отсеков; а также критерии устойчивости конструкции – общая устойчивость, устойчивость тонкостенного лайнера, местная устойчивость оболочки или рёбер сетчатой структуры.

В общем случае, к целевым критериям задачи оптимизации могут добавляться такие критерии, как: критерий минимума себестоимости; критерий минимума трудоёмкости изготовления. Однако, цель настоящей работы не включает в себя исследование экономических вопросов задачи создания криогенных металлокомпозитных топливных баков и основным критерием оптимальности создаваемой конструкции является минимум её веса.

В связи с тем, что как уже отмечалось в Главе 1 (Раздел 1.4), комбинированные криогенные металлокомпозитные баки в настоящее время отсутствуют, целесообразным представляется рассмотрение следующих задач оптимального проектирования:

- для имеющихся в настоящий момент баков на основе вафельных оболочек, с целью сравнения с предлагаемой конструктивно-силовой схемой металлокомпозитного бака;
- для металлокомпозитных топливных баков.

Для упрощения задачи проектирования металлокомпозитного бака она разделяется на две в соответствии с назначением элементов его конструкции. Металлический лайнер и усиливающая его композитная оболочка предназначены для восприятия внутреннего давления и проектируются на действие давления. Сетчатая оболочка, предназначенная для восприятия осевой силы, проектируется на эту нагрузку. В реальности, естественно, металлический лайнер участвует в

восприятию осевой силы, а сетчатая оболочка в восприятии давления, однако проектирование осуществляется без учёта этого взаимного влияния. Как уже отмечалось, для подтверждения полученных результатов проводится поверочный расчёт спроектированной конструкции, который позволяет скорректировать её проектные параметры с учётом совместной работы всех элементов бака.

2.1 Оптимальное проектирование баков вафельной конструкции

Как уже отмечалось в Главе 1, традиционным конструктивным исполнением несущих криогенных топливных баков ракет-носителей на жидком топливе являются баки вафельной конструкции (Рисунок 1.1) из металлических (преимущественно алюминиевых) сплавов, изготавливаемые методом фрезерования [12,56]. В связи с этим, для оценки конкурентоспособности по весовой эффективности предлагаемой в настоящей работе конструктивно силовой схемы металлокомпозитного криогенного топливного бака, представляется целесообразным сравнить его с аналогичным по конструкции и параметрам нагружения вафельным баком, выполненным из металлического сплава.

Конструкция вафельного бака представляет собой оболочку вращения, состоящую из металлических панелей, имеющих обшивку с интегральным подкрепляющим набором рёбер. При этом рёбра образуют регулярную структуру, как правило, продольно-поперечную. Технологический процесс изготовления криогенных топливных баков с несущей стенкой вафельной конструкции является исключительно трудоёмким. Используются толстостенные алюминиевые плиты, в которых путём удаления материала химическим травлением, электрохимической обработкой или механическим фрезерованием [79] формируются рёбра подкрепляющего набора. Полученные панели свариваются между собой, формируя несущую силовую оболочку бака. Такая технология требует уникального технологического оборудования, особенно для изготовления баков больших длины и диаметра. Следует также отметить крайне низкий коэффициент использования материала (КИМ) в конструкции металлического топливного бака, который не превышает 0.07-0.08.

Силовая оболочка вафельной конструкции, обладая часто расположенным регулярным набором подкрепляющих рёбер (Рисунок 2.2) и являясь конструктивно-ортотропной оболочкой [79], может быть заменена на

эквивалентную по толщине гладкую оболочку с осреднёнными жёсткостными характеристиками и приведённой толщиной h_r , определяемой следующим образом:

$$h_r = h(2\bar{b} + \bar{\delta}). \quad (2.1.1)$$

Здесь h – высота подкрепляющего набора рёбер, δ – толщина обшивки, b – ширина рёбер. Относительные толщины рёбер и оболочки здесь и далее имеют вид: $\bar{b} = b/a$, $\bar{\delta} = \delta/h$. Через a обозначается расстояние между рёбрами в кольцевом и осевом направлении, совпадающие для рассматриваемой конструкции. Тогда, масса 1 м^2 силовой оболочки вафельной конструкции может быть определена следующим образом:

$$M_{\text{ваф}} = \rho h_r, \quad (2.1.2)$$

где ρ – плотность металлического сплава. Исходя из действующих на бак нагрузок, можно определить представленные ниже проектные ограничения для решения задачи оптимизации.

Ограничение по общей устойчивости оболочки при осевом сжатии [79]:

$$P \leq P_{\text{кр}}, \text{ где } P_{\text{кр}} = 4\pi \sqrt{(1 - \nu^2)BD}. \quad (2.1.3)$$

Здесь B и D – мембранная и изгибная жёсткости, одинаковые для осевого и кольцевого направления, и определяемые равенствами

$$B = Eh \left(\bar{b} + \frac{\bar{\delta}}{1 - \nu^2} \right) = I_0,$$

$$D = I_2 - \frac{I_1^2}{I_0}, \quad BD = I_2 I_0 - I_1^2,$$

$$D = \frac{Eh^3}{3} \left[\bar{b} - \frac{\bar{\delta}}{1-\nu} (3\langle 1 + \bar{\delta} \rangle + \bar{\delta}^2) - \frac{\left\langle \bar{b} + \frac{\bar{\delta}}{1-\nu^2} \langle 2 + \bar{\delta} \rangle \right\rangle^2}{4 \left(\bar{b} + \frac{\bar{\delta}}{1-\nu^2} \right)} \right].$$

Ограничение по прочности от внутреннего давления в кольцевом направлении бака:

$$\frac{pR}{h_r} \leq \sigma_T. \quad (2.1.4)$$

Ограничение по местной устойчивости обшивки, определяющееся решением задачи о потере устойчивости квадратной пластины, свободно опертой по краям

$$\frac{P}{2\pi R h_r} \leq \frac{4\pi^2 E \bar{\delta}^3}{1-\nu^2}. \quad (2.1.5)$$

Ограничение по прочности вафельной оболочки при сжатии осевой силой:

$$\frac{P}{2\pi R h_r} \leq \sigma_T. \quad (2.1.6)$$

В приведённых выше выражениях используются следующие обозначения: P – расчётная осевая эквивалентная сжимающая сила, действующая на оболочку, $P_{кр}$ – критическая сила потери устойчивости оболочки, E – модуль упругости материала оболочки, ν – коэффициент Пуассона материала оболочки, σ_T – предел текучести материала оболочки, p – внутреннее давление наддува, R – радиус оболочки. Расчётная осевая эквивалентная сжимающая сила вычисляется с учётом разгрузки оболочки бака от действия внутреннего давления [12,79]

$$P = \left(N \pm \frac{2M}{R} \right) - \pi R^2 p. \quad (2.1.7)$$

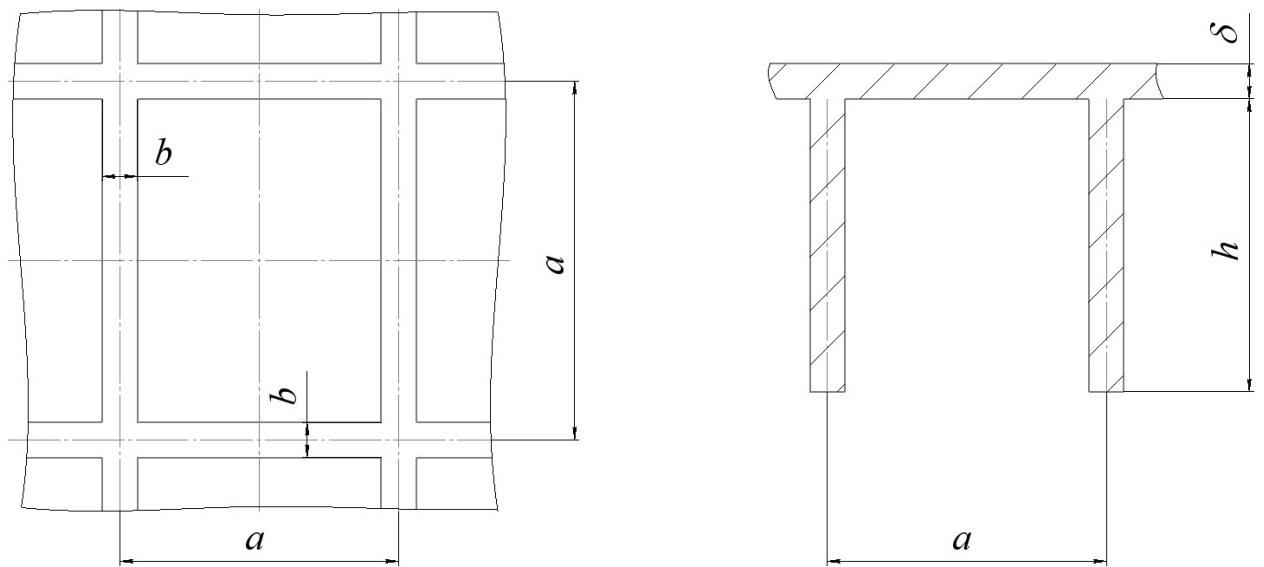


Рисунок 2.2 – Геометрические параметры оболочки вафельной конструкции

Здесь дополнительно использованы следующие обозначения: N – осевая сжимающая сила и M – изгибающий момент, действующие на оболочку.

В ограничения (2.1.3)-(2.1.6), а также в выражение (2.1.2) для массы оболочки вафельной конструкции кроме исходных данных задачи (радиус оболочки, характеристики материала и действующие нагрузки) входят три неизвестных параметра: h , \bar{b} , $\bar{\delta}$. Рассмотрим задачу проектирования бака вафельной конструкции.

Используя уравнения (2.1.3)-(2.1.6), можно, выразив высоту ребра структуры h , получить следующие соотношения:

$$h_1 = \sqrt{\frac{P}{2\pi E}} \cdot \frac{\sqrt[4]{3}}{\sqrt[4]{\frac{\bar{\delta}^4}{1-\nu^2} - \bar{b} \left[4\bar{\delta} \left(4\bar{\delta}^2 + \frac{3}{2}\bar{\delta} + 1 \right) - \bar{b}(1-\nu^2) \right]}};$$

$$h_2 = \frac{pR}{\sigma_T(\bar{\delta} + 2\bar{b})}; \quad (2.1.8)$$

$$h_3 = \frac{P(1-\nu^2)}{8\pi^3 RE \bar{\delta}^3 (\bar{\delta} + 2\bar{b})}; \quad h_4 = \frac{P}{2\pi R \sigma_T (\bar{\delta} + 2\bar{b})}.$$

Для решения задачи оптимизации используется графический метод. Задавая $\bar{\delta}$, можно с помощью равенств (2.1.8) построить границы ограничений и с помощью формулы (2.1.2) найти параметры h и \bar{b} , соответствующие заданной величине $\bar{\delta}$. Варьируя $\bar{\delta}$ можно определить параметры оболочки, соответствующие условию минимума массы.

В качестве примера рассмотрим проектирование вафельного бака с диаметром 1.0 м и длиной цилиндрической части 1.5 м [110]. Проектирование осуществляется на эквивалентную сжимающую силу 3.92 МН и внутреннее давление $p = 0.5$ МПа. Материал вафельного бака – алюминиевый сплав АМг6 с модулем упругости 68.6 ГПа, коэффициентом Пуассона 0.3, пределом текучести 160 МПа и плотностью 2680 кг/м³. Проектирование бака осуществляется графическим методом, описанным выше. Проведём параметрический анализ

варьируя параметр $\bar{\delta}$. Результаты оптимизации для различных значений параметра $\bar{\delta}$ показаны на Рисунке 2.3.

Используя программный код (приведён в Приложении А) можно автоматизировать процесс вычислений для построения зависимости минимальной массы 1 м^2 оболочки от $\bar{\delta}$ для заданных геометрических параметров и характеристик материала. При этом для каждого значения $\bar{\delta}$ проводится расчёт \bar{b} от 0 до 1 с оценкой минимального значения массы 1 м^2 оболочки. Как видно из Рисунка 2.4, при $\bar{\delta} = 0.038$ активным оказывается ограничение по местной устойчивости панели обшивки между рёбрами, при увеличении $\bar{\delta}$ активными становятся ограничения по прочности оболочки и общей устойчивости.

Линия постоянной массы показана на Рисунке 2.3 (в). Она проходит через точку пересечения кривых, соответствующих ограничениям по прочности и устойчивости. Зависимость массы 1 м^2 оболочки показана на Рисунке 2.4.

Анализируя Рисунок 2.4 можно заключить, что минимум массы для данной задачи реализуется при $\bar{\delta} = 0.07$. В результате, минимальная масса 1 м^2 вафельной оболочки составляет 20.9 кг. При этом получены следующие параметры вафельного бака: толщина полотна обшивки $\delta = 1.3$ мм; шаг рёбер вафельной структуры $a = 28.5$ мм, ширина рёбер $b = 5.0$ мм, высота рёбер $h = 18.5$ мм.

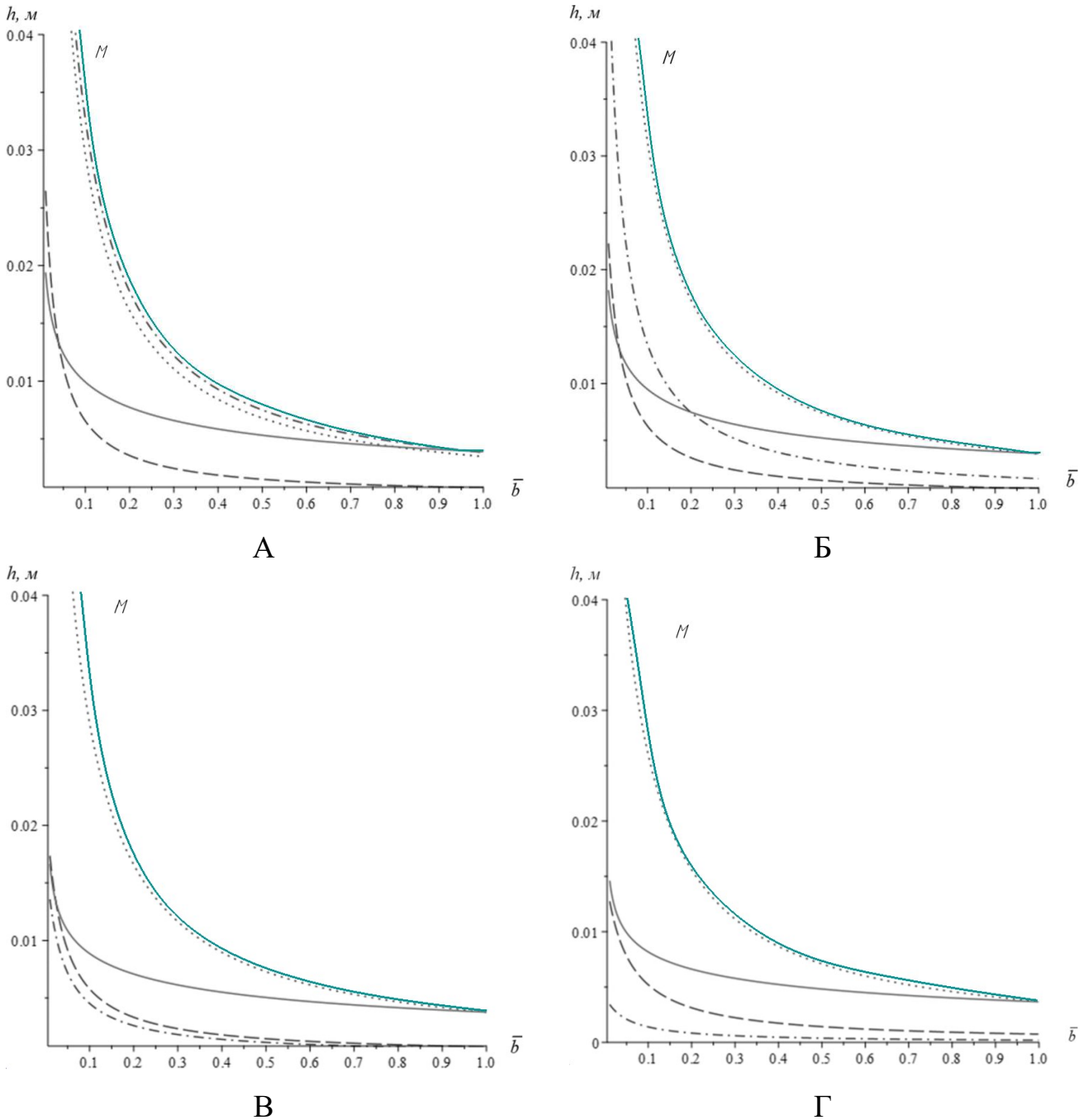


Рисунок 2.3 – Зависимость высоты ребра h от \bar{b} для вафельной силовой оболочки для различных значений $\bar{\delta}$. А – $\bar{\delta} = 0.038$; Б – $\bar{\delta} = 0.05$; В – $\bar{\delta} = 0.07$; Г – $\bar{\delta} = 0.1$. На Рисунках сплошной линией обозначено ограничение по общей устойчивости оболочки, штриховой линией – ограничение по прочности от внутреннего давления, штрих-пунктирной линией ограничение по местной устойчивости полотна обшивки, точечной линией – ограничение по прочности от действия осевой силы

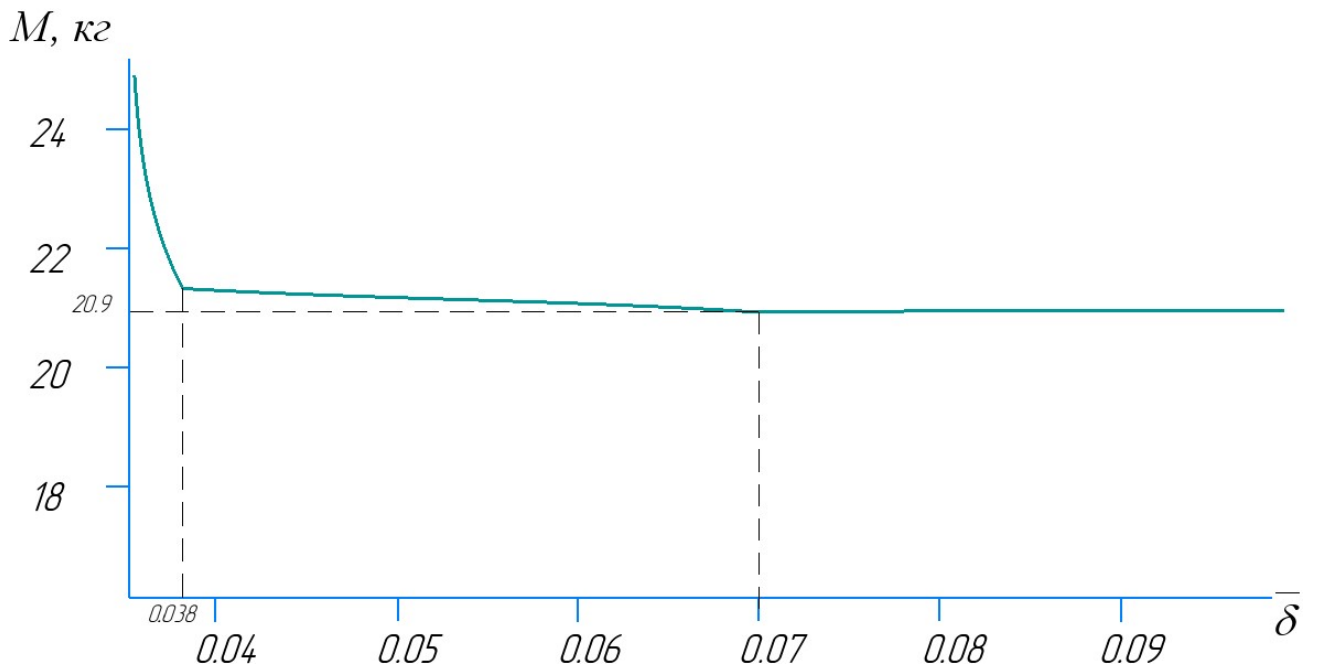


Рисунок 2.4 – Зависимость минимальной массы 1 м² вафельной оболочки от $\bar{\delta}$

2.2 Оптимальное проектирование металлокомпозитных ёмкостей давления

Исходя из определённой выше концепции проектирования металлокомпозитного криогенного топливного бака рассмотрим оптимальное проектирование металлокомпозитной ёмкости. Вопросы оптимального проектирования металлокомпозитных ёмкостей давления рассматривались И.Ф. Образцовым, В.В. Васильевым, В.А. Бунаковым, В.П. Молочевым, А.В. Азаровым, Ф.К. Синьковским и представлены в работах [40,90].

Традиционно, при проектировании исходными данными являются: размеры бака, масса рабочего тела внутри бака, рабочее и расчётное давление, диапазон действующих на бак температур. Целевая функция – минимальная масса незаправленного бака.

Бак проектируется как композитный баллон давления в предположении, что: композитный материал является анизотропным, т.е. не учитывается несущая способность однонаправленного слоя при растяжении поперёк волокон и сдвиге.

Концептуально, при решении задачи проектирования и изготовления металлокомпозитного криогенного топливного бака с несущей стенкой возможно два конструкторско-технологических решения. Первое решение основывается на применении стандартных (штатных) металлических днищ баков типового диаметра для РН. При недостаточной толщине лайнера в цилиндрической части бака требуется введение композитного слоя для восприятия внутреннего давления. Второе решение предполагает использование металлического лайнера, состоящего из цилиндрической части и днищ, на всю поверхность которого наносятся слои композитного материала. Рассмотрим эти две конструктивно-технологических концепции.

2.2.1 Оптимальное проектирование металлокомпозитного бака с металлическими днищами

Представленная на Рисунке 2.5 конструктивная схема представляет собой цилиндрический бак с металлическим лейнером и композитными силовыми слоями, снабжённый металлическими шпангоутами для стыковки со смежными отсеками и приваренные к металлическим шпангоутам металлическими днищами, выполненными по традиционной для алюминиевых баков технологии изготовления.

Преимуществами использования штатных днищ являются:

- возможность применения днищ переменной толщины;
- возможность размещения люков, лазов, отверстий, вырезов на всей поверхности днища.

Вместе с тем, использование штатных днищ также не лишено недостатков, основным из которых является заранее известный вес днища, который невозможно снизить.

Проектирование баков с несущим металлическим лейнером осуществляется на основе следующих гипотез:

- 1 Упрочнение материала лейнера после достижения предела текучести не учитывается. Металл в лейнере считается идеально пластичным. Для идеально пластичного материала интенсивность напряжений может быть записана в виде

$$\sigma_i = \sqrt{(\sigma_\alpha^M)^2 - \sigma_\alpha^M \sigma_\beta^M + (\sigma_\beta^M)^2},$$

где согласно условию Мизеса $\sigma_i = \sigma_T$. Таким образом предельным напряжением в материале металлического лейнера принимается предел текучести используемого металла.

- 2 Критерием оптимальности является условие минимума массы бака, что для ёмкости давления обеспечивается равнонапряжённостью конструкции [40], $\sigma_{\alpha}^M = \sigma_{\beta}^M, \sigma_i = \sigma_T \Rightarrow \sigma_{\alpha}^M = \sigma_{\beta}^M = \sigma_T$.
- 3 Толщина металлического лайнера принимается заданной величиной, исходя из конструктивно-технологических возможностей его изготовления для заданных диаметра и длины, минимально возможной для обеспечения его жёсткости и технологичности.
- 4 Композитные слои силовой оболочки на лайнере описываются при помощи анизотропной модели без учёта связующего. Считается, что при достижении предельных напряжений в композитном материале связующее разрушено, а прочность материала всецело определяется прочностью волокна, $\sigma_1 = \bar{\sigma}_1$.

При проектировании металлокомпозитного бака с применением штатных металлических днищ задача проектирования сводится к оценке необходимости подкрепления цилиндрической части бака при помощи композитного материала и, в случае такой необходимости, определении необходимой толщины такого подкрепления кольцевыми слоями композита.

Так как толщина лайнера в цилиндрической части бака принята как заданная величина и определяется технологическими возможностями, то условием прочности лайнера является выполнение соотношения

$$h_M \geq \frac{pR_{Ц}}{\sigma_T}. \quad (2.2.1)$$

Здесь h_M – заданная толщина металлического лайнера, p – расчётное внутреннее давление, $R_{Ц}$ – радиус цилиндрической части бака, σ_T – предел текучести материала

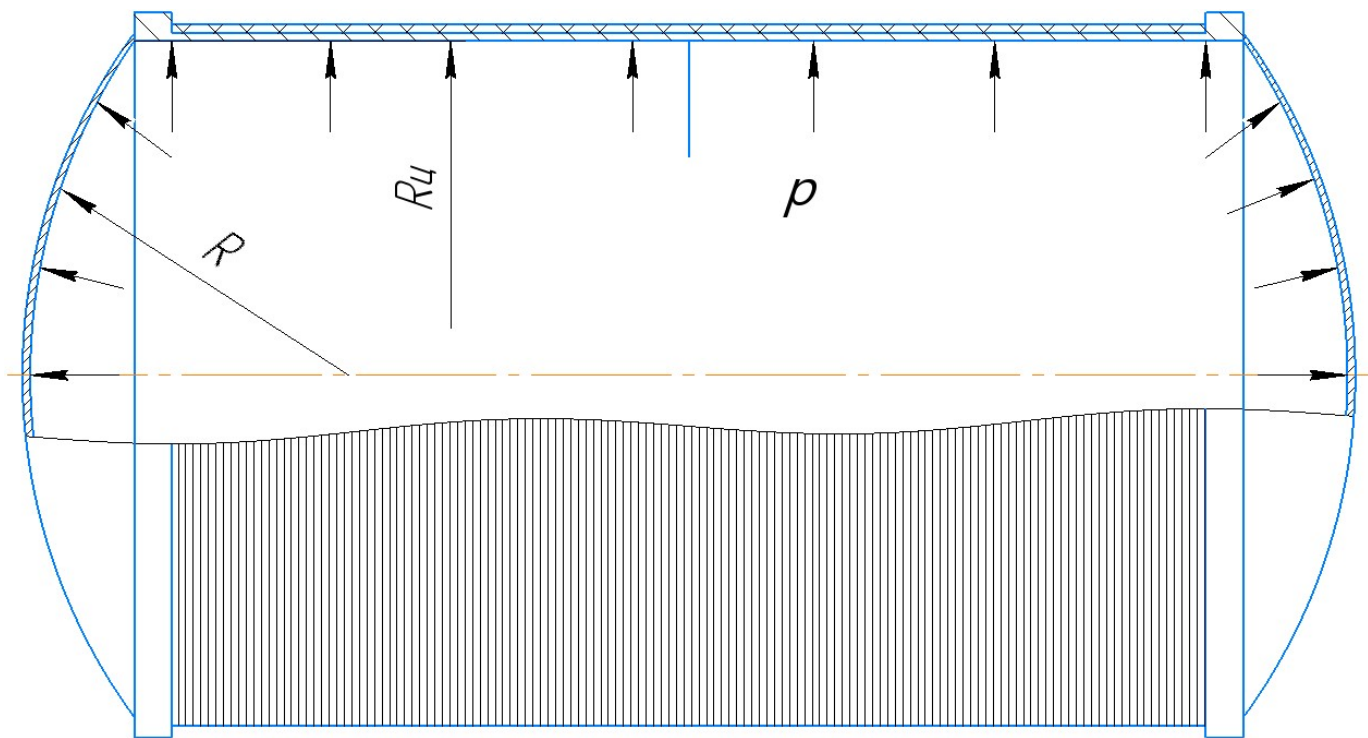


Рисунок 2.5 – Схематическое изображение сечения металлокомпозитного бака с металлическими днищами

лейнера. Выполнение неравенства (2.2.1) говорит о том, что собственной толщины металлического лейнера в цилиндрической части достаточно для восприятия как осевых, так и кольцевых усилий, возникающих от внутреннего давления. На этом процесс проектирования лейнера бака в рассматриваемом случае завершён.

В случае, когда металлический лейнер обеспечивает работу бака в осевом направлении, но не обеспечивает в кольцевом – то есть толщина металлического лейнера находится в пределах

$$\frac{pR_{\text{Ц}}}{2\sigma_T} \leq h_M < \frac{pR_{\text{Ц}}}{\sigma_T}, \quad (2.2.2)$$

для компенсации недостаточной несущей способности лейнера в кольцевом направлении необходимо дополнительно намотать кольцевые слои композита на цилиндрическую часть бака.

Определим необходимую толщину кольцевого слоя композитного материала. Запишем уравнения равновесия в осевом и кольцевом направлении цилиндрической части композитного баллона с несущим металлическим лейнером:

$$\sigma_{\alpha}^M h_M = \frac{pR_{\text{Ц}}}{2}, \quad \sigma_{\beta}^M h_M + \sigma_1 h_K = pR_{\text{Ц}}. \quad (2.2.3)$$

Здесь h_K – толщина кольцевых слоёв композитного материала, σ_1 – напряжения в композитном материале при растяжении. Принимая во внимание введённые в начале Раздела гипотезы 2, 4, можем определить необходимую минимальную толщину кольцевого слоя композитного материала следующим образом

$$h_K = \frac{1}{\sigma_1} (pR_{\text{Ц}} - \sigma_T h_M). \quad (2.2.4)$$

Для проверки технологичности полученного результата необходимо рассчитать технологическую толщину элементарного слоя, выражаемую через ширину наматываемой ленты и содержание связующего:

$$\delta = \frac{nT_{жс}}{b\rho_{жс}f_{жс} \cdot 10^3}. \quad (2.2.5)$$

В выражении (2.2.5) n – число жгутов в наматываемой ленте, $T_{жс}$ – линейная плотность жгута в текс, b – ширина жгута ленты в м, $\rho_{жс}$ – плотность «мокрого» (неотверждённого) жгута, $f_{жс}$ – массовое содержание армирующего материала в пластике. Тогда количество одинарных кольцевых слоёв на цилиндрической части определяется округлением в большую сторону выражения

$$N_K = \frac{h_K}{\delta},$$

а технологическая толщина кольцевого композитного слоя, соответственно, составляет

$$h_{o1} = \delta N_k. \quad (2.2.6)$$

Масса 1 м^2 стенки металлокомпозитного бака, усиленного кольцевыми композитными слоями может быть определена следующим образом

$$M_{MK} = \rho_M h_M + \rho_{KM} h_{o1}. \quad (2.2.7)$$

В случае, когда не выполняется ни неравенство (2.2.1), ни неравенство (2.2.2), т.е. имеется технологическая возможность изготовления лейнера с толщиной стенки, меньшей, чем минимально необходимая толщина для восприятия осевых усилий:

$$h_M < \frac{pR_{ц}}{2\sigma_T}, \quad (2.2.8)$$

необходимо усиливать металлический лейнер не только кольцевыми слоями в цилиндрической части бака, но и спиральными слоями композита по всей поверхности бака, включая днища. В данном случае, очевидно, использование штатных металлических днищ не представляется возможным и необходимо проектировать, изготавливать и применять днища специальной формы [40]. Данные вопросы рассматриваются в следующем Разделе.

В качестве примера рассмотрим цилиндрическую часть металлического лейнера диаметром 1 м, изготовленную из титанового сплава и имеющую толщину 1.0 мм. На лейнер действует внутреннее давление величиной 500 кПа. Предел текучести примем равным $\sigma_T = 300$ МПа. Для проверки достаточности толщины лейнера для восприятия внутреннего давления, проведём расчёт по уравнению (2.2.1)

$$h_M \geq 0.83 \text{ мм.}$$

Таким образом, можно сделать вывод, что заданной толщины лейнера достаточно для восприятия кольцевых и осевых напряжений от внутреннего давления и необходимость усиления его композитным слоем отсутствует. Изменим условия примера и примем в качестве используемого материала лейнера алюминиевый сплав с пределом текучести $\sigma_T = 160$ МПа и такой же толщиной 1.0 мм. Подстановка характеристик алюминиевого сплава в уравнение (2.2.1) и (2.2.2) позволяет сделать вывод о том, что толщина лейнера должна быть больше 1.56 мм для восприятия кольцевых напряжений, но достаточна ($1.0 \text{ мм} > 0.78 \text{ мм}$) для восприятия осевых напряжений в цилиндрической части бака. В таком случае необходимо осуществить усиление цилиндрической части лейнера кольцевым слоем композитного материала с толщиной, определяемой при помощи соотношений (2.2.4)-(2.2.6). Примем в качестве характеристик композитного материала $\bar{\sigma}_1 = 2.1$ ГПа, что соответствует высокопрочному углепластику и определим необходимую толщину композитного кольцевого слоя:

$$h_K = 0.05 \text{ мм.}$$

С учётом толщины элементарного кольцевого слоя, определяемой по формуле (2.2.5), $\delta = 0.3$ мм, количество элементарных слоёв $N_K = 1$, а толщина композитного кольцевого слоя, определяемая по формуле (2.2.6), составит

$$h_{o1} = 0.3 \text{ мм.}$$

Масса 1 м² стенки титанового лейнера с геометрическими параметрами, соответствующими рассматриваемому примеру составит 4.48 кг, а масса 1 м²

стенки алюминиевого лайнера, усиленного кольцевыми композитными слоями составит 3.12 кг, что на 30.3% легче металлического титанового лайнера. В случае, если бы был выбран алюминиевый лайнер без кольцевого композитного слоя, его толщина должна была бы быть больше, чем 1.56 мм, что соответствует 2.0 мм толщины листов стандартного проката. Масса 1 м² стенки алюминиевого лайнера 2.0 мм толщины составила бы 5.36 кг.

2.2.2 Оптимальное проектирование металлокомпозитного бака с силовой оболочкой на днищах

В случае, когда штатные металлические днища не используются, появляется возможность получить снижение веса бака за счёт его днищ. Однако такое решение, в свою очередь, влечёт за собой следующие недостатки:

– намотка композитного материала на металлический лайнер днища, являющийся также и технологической оправкой, приводит к необходимости изготовления днищ специальной формы – геодезического изотенсоида;

– отверстия в днище, образованном из лайнера и слоёв композитного материала, могут располагаться только в районе оси бака, а их диаметр влияет на угол намотки спирального слоя на экваторе днища и, как следствие, на необходимую толщину композитного слоя.

Рассмотрим бак с металлическим лайнером, который учитывается при проектировании композитного несущего слоя и участвует в восприятии внутреннего давления в баке (Рисунок 2.6). В рассматриваемом далее баке металлический лайнер и обозначения к нему имеет индекс «м», а композитная силовая оболочка индекс «o1».

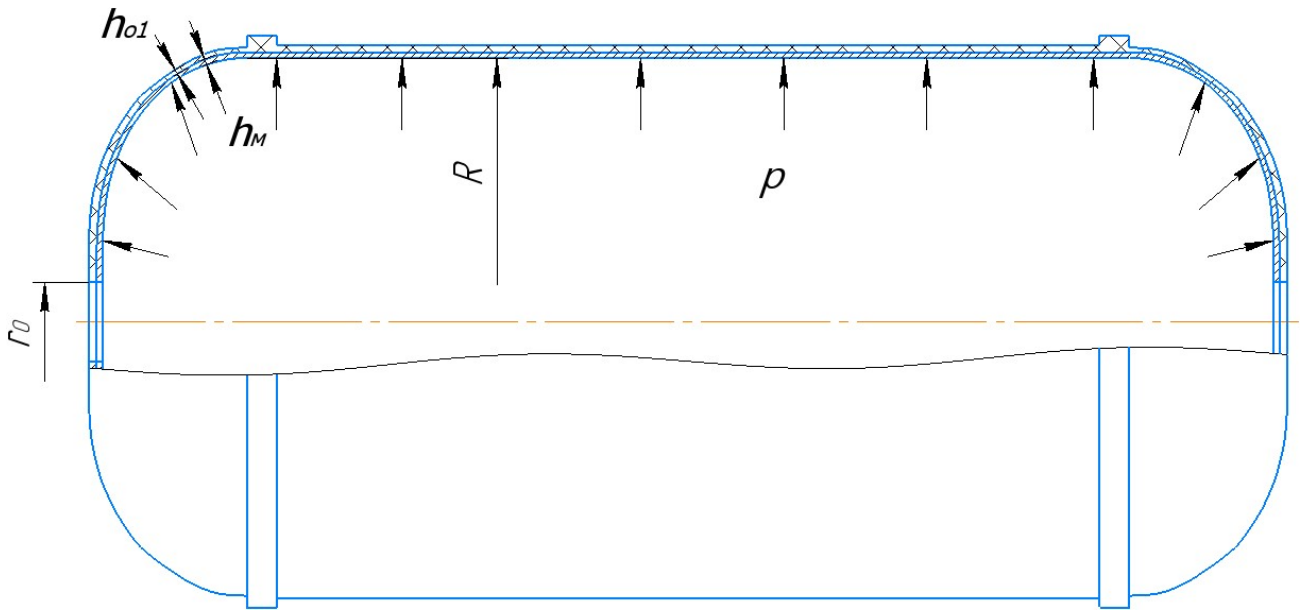


Рисунок 2.6 – Схематическое изображение металлокомпозитного бака с днищами, снабжёнными силовым композитным слоем

Алгоритм оптимального проектирования металлокомпозитного бака с учётом лайнера заключается в определении формы днища, исходя из заданных параметров. Далее определяется угол намотки спиральных слоёв на экваторе и толщина спиральных композитных слоёв. Окончательно определяется толщина спиральных и кольцевых композитных слоёв на цилиндрической части бака и его итоговая проектировочная масса.

Рассматриваемая конструкция несущей оболочки бака состоит из спирального слоя, расположенного на цилиндрической части и днищах лайнера, а также кольцевого слоя, усиливающего цилиндрическую часть бака. Так как траектория намотки представляет собой геодезическую линию, угол намотки спирального слоя в на экваторе днища будет определяться равенством

$$\varphi_R = \arcsin\left(\frac{r_0}{R}\right),$$

где r_0 – радиус полюсного отверстия на днище, R – радиус днища в районе экватора, или радиус цилиндрической части бака.

Приведём соотношения, определяющие оптимальную форму днища бака [40] (Рисунок 2.7), усиленного одним семейством спиральных слоёв. Данное днище образовано из двух участков: смежного с цилиндрической частью ($R \geq r \geq r_f$) и смежного с полюсным отверстием фланца ($r_f \geq r \geq r_0$).

Для первого из участков имеем уравнение контура днища вида

$$\bar{z} = -n \int_1^{\bar{r}} \frac{\bar{r}^3 d\bar{r}}{\sqrt{\left(m\bar{r}^2 + \sqrt{\bar{r}^2 - \bar{r}_0^2}\right)^2 - n^2 \bar{r}^6}}, \quad (2.2.9)$$

где

$$m = \frac{\bar{\sigma}_T h_M(z)}{\bar{\sigma}_1 h_R \sqrt{1 - \bar{r}_0^2}}; \quad n = m + \sqrt{1 - \bar{r}_0^2}; \quad \bar{r} = \frac{r(z)}{R}; \quad \bar{z} = \frac{z}{R};$$

h_R – толщина днища в районе экватора ($r = R$).

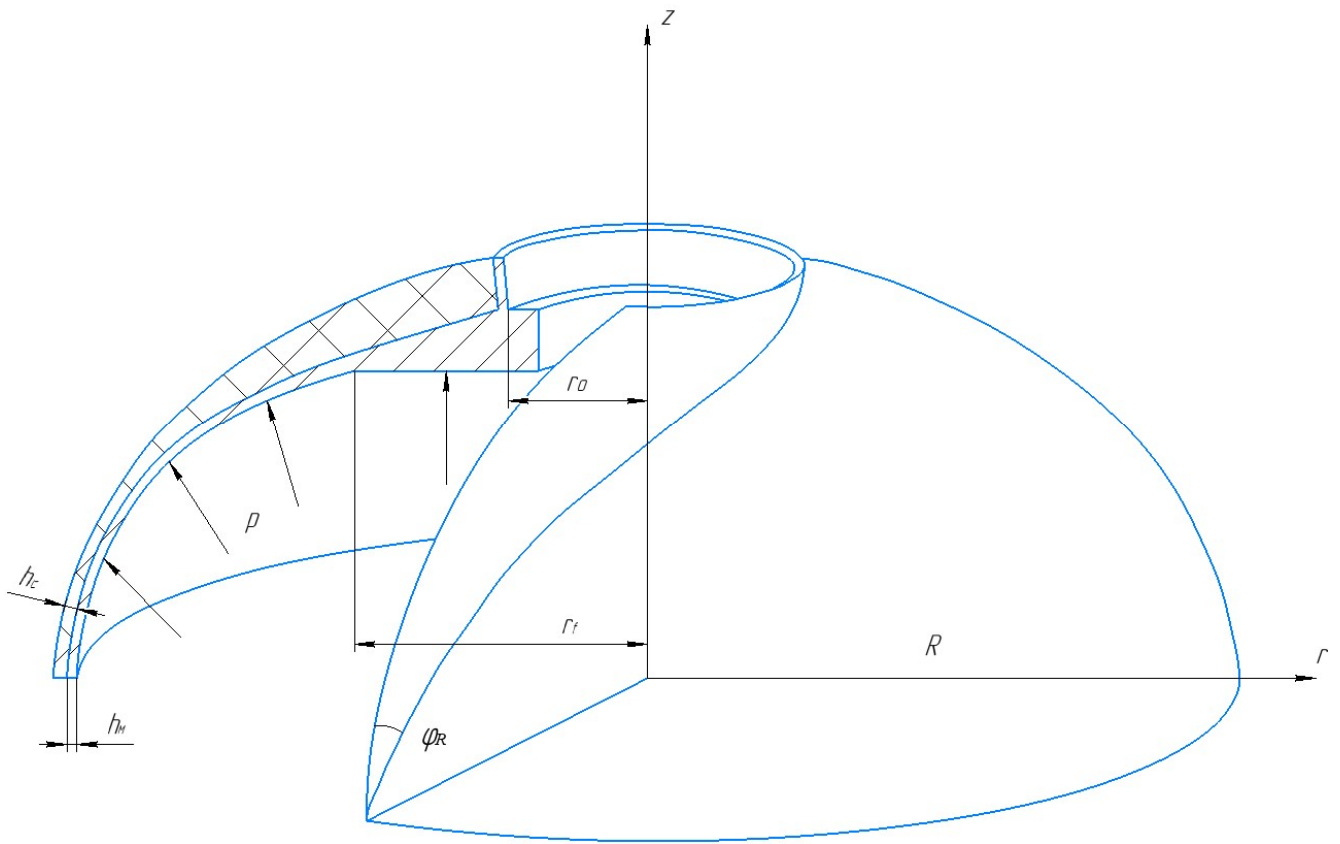


Рисунок 2.7 – Днище металлокомпозитного бака

На втором участке, уравнение образующей имеет вид

$$\bar{z}_f = \bar{z}_1 - n\bar{r}_f^2 \int_{\bar{r}_f}^{\bar{r}} \frac{\bar{r} \sqrt{\bar{r}^2 - \bar{r}_0^2} d\bar{r}}{\sqrt{(\bar{r}_f^2 - \bar{r}_0^2) \left(m\bar{r}_f^2 + \sqrt{\bar{r}_f^2 - \bar{r}_0^2} \right)^2 - n^2 \bar{r}^2 \bar{r}_f^4 (\bar{r}^2 - \bar{r}_0^2)}}, \quad (2.2.10)$$

где \bar{z}_1 определяется как

$$\bar{z}_1 = -(1+m) \int_1^{\bar{r}_f} \frac{\bar{r}_f^2 d\bar{r}_f}{\sqrt{(1+m\bar{r}_f)^2 - \bar{r}_f^4 (1+m)^2}},$$

и обеспечивает непрерывность контура днища при $\bar{r} = \bar{r}_f$. Интегрирование уравнений (2.2.9)-(2.2.10) может быть осуществлено численно.

Толщина спиральных слоёв, воспринимающих напряжения на днищах и в осевом направлении цилиндрической части бака, с учётом вклада металлического лайнера в работу бака, определяется выражением

$$h_c^{\min} = \frac{1}{\bar{\sigma}_1 \cos^2 \varphi} \left(\frac{pR}{2} - \sigma_T h_M \right). \quad (2.2.11)$$

Толщина кольцевого слоя, подкрепляющего цилиндрическую часть бака в кольцевом направлении, может быть получена при помощи соотношения

$$h_k^{\min} = \frac{1}{\bar{\sigma}_1 \cos^2 \varphi} \left(\frac{pR}{2} (3 \cos^2 \varphi - 1) - \sigma_T h_M (2 \cos^2 \varphi - 1) \right). \quad (2.2.12)$$

Окончательно, для выбора толщины спирального и кольцевого слоя, аналогично решению, описанному в параграфе 2.2.1, необходимо учесть технологическую толщину элементарного слоя (2.2.6). Тогда количество двойных спиральных слоёв с углами армирования $\pm\varphi$ составит

$$N_c = \frac{h_c^{\min}}{2\delta},$$

Толщину спиральных слоёв, соответственно, получаем при помощи округления в большую сторону N_c и обратной подстановки его в соотношение

$$h_c^{o1} = 2\delta N_c. \quad (2.2.13)$$

В свою очередь количество одинарных кольцевых слоёв на цилиндрической части определяется округлением в большую сторону выражения

$$N_K = \frac{h_K^{\min}}{\delta},$$

а толщина кольцевого композитного слоя, соответственно, составляет

$$h_K^{o1} = \delta N_K. \quad (2.2.14)$$

Общая толщина композита на цилиндрической части определяется сложением толщин спиральных и кольцевых слоёв

$$h_{o1} = h_c^{o1} + h_K^{o1}. \quad (2.2.15)$$

Масса 1 м² стенки металлокомпозитного бака, усиленного спиральными и кольцевыми композитными слоями определяется согласно выражению (2.2.7) с учётом общей толщины композита (2.2.15).

В качестве примера рассмотрим бак с радиусом 0.5 м, работающим на внутреннее давление 750 кПа. В качестве материала металлического лайнера примем алюминиевый сплав толщиной 1.0 мм. Для данного примера координаты изотенсоидной образующей днища приведены ниже в Разделе 2.4.1.

Угол намотки спиральных слоёв, для полюсного отверстия 100 мм, согласно уравнению $\varphi_R = \arcsin(r_0/R)$, составляет 11.5°. Толщина спиральных слоёв, с учётом вклада металлического лайнера в работу бака, определяется выражением (2.2.11) и составляет

$$h_c^{\min} = 0.014 \text{ мм},$$

что с учётом толщины элементарного слоя, определяемой при помощи соотношений (2.2.4), (2.2.13), составляет

$$h_c^{o1} = 2\delta N_c = 0.6 \text{ мм}.$$

Толщина кольцевого слоя, подкрепляющего цилиндрическую часть бака в кольцевом направлении, вычисляется при помощи соотношения (2.2.12)

$$h_{\kappa}^{\min} = 0.1 \text{ мм.}$$

С учётом толщины элементарного слоя, определяемой при помощи соотношений (2.2.4), (2.2.14)

$$h_{\kappa}^{o1} = 0.3 \text{ мм.}$$

Общая толщина композита на цилиндрической части определяется уравнением (2.2.15) и составляет $h_{o1} = 0.9 \text{ мм}$. Масса 1 м^2 стенки металлокомпозитного бака, усиленного спиральными и кольцевыми композитными слоями определяется согласно выражению (2.2.7)

$$M_{MK} = \rho_M h_M + \rho_{KM} h_{o1} = 3.985 \text{ кг.}$$

2.3 Оптимальное проектирование несущей оболочки металлокомпозитных криогенных топливных баков

Рассмотрим теперь оптимальное проектирование несущей сетчатой оболочки, призванной воспринимать основные полётные нагрузки от соседних силовых элементов, приводящиеся к осевой эквивалентной силе. Вопросам оптимального проектирования конструкций, включая сетчатые конструкции, уделяется значительное внимание, что подтверждается материалами обзора, приведёнными в Главе 1 настоящей работы. В разные годы задачами оптимального проектирования сетчатых конструкций занималась и продолжает заниматься группа исследователей, представляющих научную школу академика РАН В.В. Васильева, среди которых: В.А. Бунаков, А.Ф. Разин, А.В. Лопатин, А.В. Азаров. Не остаются без внимания вопросы оптимального проектирования и за рубежом – количество публикаций растёт, исследования проводятся в Америке, Европейских странах, странах Восточной Азии. Среди исследователей можно выделить: G. Totaro, A. Rao, G. Giusto, Liu F.[161], Feng R.-Q., Li Z.Y.[160], Yadzi M.S.[198], M.B. Francisco [143], J.L.J. Pereira.

В качестве объекта проектирования для несущей оболочки криогенного топливного бака рассматривается тонкостенная цилиндрическая сетчатая оболочка, образованная системой спиральных и кольцевых рёбер. Традиционно, оптимальное проектирование сетчатых оболочек проводится без учёта обшивок. Практически все серийно изготавливаемые в настоящий момент сетчатые оболочки, такие как, например, силовые корпуса космических аппаратов, не имеют обшивок, а если обшивка присутствует – то, как правило, это тонкая наружная односторонняя обшивка.

Описание метода оптимального проектирования сетчатых конструкций без наружной и внутренней обшивок приведено в работе [1], с обшивкой [113]. Для сетчатой структуры с геометрическими параметрами, приведёнными на Рисунке 2.8, вводятся следующие обозначения: h – высота рёбер сетчатой

структуры, $E_{\varphi,90}$ – модули упругости материала спиральных и кольцевых рёбер, φ – угол наклона спиральных рёбер к образующей оболочки, $\delta_{\varphi,90}$ – толщины спиральных и кольцевых рёбер, $a_{\varphi,90}$ – расстояния между спиральными и кольцевыми рёбрами [1] в кольцевом и осевом направлении соответственно, $\bar{\delta}_{\varphi} = \delta_{\varphi}/a_{\varphi}$, $\bar{\delta}_{90} = \delta_{90}/a_{90}$ – относительные толщины спиральных и кольцевых рёбер сетчатой структуры.

Силовая оболочка сетчатой структуры так же, как и оболочка вафельной конструкции, обладает регулярной структурой часто расположенных рёбер, выполненных из однонаправленного композитного материала. Такая структура может быть заменена на эквивалентную гладкую оболочку с осреднёнными жёсткостными характеристиками и приведённой толщиной h_r^p , определяемой следующим образом:

$$h_r^p = h(2\bar{\delta}_{\varphi} + \bar{\delta}_{90}). \quad (2.3.1)$$

Масса единицы поверхности сетчатой структуры имеет вид

$$M_{км} = \rho_p h_r^p, \quad (2.3.2)$$

где ρ_p – плотность композитного материала рёбер сетчатой структуры. Исходя из действующих на сетчатую оболочку бака нагрузок [12], задаются следующие проектные ограничения для решения задачи оптимизации [2]:

Ограничение при осевом сжатии по осесимметричной форме потери устойчивости оболочки:

$$P \leq 2\pi \sqrt{\frac{2}{3}} h^2 \cos^2 \varphi \sqrt{E_{\varphi} E_{90} \bar{\delta}_{\varphi} \bar{\delta}_{90}}. \quad (2.3.3)$$

Ограничение по неосесимметричной форме потери устойчивости:

$$P \leq \frac{4\pi\sqrt{2}}{\sqrt{3}} E_{\varphi} \bar{\delta}_{\varphi} h^2 \cos^2 \varphi \sin^2 \varphi \sqrt{1 + \sqrt{1 + \frac{E_{90} \bar{\delta}_{90}}{2E_{\varphi} \bar{\delta}_{\varphi} \sin^4 \varphi}}}. \quad (2.3.4)$$

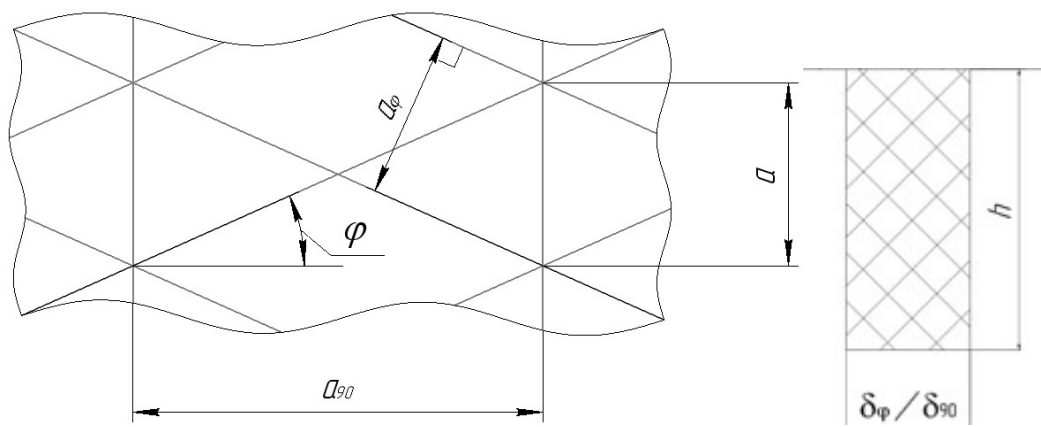


Рисунок 2.8 – Геометрические параметры анизотричной структуры

Ограничение по местной устойчивости спиральных рёбер, работающих как сжатые стержни между точками своего взаимопересечения

$$P \leq \frac{4}{3} \pi^3 k E_{\varphi} R h \bar{\delta}_{\varphi}^3 \cos^4 \varphi \sin^2 \varphi. \quad (2.3.5)$$

Здесь k – коэффициент, меняющий свои значения в зависимости от относительного расположения кольцевых и спиральных рёбер между собой.

Ограничение по прочности спиральных рёбер при действии осевой силы

$$P \leq 4\pi R \bar{\sigma} h \bar{\delta}_{\varphi} \cos^2 \varphi. \quad (2.3.6)$$

Расчётная осевая эквивалентная сжимающая сила определяется равенством (2.1.7). В ограничения (2.3.3)-(2.3.6), а также в выражение для массы (2.3.2) входят проектные параметры h , φ , $\bar{\delta}_{\varphi}$ и $\bar{\delta}_{90}$.

Оптимизация сетчатой структуры может быть произведена численно. Рассматриваемая задача оптимизации относится к нелинейному математическому программированию, включает в себя 4 нелинейных ограничения в виде неравенств и может быть решена, например, методом Нелдера-Мида [167], реализованным в математическом пакете с открытым исходным кодом SciLab [129] или методом внутренней точки [57,196], входящим в состав математического пакета MatLab, а также имеющим ряд реализаций с открытым исходным кодом [137,171].

Для оптимизации сетчатой структуры бака был использован метод внутренней точки, реализованный в библиотеке с открытым исходным кодом IPOPT [137]. В ходе оптимизации решалась задача с тремя проектными параметрами (h , $\bar{\delta}_{\varphi}$ и $\bar{\delta}_{90}$), а четвёртый параметр, угол наклона спиральных рёбер φ , варьировался в заданном диапазоне. Такой подход позволил дополнительно определить характер изменения целевой функции и проектных параметров в окрестностях оптимального угла наклона рёбер. В качестве исходных данных задавалась целевая функция – масса конструкции (2.3.2) и её градиент $\nabla M_{км} = \left(\partial M_{км} / \partial h, \partial M_{км} / \partial \bar{\delta}_{\varphi}, \partial M_{км} / \partial \bar{\delta}_{90} \right)$, начальная точка, заведомо

удовлетворяющая ограничениям и диапазоны изменения проектных параметров.

Ограничения (2.3.3)-(2.3.6) были представлены в виде

$$2\pi\sqrt{\frac{2}{3}}\frac{1}{P}h^2\cos^2\varphi\sqrt{E_\varphi E_{90}\bar{\delta}_\varphi\bar{\delta}_{90}}\geq n_{o\min};$$

$$\frac{4\pi\sqrt{2}}{\sqrt{3}}\frac{1}{P}E_\varphi\bar{\delta}_\varphi h^2\cos^2\varphi\sin^2\varphi\sqrt{1+\sqrt{1+\frac{E_{90}\bar{\delta}_{90}}{2E_\varphi\bar{\delta}_\varphi\sin^4\varphi}}}\geq n_{n\min};$$

$$\frac{4}{3}\frac{1}{P}\pi^3kE_\varphi Rh\bar{\delta}_\varphi^3\cos^4\varphi\sin^2\varphi\geq n_{l\min};$$

$$\frac{4\pi R}{P}\bar{\sigma}h\bar{\delta}_\varphi\cos^2\varphi\geq n_{\varphi\min},$$

что позволяет задать также минимальные коэффициенты запаса $n_{o\min}$, $n_{n\min}$, $n_{l\min}$, $n_{\varphi\min}$ по каждой возможной форме разрушения. В результате оптимизации определяются проектные параметры конструкции, а также рассчитываются запасы по заданным ограничениям.

2.4 Проектирование модельного металлокомпозитного бака

Согласно изложенному выше алгоритму проектирования металлокомпозитного криогенного топливного бака рассмотрим последовательно:

- проектирование оптимальной геометрии днища бака;
- определение оптимальной схемы армирования силовой оболочки бака «01»;
- определение оптимальных параметров силовой сетчатой структуры стенки бака.

Толщина металлического лайнера задана равной 1.0 мм в соответствии с минимально возможной технологической толщиной титанового лайнера, который в настоящий момент возможно изготовить в имеющейся кооперации.

Толщина наружной обшивки принята минимально возможной с технологической стороны задачи. Схема армирования наружной обшивки: одно семейство спиральных слоёв с углами армирования $\pm \varphi_{o2} = 80^\circ$ и общей толщиной $h_{o2} = 0.35$ мм.

2.4.1 Проектирования оптимальной формы днища бака

Для заданных геометрических параметров и физико-механических характеристик используемых материалов получим форму днища бака показанную на Рисунке 2.9. Координаты образующей днища (Таблица 2.2) получаются при численном решении дифференциальных уравнений, полученных дифференцированием выражений (2.2.9) и (2.2.10) при использовании граничных условий, определяемых заданной геометрией лайнера бака.

Таким образом, глубина днища составляет 287.5 мм без учёта фланца.

2.4.2 Определение оптимальной схемы армирования силовой оболочки бака

Для соответствия траектории намотки геодезической траектории, исходя из геометрии фланцевого отверстия диаметром 85 мм, определим угол намотки спирального слоя «01» исходя из заданных $r_0 = 0.0425$ м, $R = 0.5$ м:

$$\varphi_R = \arcsin\left(\frac{r_0}{R}\right) = 4,87 \approx 5^\circ. \quad (2.4.1)$$

Технологическая толщина элементарного слоя материала с характеристиками из таблицы применяемых материалов (Таблица 2.1) составит согласно уравнению (2.2.5)

$$\delta = \frac{nT_{эс}}{b\rho_{эс}f_{эс} \cdot 10^3} = 0.3 \text{ мм}. \quad (2.4.2)$$

Тогда с учётом уравнений (2.2.11) и (2.2.12), толщины спиральных и кольцевых слоёв силовой оболочки «01» соответственно составят

$$\begin{aligned} h_c^{o1} &= 0.6 \text{ мм}; \\ h_k^{o1} &= 0.3 \text{ мм}. \end{aligned} \quad (2.4.3)$$

Что составляет один технологический слой кольцевой намотки и одну технологическую пару спиральных рёбер с углом армирования на цилиндрической части $\pm \varphi_R = 5^\circ$. Соответственно общая толщина силового слоя «01» на цилиндрической части модели бака определяется согласно выражению (2.2.15):

$$h_{o1} = h_c^{o1} + h_k^{o1} = 0.9 \text{ мм}. \quad (2.4.4)$$

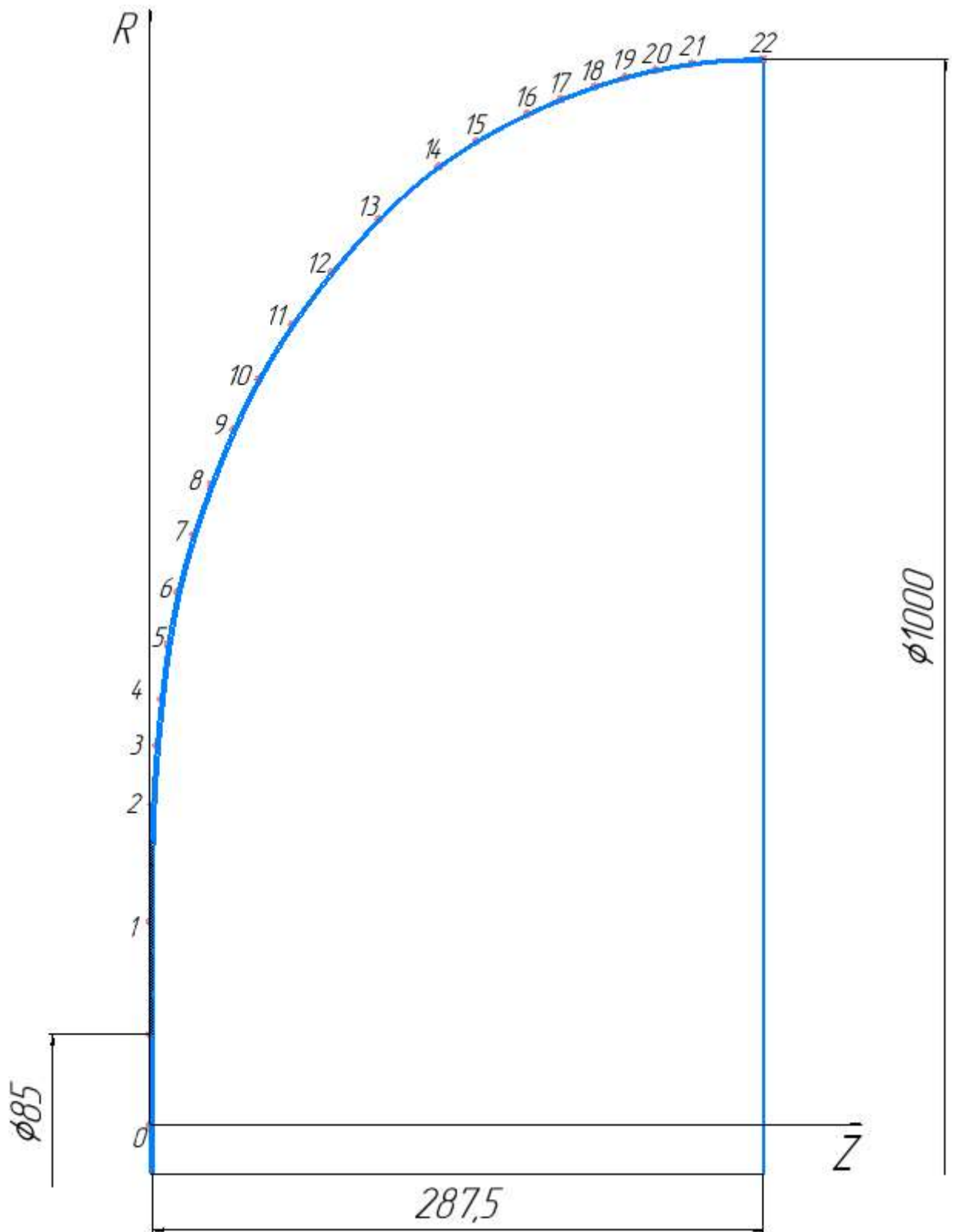


Рисунок 2.9 – Расчётная форма днища модели бака

Таблица 2.2 – Расчётные координаты образующей внутренней поверхности днища

Точка №	r , мм	z , мм
1	94.9	0
2	150.2	1.1
3	177.9	3.0
4	199.6	5.1
5	225.3	8.4
6	250	13.0
7	276.7	20.4
8	300.4	28.7
9	326.1	39.1
10	349.8	50.9
11	375.5	66.7
12	400.2	85.3
13	424.9	107.2
14	449.6	135.4
15	461.5	153.1
16	474.3	177
17	481.2	192.7
18	487.2	208.5
19	491.6	222.7
20	495	237.2
21	498	254.4
22	500	287.5

2.4.3 Определение оптимальных параметров сетчатой структуры силовой стенки бака

Проектирование сетчатой структуры несущей стенки модели бака выполнено исходя из заданных нагрузок, свойств используемых материалов (Таблица 2.1), а также заданных коэффициентов безопасности. При помощи алгоритма, описанного выше, были определены следующие зависимости для сетчатой структуры, представленные на Рисунках 2.10-2.12.

Угол наклона рёбер варьировался в диапазоне от 10° до 30° . Для ширины рёбер был задан диапазон от 2 до 10 мм, а для высоты сетчатой структуры – от 2 до 25 мм, что соответствует имеющимся технологическим ограничениям. Количество пар спиральных рёбер было принято равным 48.

Зависимость массы сетчатой структуры от угла наклона спиральных рёбер показана на Рисунке 2.10. В соответствии с приведённой зависимостью, минимальное значение массы достигается при угле наклона спиральных рёбер 13° . Для $\varphi = 13^\circ$ согласно Рисунку 2.11 имеем следующие геометрические параметры (размеры рёбер округлены до целого числа в большую сторону):

- ширина спиральных рёбер составляет 8 мм;
- ширина кольцевых рёбер составляет 4 мм;
- высота сетчатой структуры, $h = 19$ мм.

Как следует из Рисунка 2.12, активными являются ограничения по неосесимметричной устойчивости и прочности спиральных рёбер (для них запас соответствует заданному минимальному запасу 1.15), а ограничения по осесимметричной устойчивости и местной устойчивости выполняются с запасами 1.8 и 1.95 соответственно.

Итоговая структура слоёв стенки модели бака представлена на Рисунке 2.13. Для соединения с испытательной оснасткой предусмотрено использование штифто-шпилечного соединения – в конструкции шпангоутов вклеены по 48 металлических штифтов с каждого торца бака.

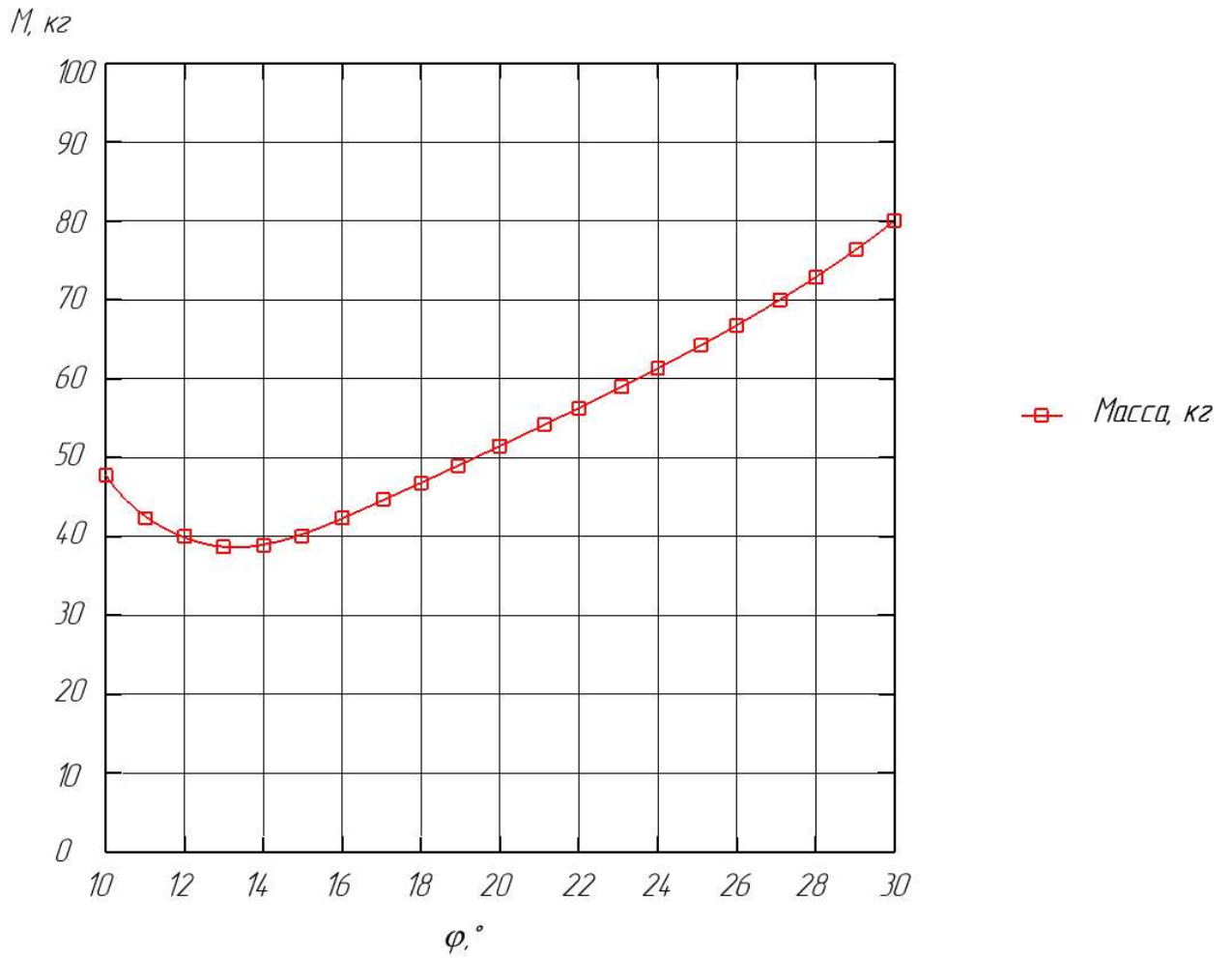


Рисунок 2.10 – Масса сетчатой структуры модели бака в зависимости от угла наклона спиральных рёбер сетчатой структуры к образующей бака

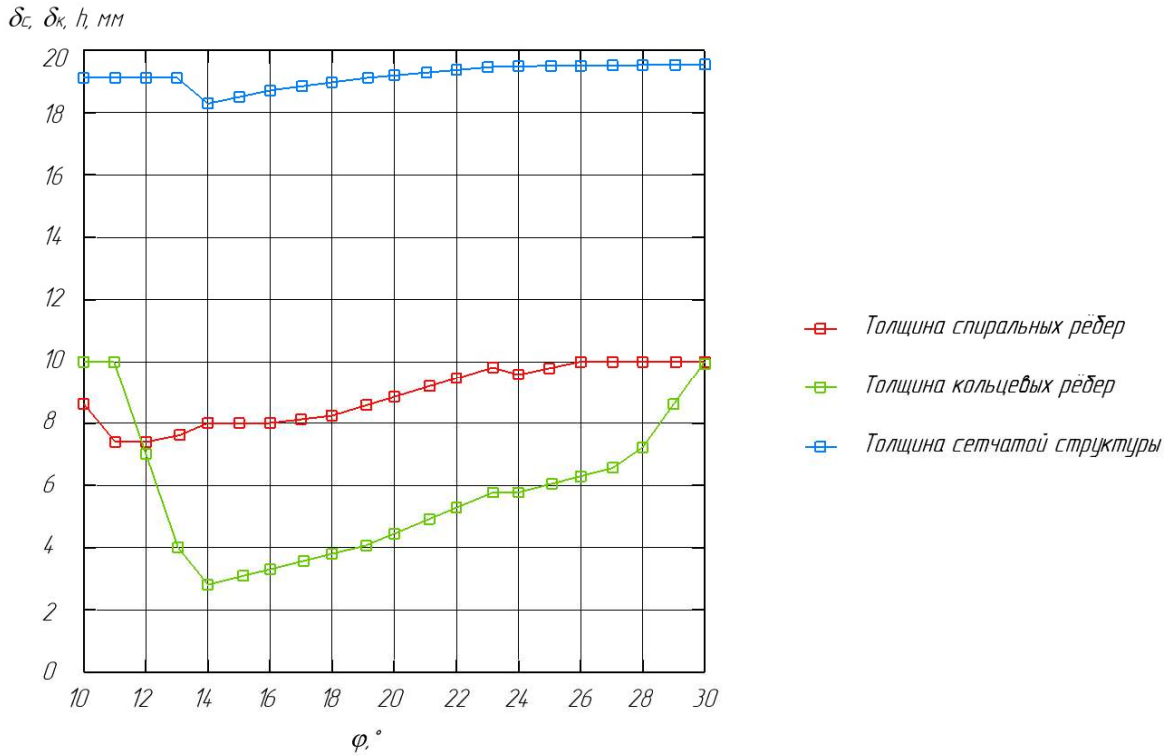


Рисунок 2.11 – Геометрические параметры сетчатой структуры в зависимости от угла наклона спиральных рёбер сетчатой структуры к образующей бака

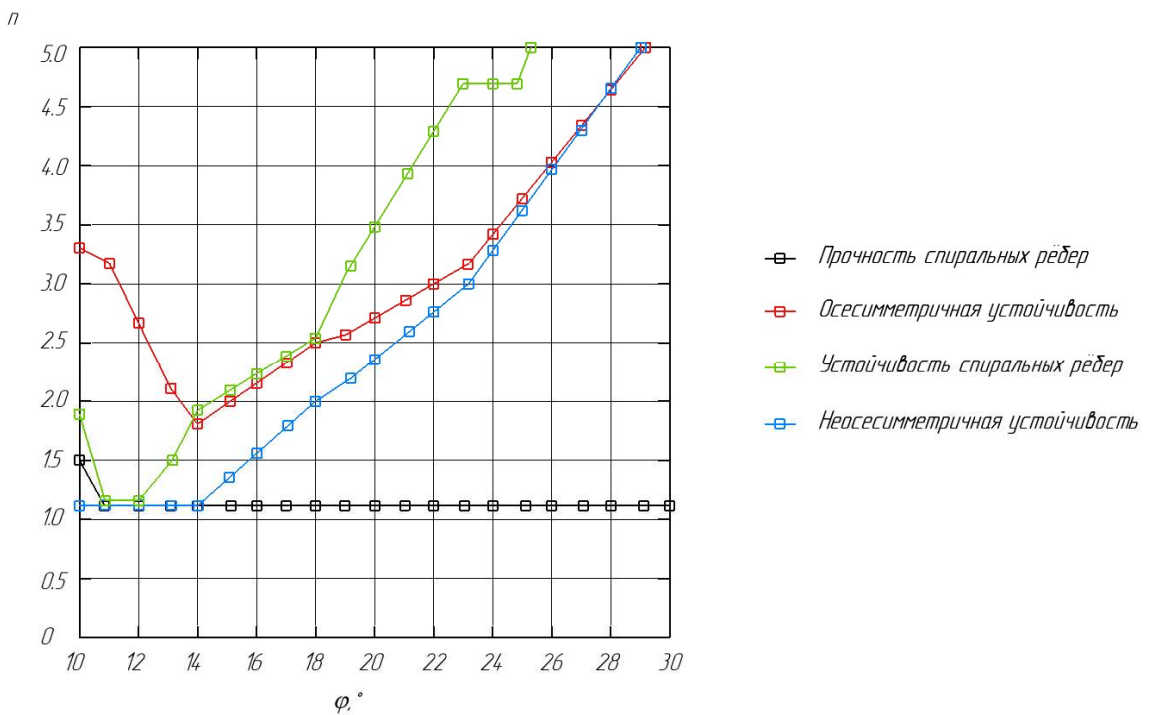


Рисунок 2.12 – Проектировочные запасы прочности и устойчивости в зависимости от угла наклона спиральных рёбер сетчатой структуры к образующей бака

2.5 Проведение поверочного расчёта с использованием МКЭ

Согласно принятой в АО «ЦНИИСМ» практике, проведено два расчёта различной степени детализации. Первый конечноэлементный (КЭ) расчёт проводится для проверки выбранных при проектировании конструктивных параметров создаваемой конструкции. На первом этапе проводится проверка несущей оболочки бака.

Конечно-элементная модель (КЭМ) силовой сетчатой структуры бака построена при помощи КЭ типа beam (балка) со свойствами материала из Таблицы 2.1. Использование такого типа КЭ апробировано на большом количестве изделий в АО «ЦНИИСМ» и успешно применяется при проектировании и расчёте серийных сетчатых конструкций. Количество КЭ составляет 13050, узлов – 11470. Влияние обшивки, пенопласта и металлокомпозитной внутренней оболочки на несущую способность силовой внешней композитной оболочки из ПКМ при выполнении первого расчёта не учитывается. На Рисунках 2.14-2.15 представлены напряжённо-деформированное состояние силовой оболочки и форма потери устойчивости при действии расчётной осевой сжимающей силы 3,92 МН.

Согласно представленным выше результатам, минимальный запас по устойчивости силовой оболочки при действии расчётной осевой сжимающей силы 3.92 МН составит $n = 1.13$, а минимальный запас прочности рёбер сетчатой структуры (спиральные рёбра) составит $\eta = 1.06$.

Второй расчёт проводится также при помощи метода конечных элементов (МКЭ), но конструкция в этом случае моделируется максимально приближённо к разработанной конструкторской документации. Подробно моделируются локальные особенности создаваемой конструкции, условия закрепления, прикладываемые нагрузки.

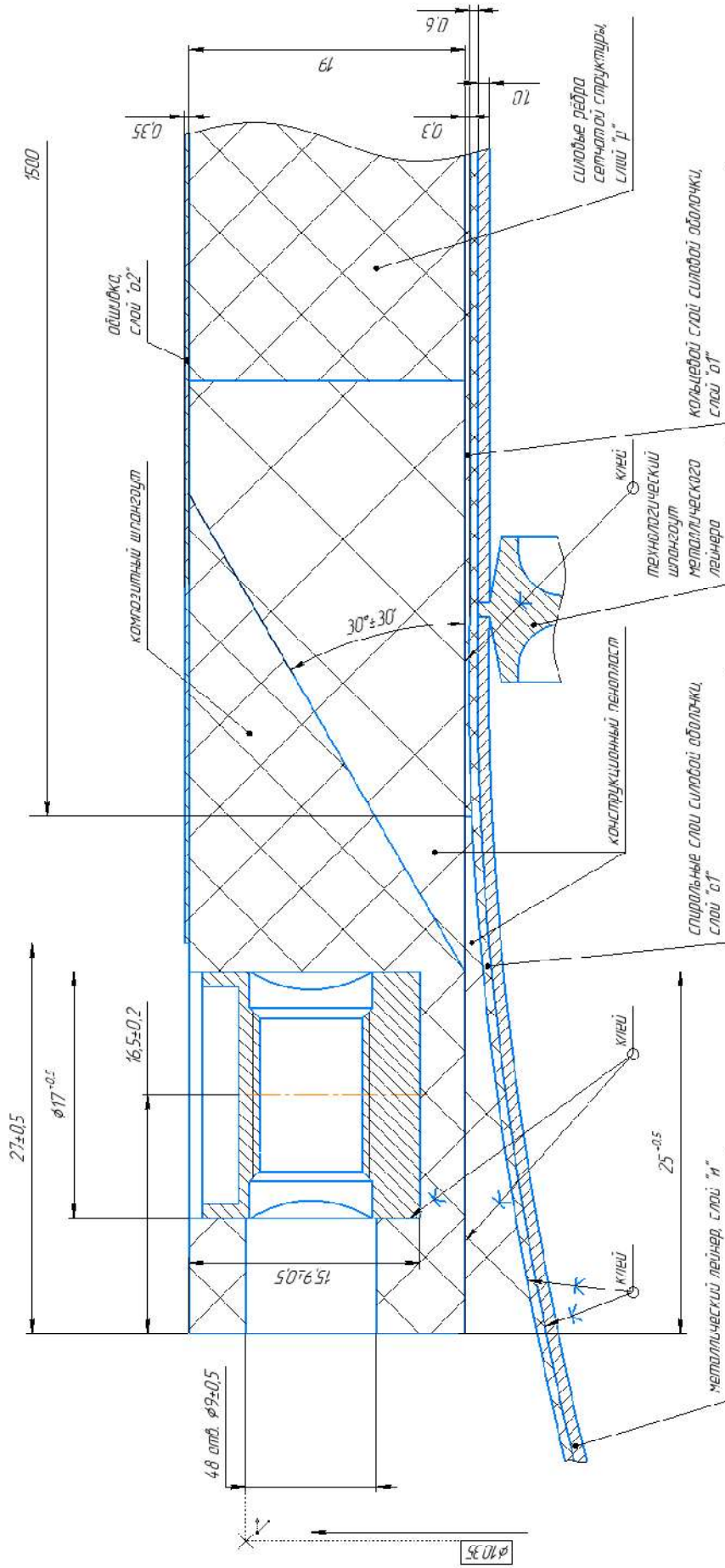


Рисунок 2.13 – Сечение стенки модели бака с основными размерами

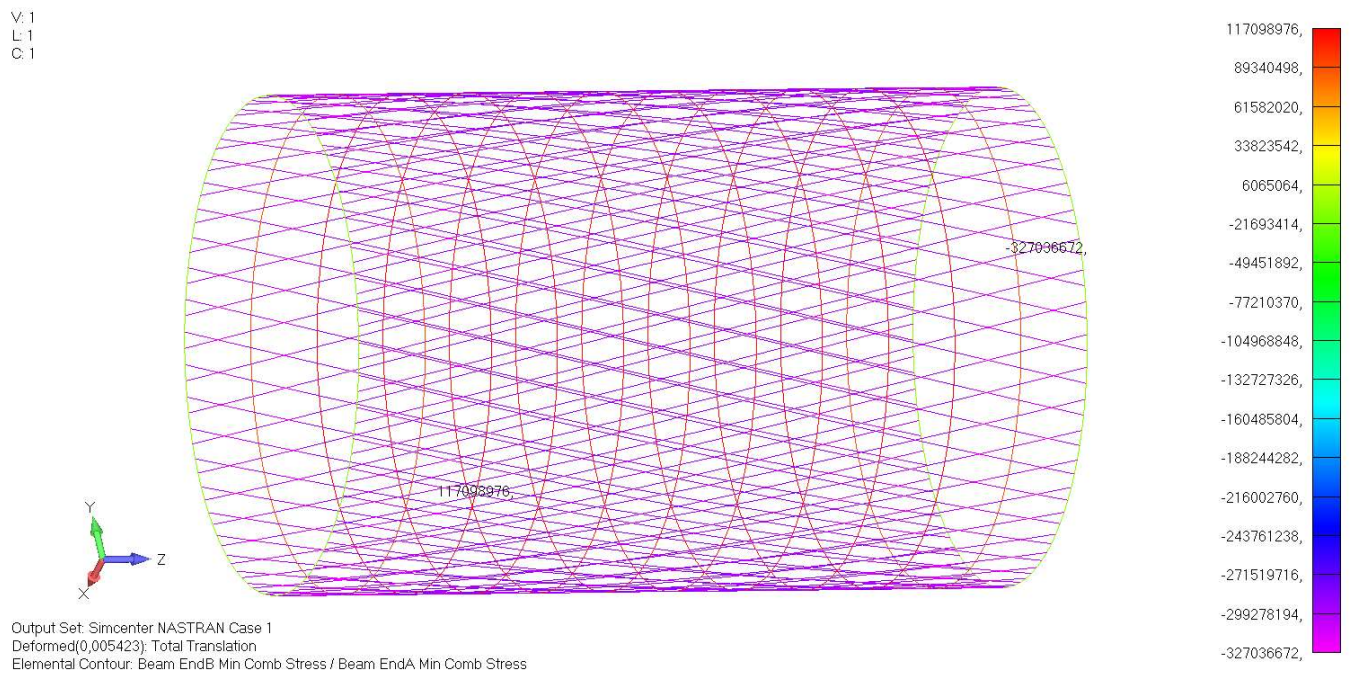


Рисунок 2.14 – Напряжённно-деформированное состояние силовой оболочки модели бака при действии осевой сжимающей силы 3,92 МН

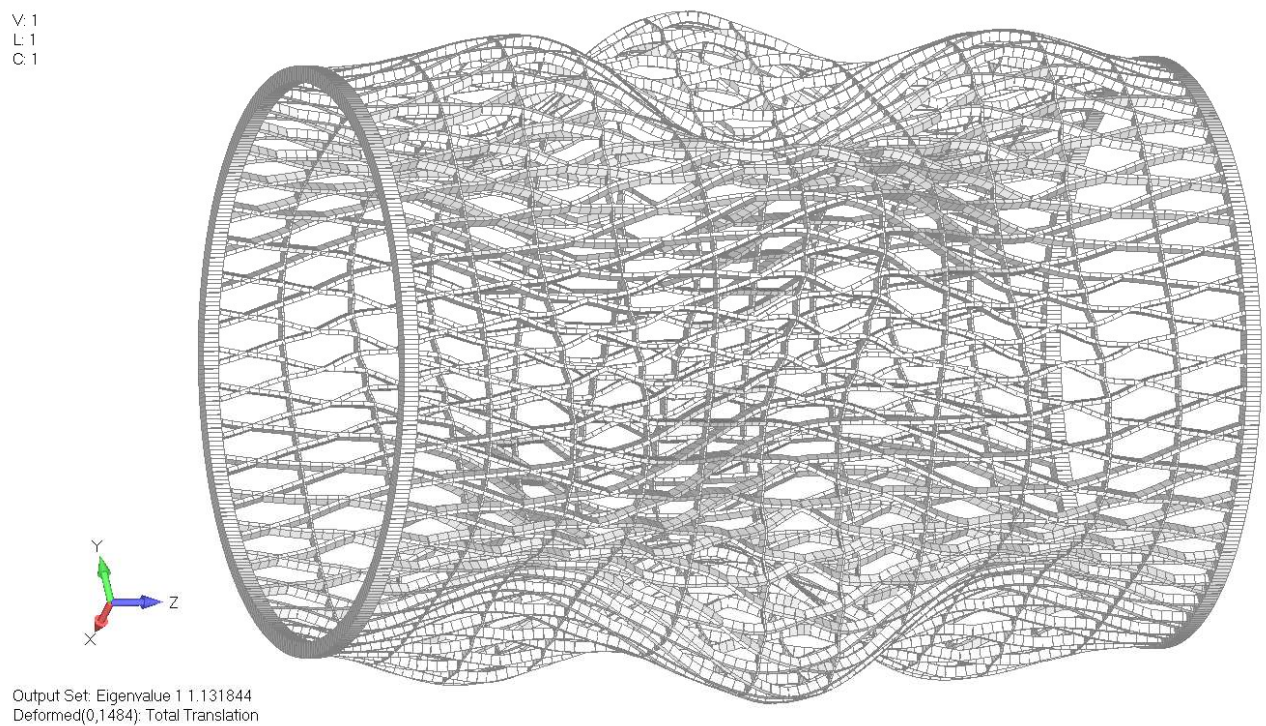


Рисунок 2.15 – Форма потери устойчивости силовой сетчатой оболочки модели бака

Для подробного КЭ расчёта была создана подробная КЭ модель, включающая в себя:

- шпангоут, моделирующийся при помощи трёхмерных solid КЭ (свойства 3D ортотропного материала);

- лёгкий наполнитель, моделирующийся как и шпангоут при помощи трёхмерных solid КЭ (свойства 3D изотропного материала);

- рёбра сетчатой структуры, моделирующиеся уже не балочными элементами, а плоскими четырёхузловыми пластинами (элементами типа plate с ортотропными 2D свойствами материала);

- металлический лайнер в цилиндрической части, внутренняя композитная силовая оболочка и наружная композитная обшивка, моделирующиеся при помощи элементов типа плоских четырёхузловых и незначительного количества трёхузловых пластин (plate laminate) с указанием схемы армирования (толщины слоёв и углы армирования) с ортотропными 2D свойствами материалов для композита и изотропными свойствами материала для тонкостенного лайнера.

Закрепление осуществляется в точках, соответствующих размещению штифто-шпилечного механического соединения – по 48 точек на каждом торцевом шпангоуте – по трём поступательным степеням свободы. На Рисунке 2.16 приведена развёртка сетчатой структуры несущей оболочки бака по внутренней поверхности с указанием баз (I, II, III и IV) и мест закрепления. Также места закрепления и вид бака с торца показаны на Рисунке 2.17.

При расчёте КЭ модели на прочность и устойчивость от действия заданных расчётных нагрузок реализована схема нагружения, имитирующая максимальные значения внутренних силовых факторов при сжатии в соответствии с исходными данными. Нагружение КЭ модели осуществляется при помощи внутреннего давления и осевой силы, приложенных к граням соответствующих элементов по нормали к их поверхности.

Расчёт жёсткости проводится при условии закрепления одного из шпангоутов к жёсткому основанию через штатные места закрепления. Схема

приложения нагрузок и закрепления при расчёте на прочность приведена на Рисунке 2.18.

Изменение физико-механических характеристик приведённых материалов в диапазоне температур эксплуатации в расчётах не учитывается.

Конечно-элементная модель (Рисунок 2.19) содержит 177 793 элемента и 104 545 узлов. Масса 1 м² конструкции цилиндрической части конечно-элементной модели составляет 14,87 кг.

В результате расчёта напряженно-деформированного состояния модели бака определялись напряжения в элементах сетчатой структуры вдоль волокна, напряжения в нижнем и верхнем шпангоуте в кольцевом направлении, металлическом лайнере эквивалентные напряжения по Мизесу, перемещения в узлах конечно-элементной схемы.

В результате расчёта устойчивости в линейной постановке определяли коэффициент запаса устойчивости и вид деформированного состояния конструкции при потере устойчивости от действия максимальных сжимающих усилий в заданном расчётном случае.

Распределения напряжений при действии расчётных нагрузок в спиральных и кольцевых рёбрах приведены на Рисунках 2.20 и 2.21, в шпангоуте на Рисунке 2.22. Вид деформированного состояния бака приведён на Рисунке 2.23.

Максимальные сжимающие 302.5 МПа напряжения в спиральных рёбрах вдоль армирующих волокон возникают в зонах пересечения со шпангоутом, коэффициент запаса прочности равен $\eta = 1,15$.

Максимальные растягивающие 169.7 МПа напряжения в кольцевых рёбрах вдоль армирующих волокон возникают в зоне пересечения со спиральными рёбрами шпангоута в сжатой зоне спиральных рёбер, коэффициент запаса прочности равен $\eta = 6.1$.

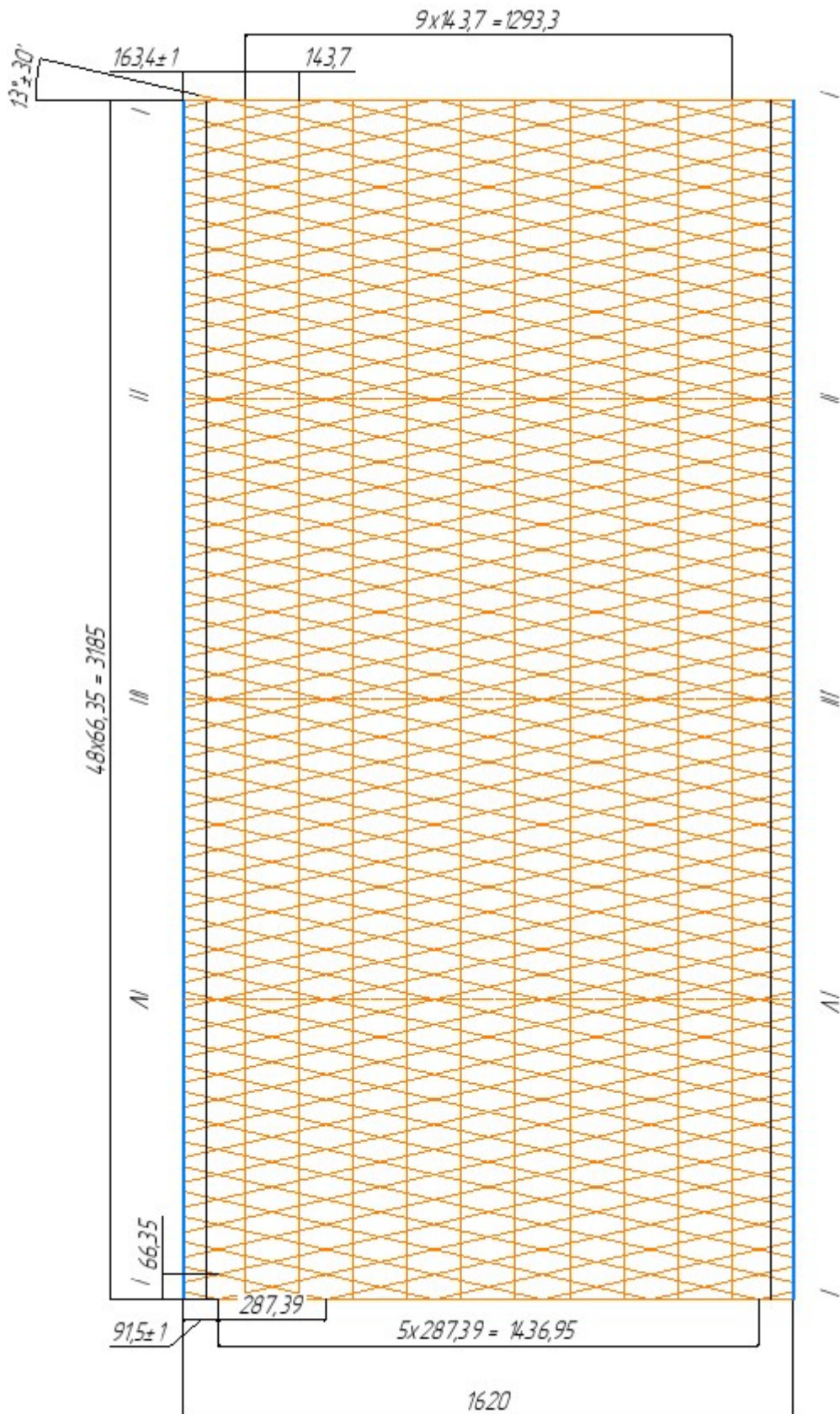


Рисунок 2.16 – Развёртка сетчатой структуры бака

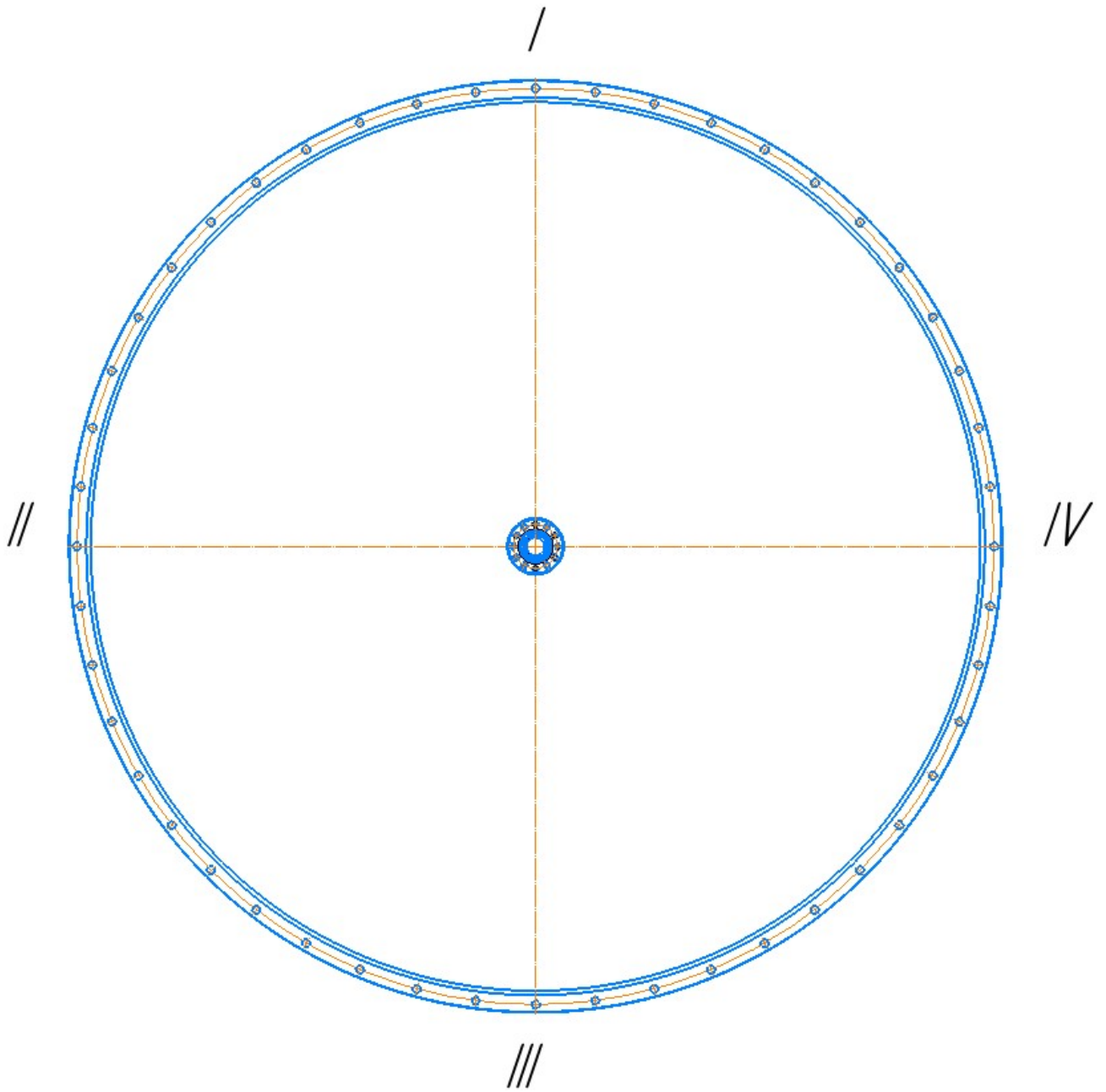


Рисунок 2.17 – Места закрепления на шпангоуте бака

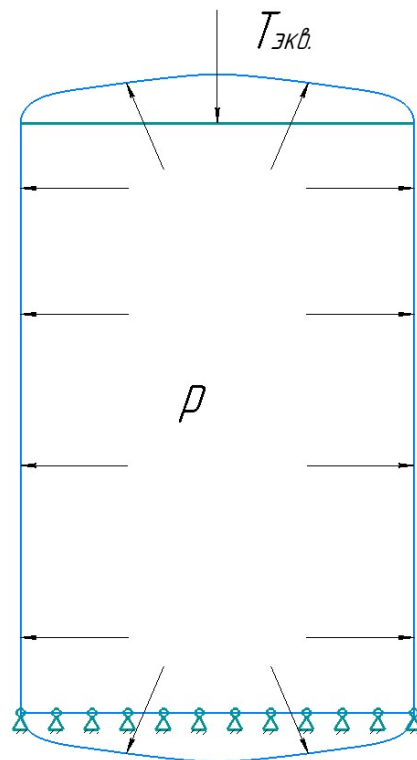


Рисунок 2.18 – Схема закрепления и приложения нагрузок при расчёте на прочность

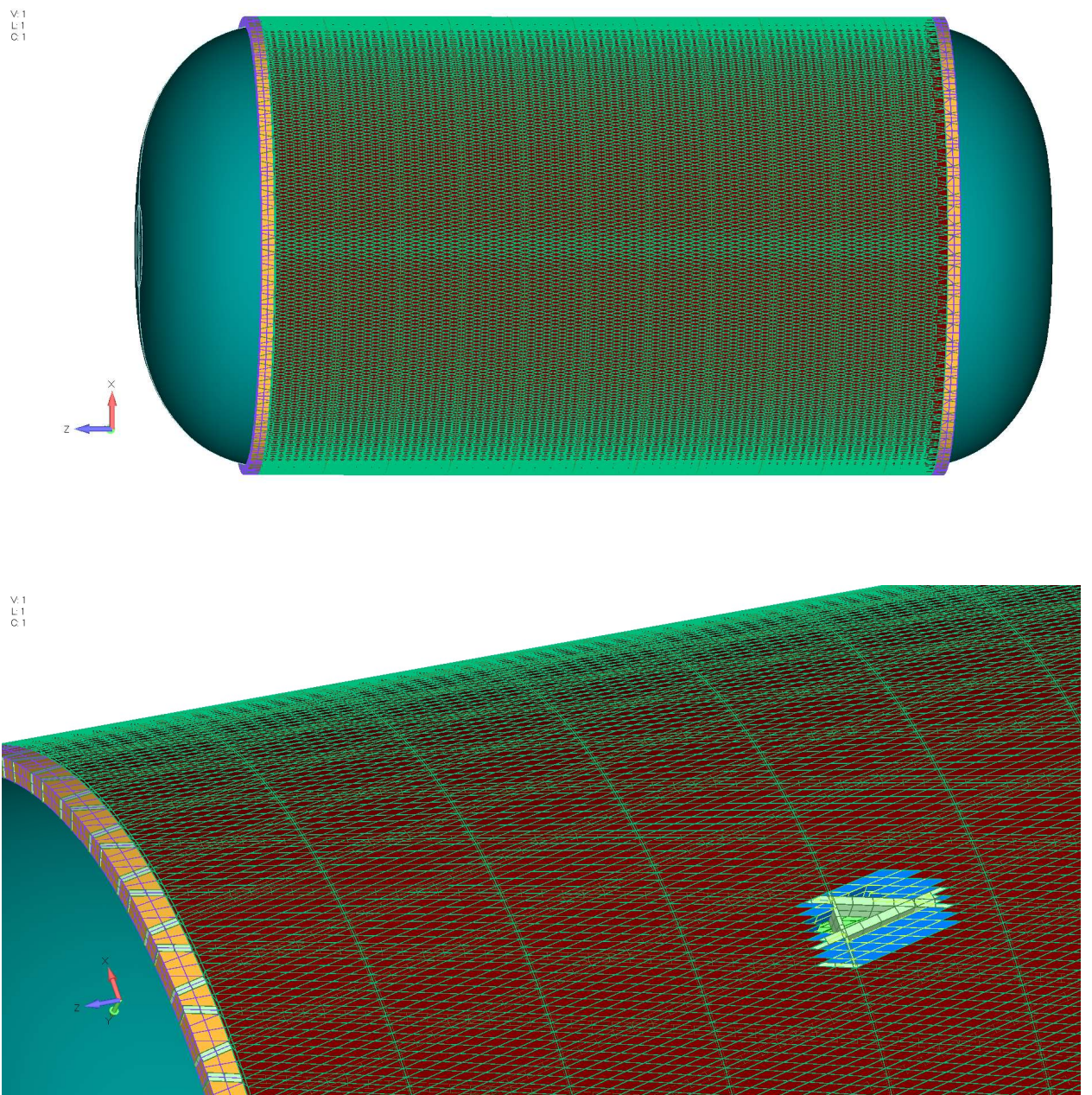


Рисунок 2.19 – Общий вид конечно-элементной модели бака

В шпангоуте максимальные 80,1 МПа сжимающие и растягивающие 175.6 МПа напряжения в кольцевом направлении, возникают в зонах крепёжных элементов, соответствующие коэффициенты запаса прочности равны $\eta = 4,3$ и $\eta = 1,99$.

Коэффициент запаса прочности металлического лайнера по пределу текучести – не менее $\eta = 1,1$.

Максимальные перемещения одного шпангоута относительно другого при действии эквивалентной сжимающей силы, составляют 4,56 мм.

При воздействии расчётных нагрузок, полученный в результате расчёта запас устойчивости равняется 1.39. Характер деформации – местная потеря устойчивости внутренней силовой оболочки бака. Вид деформированного состояния при потере устойчивости приведён на Рисунке 2.24.

В результате проведённого расчёта можно сделать вывод о том, что прочность, жёсткость и устойчивость спроектированного металлокомпозитного криогенного топливного бака соответствуют исходным данным задачи.

Минимальные коэффициенты запаса прочности в элементах силовой структуры бака при действии расчётных нагрузок приведены в Таблице 2.3.

Таблица 2.3 – Минимальные коэффициенты запаса прочности спроектированного бака

Элемент конструкции	Коэффициент запаса прочности
Спиральное ребро	1,15
Кольцевое ребро	6,1
Материал шпангоута	1,99
Металлический лайнер	1.1

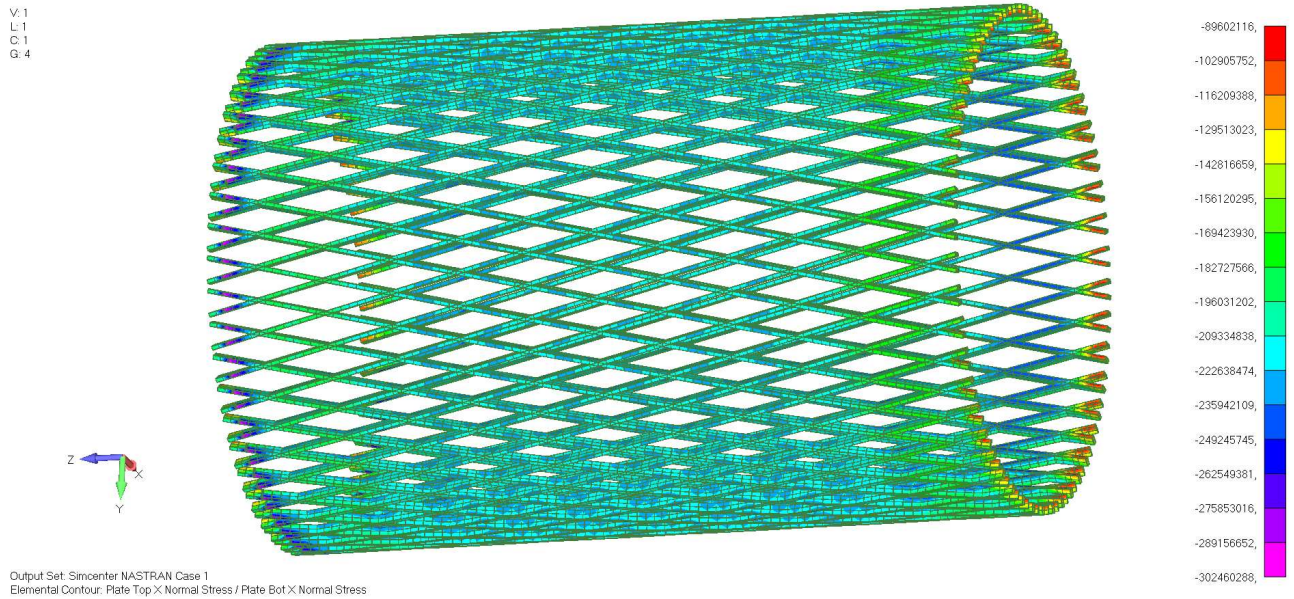


Рисунок 2.20 – Распределение напряжений в спиральных рёбрах сетчатой структуры (максимальные сжимающие напряжения) в зонах максимального сжатия (единицы измерения – Па)

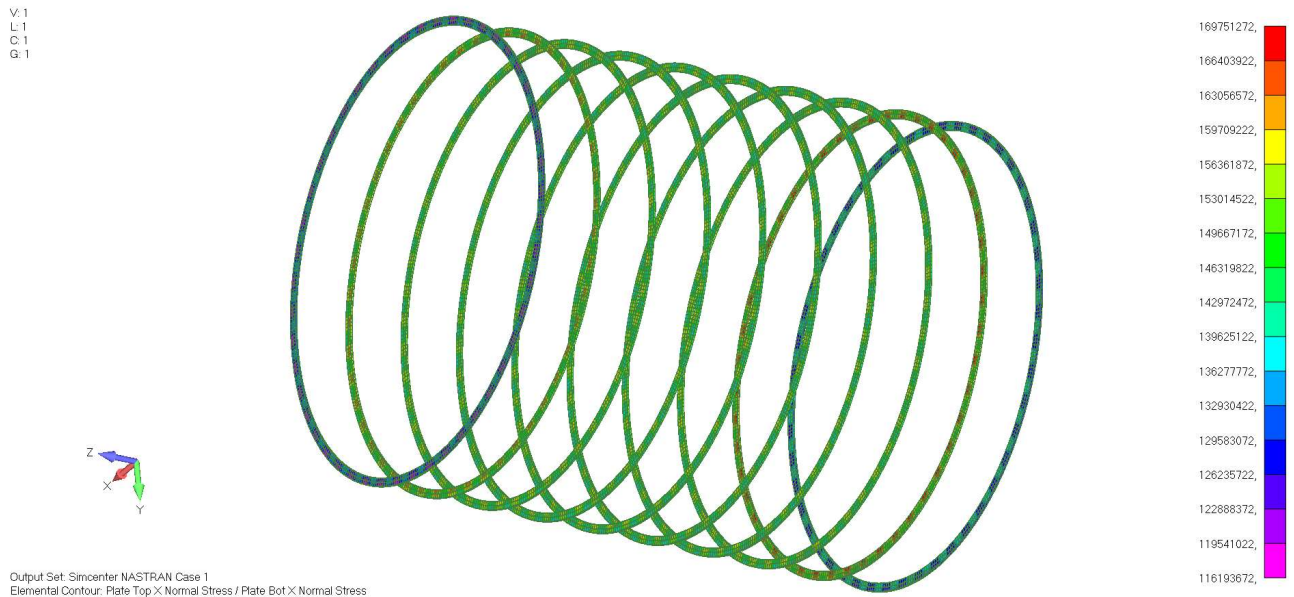


Рисунок 2.21 – Распределение напряжений в кольцевых рёбрах сетчатой структуры (максимальные растягивающие напряжения) в зонах максимального растяжения (единицы измерения – Па)

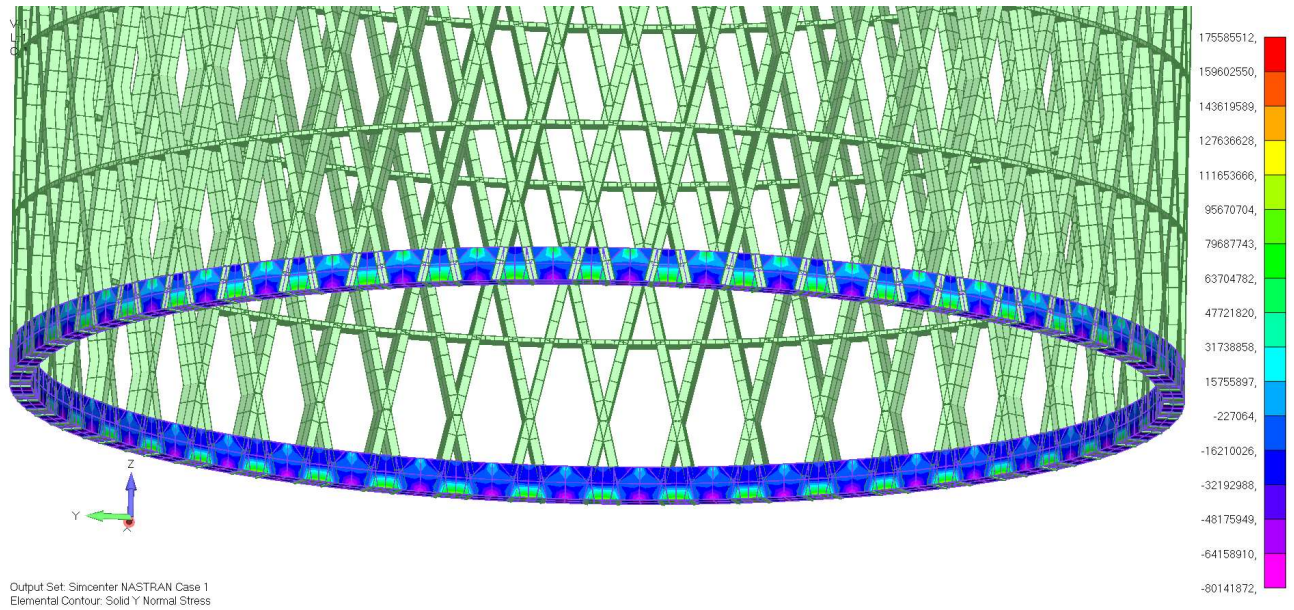


Рисунок 2.22 – Распределение напряжений в шпангоуте (максимальные сжимающие напряжения) в кольцевом направлении (единицы измерения – Па)

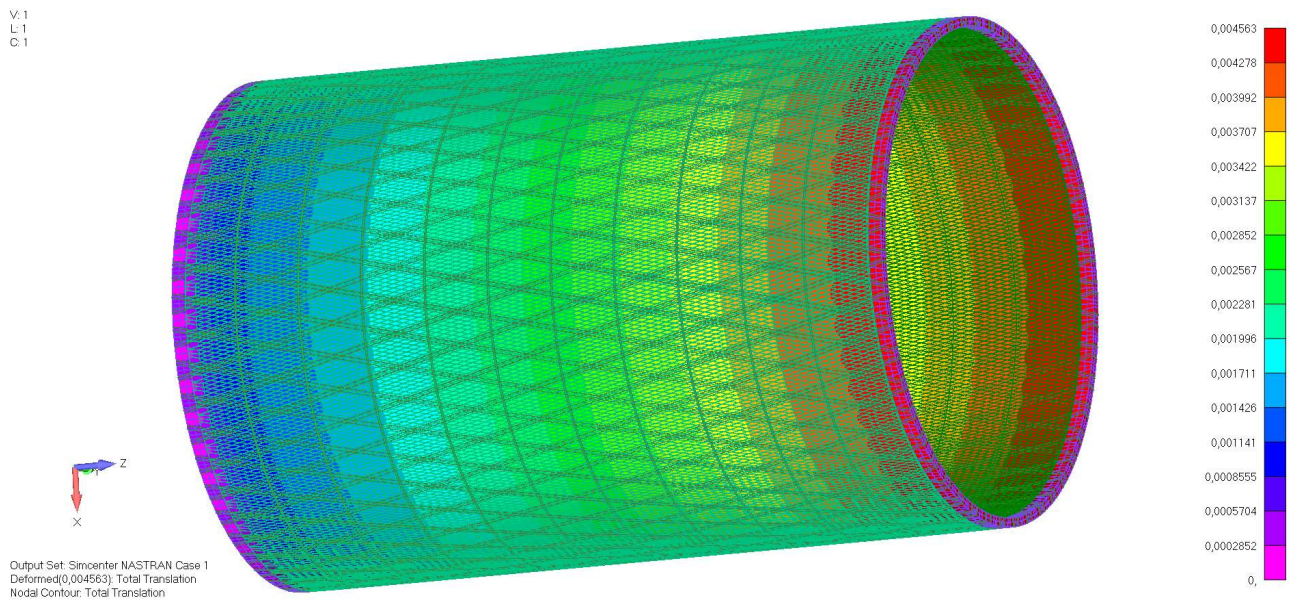


Рисунок 2.23 – Вид деформированного состояния цилиндрической части бака при действии расчётных нагрузок (единицы измерения – м)

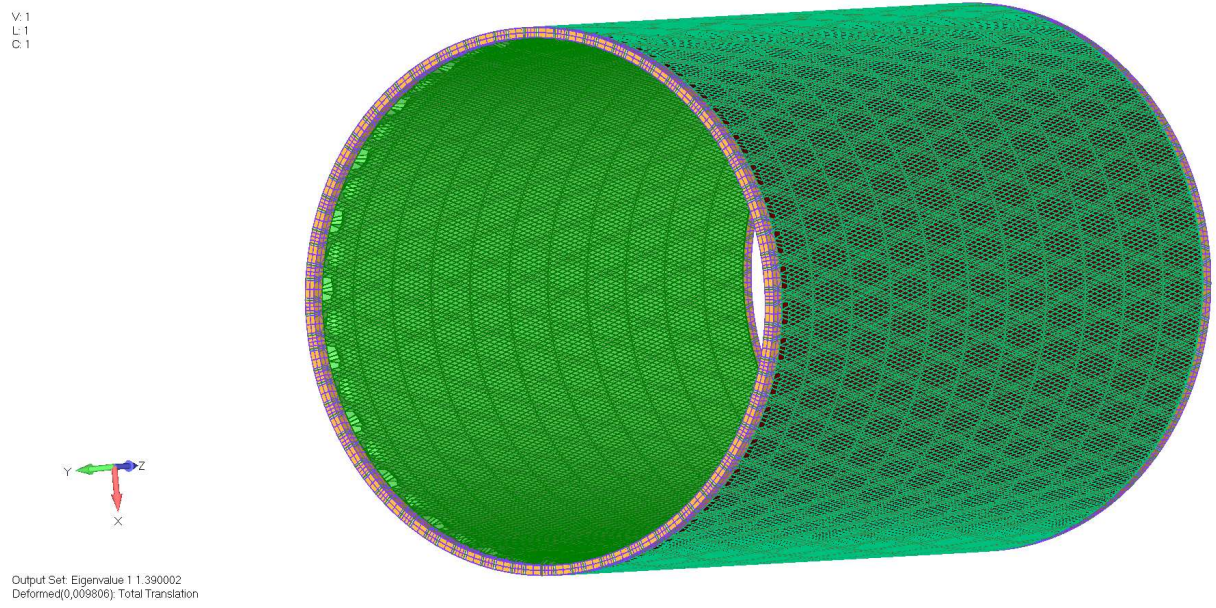


Рисунок 2.24 – Вид деформированного состояния при потере устойчивости бака

Коэффициент запаса по устойчивости при действии максимальных расчётных сжимающих нагрузок составляет 1.39.

При осевом сжатии перемещение одного шпангоута относительно другого составило 4,56 мм.

Полученные результаты конечно-элементного расчёта конструкции металлокомпозитного криогенного топливного бака применяются для уточнения заданных на первом этапе проектирования конструктивных параметров бака: толщин силовой оболочки и обшивки, схемы их армирования, количества пар рёбер сетчатой анизотридной структуры, высоты и угла наклона спиральных рёбер сетчатой структуры, ширины спиральных и кольцевых рёбер, ширина шпангоута и диаметр используемых крепёжных элементов штифто-шпилечного соединения.

При необходимости проводится дополнительный расчёт конечной модели конструкции проектируемого бака с использованием вновь изменённых конструктивных параметров.

После уточнённых конечно-элементных расчётов приняты следующие конструктивные параметры модельного бака:

- количество пар рёбер, $n = 48$;
- угол наклона спиральных рёбер, $\varphi = 13^\circ$;
- ширина спиральных рёбер $\delta_\varphi = 8$ мм;
- ширина кольцевых рёбер $\delta_{90} = 4$ мм;
- высота сетчатой структуры, $h = 19$ мм.

Полученный выше в Разделе 2.1 результат оптимизации вафельного алюминиевого бака даёт минимальную массу 20.90 кг. Проектная масса 1 м² поверхности цилиндрической оболочки металлокомпозитного бака составляет 14,4 кг, что на 31.1 % ниже массы вафельного бака. Проектная масса несколько отличается от массы КЭ модели, что объясняется принятыми упрощающими допущениями при моделировании – не учитывается масса пенопласта, замещённого сетчатой структурой, и фактическое изменение плотности материала в местах пересечения рёбер.

ГЛАВА 3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ЗАДАЧИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНЫХ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

В настоящей Главе рассматриваются задачи, решения которых требует технология изготовления металлокомпозитного бака. Во-первых, приведено описание разработанной технологии изготовления бака в виде директивного технологического процесса. Во-вторых, рассматриваются задачи сохранения формы отдельных элементов конструкции бака при различных технологических переходах: намотке, температурной обработке, механической обработке. Приводятся расчёты технологических параметров, применяемых в процессе изготовления бака: влияние силы натяжения жгута при автоматизированной мокрой намотке внутренней силовой оболочки бака, силы натяжения при намотке сетчатой структуры, определение необходимого давления наддува в процессе термообработки заготовки бака.

3.1 Разработка технологии изготовления бака

Опишем кратко и в основном применительно к рассматриваемому баку основные этапы процесса (Рисунок 3.1) изготовления металлокомпозитных криогенных топливных баков [110].

Технология изготовления металлокомпозитных криогенных топливных баков с несущей сетчатой структурой имеет несколько существенных отличий от традиционной технологии изготовления сетчатых конструкций. Первым отличием является использование металлического лайнера в качестве технологической оправки для намотки несущей оболочки бака. Вторым отличием является отсутствие необходимости использования одноразовых удаляемых эластичных формообразующих матриц (подложек) – вместо них используется неудаляемый из изделия лёгкий наполнитель – конструкционный пенопласт. Кроме функции формообразования рёбер сетчатой структуры, лёгкий наполнитель играет

значительную роль в качестве теплозащиты криогенного содержимого бака. Третьим отличием является отсутствие операции съёма изделия с оправки, так как оправка – металлический лейнер – не удаляется из изделия после отверждения и мехобработки, а является его структурной частью.

Основными этапами изготовления бака являются:

1) Комплектовочный этап

Комплектовочный этап состоит из подготовки необходимого для изготовления бака материала – армирующих нитей, ткани, компонентов связующего, пенопласта, вспомогательных и технологических материалов; поставки металлического лейнера; изготовления или доработки необходимой технологической оснастки.

2) Подготовительные операции

В данный этап входит сборка технологической оснастки, представляющей собой механические приспособления, используемые для преобразования лейнера в технологическую оправку. Собранная оправка, состоящая из лейнера с дополнительными приспособлениями, показана на Рисунке 3.2.

Кроме этого в подготовительные операции включаются операции по предварительной пропитке ткани для формирования шпангоутов и тканевых салфеток. На данном этапе приготавливается долговременно жизнеспособный препрег, используемый при операциях намотки одновременно с методом «мокрой» намотки нитей.

3) Намотка

Процесс намотки состоит из двух независимых операций – намотки силовой оболочки бака и намотки сетчатой структуры с силовыми шпангоутами и наружной обшивкой. Процесс намотки выполняется на универсальных намоточных станках с числовым программным управлением, имеющих от четырёх до пяти независимых координат. В процессе намотки внутренней силовой оболочки «01» (а также и

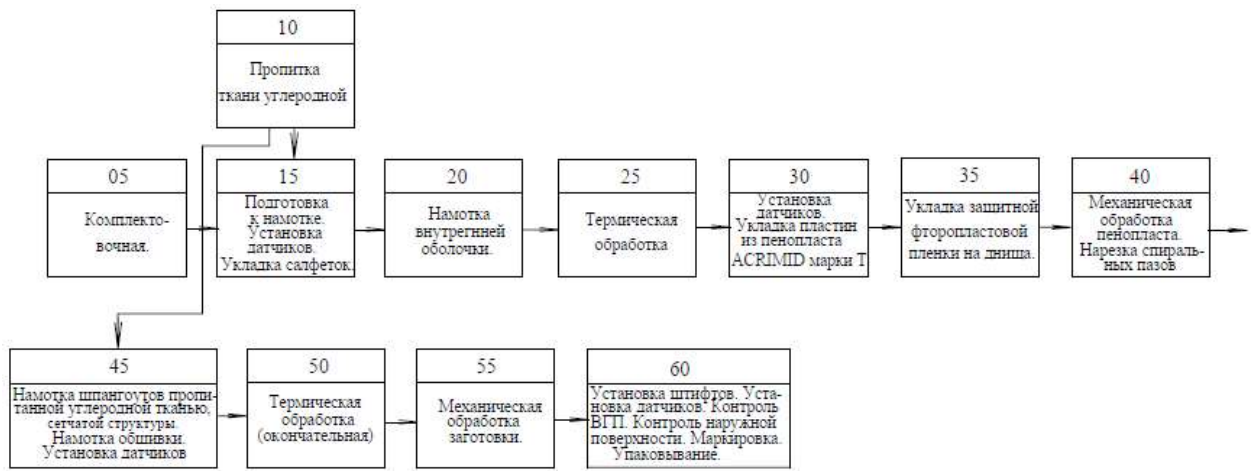


Рисунок 3.1 – Маршрутный технологический процесс изготовления бака

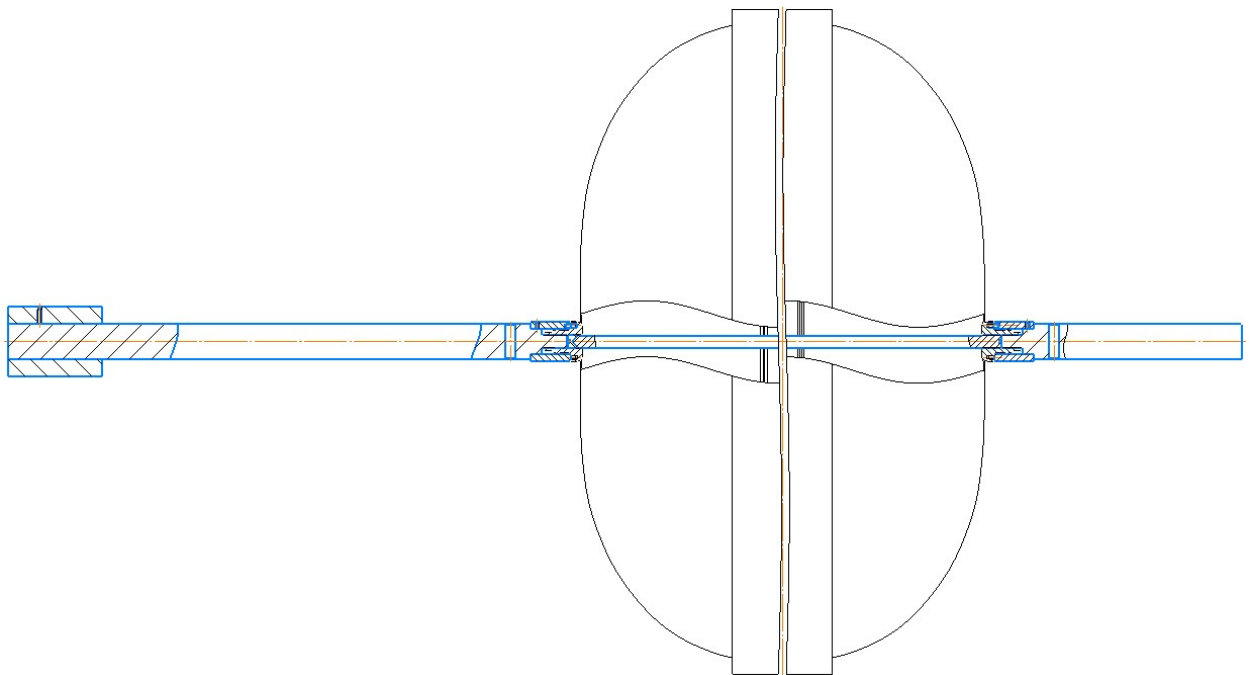


Рисунок 3.2 – Использование металлического лайнера в качестве оправки для изготовления топливного бака

наружной оболочки «02») бака производится сплошная спирально-кольцевая намотка на лейнер армирующим материалом, пропитанным связующим по заранее заданным траекториям, если она необходима. Намотка сетчатой структуры производится в пазы, заранее сформированные в формообразующем материале. Для рассматриваемой концепции бака таким материалом является конструкционный пенопласт. В пазы матрицы попеременно, в соответствии с заданным количеством слоёв материала, укладываются спиральные слои, затем кольцевые слои, затем слои препрега для формирования шпангоутов. Количество слоёв материала определяется необходимой толщиной изделия и дополнительным технологическим припуском. Лента перемещается от одного паза к другому при помощи разворота на днищах бака или при помощи переходных витков. Процесс намотки продолжается до момента заполнения формообразующих пазов. После этого происходит намотка наружной обшивки «02».

После завершения намотки основных элементов заготовка обматывается перфорированной фторопластовой плёнкой, поверх которой укладывается несколько кольцевых слоёв сухого стекложгута, образующих слой технологической «рубашки», который обеспечивает наружное давление подпрессовки, уплотняющее структуру материала.

4) Термообработка

Термообработка (отверждение полимерного связующего) криогенных топливных баков из полимерных композиционных материалов на основе углеродного жгута или ткани и эпоксидного связующего производится в термокамере по рассчитанному и запрограммированному температурному режиму, обеспечивающему плавный подъём температуры до температуры отверждения и плавное охлаждение, что позволяет достигнуть оптимальных физико-механических характеристик композита, а также избежать возникновения остаточных напряжений, которые могли бы привести к нарушению формы (коробление) или целостности изделия (трещины, расслоения, разрывы).

5) Механическая обработка

Механическая обработка делится на несколько операций – промежуточные операции и окончательная мехобработка изделия, заключающаяся в формировании заданных геометрических размеров стыковочных шпангоутов и выполнение необходимых отверстий на специальном оборудовании, позволяющим одновременно производить токарные и фрезерные операции. При этом цапфы технологической оснастки изделия устанавливаются в специальные кулачковые зажимы, обеспечивающие возможность точной установки изделия на станок путём индивидуальной регулировки кулачков. Промежуточные операции мехобработки связаны в первую очередь с процессом обработки конструкционного пенопласта – задание необходимых геометрических размеров чистовой и технологической зон, а также механическое фрезерование пазов для формирования сетчатой структуры. На заключительном этапе процесса изготовления удаляется наружный технологический слой и «ложные» разворотные днища и конструкция передаётся на испытания.

В результате работ по проектированию и изготовлению криогенного топливного бака разработан и внедрён на производстве технологический процесс намотки криогенного топливного бака АЕВ 02101.13253 (Акт внедрения разработанной технологии в АО «ЦНИИСМ» представлен в Приложении Б к настоящей работе).

Рассмотрим подробнее операции, представленные на схеме директивного процесса изготовления бака (Рисунок 3.1). Для снижения временных затрат по изготовлению металлокомпозитного криогенного топливного бака некоторые операции выполняются параллельно. Так, для изготовления торцевых шпангоутов и усиления фланцевой зоны бака применяется заранее приготовленный и нарезанный на ленты необходимой ширины препрег, который может храниться несколько месяцев при отрицательных температурах. Он применяется на нескольких технологических переходах (Оп.15, Оп.45). Кроме этого, совмещаются такие операции, как установка оптоволоконных датчиков на основе Брэгговских решёток (Рисунок 3.3), укладка салфеток и подготовка к намотке (Оп.15), и

установка датчиков и намотка сетчатой структуры и наружной обшивки (Оп.30, Оп.45).

Одним из важных технологических параметров намотки композиционного материала на тонкостенный металлический лайнер является сила натяжения жгута материала в процессе намотки. В ряде работ [92,94,95,119] экспериментально и теоретически установлено, что наилучшие свойства ПКМ в конструкции могут быть реализованы в том случае, если намотка производилась с натяжением, составляющим по своей величине около 10% от значения предела прочности наматываемого материала. С другой стороны, как уже отмечено в настоящей работе, повышенное натяжение ленты при намотке может привести к потере устойчивости лайнера как в процессе самой намотки, так и во время термообработки изделия.

Для расчёта силы натяжения нити на этапе изготовления силовой оболочки лайнера применяется программа расчёта [108], предлагаемая в настоящей работе и описанная ниже в Разделе 3.2. Методики использования этой программы внедрены на предприятиях АО «ЦНИИСМ» и АО «ЦПР» применительно к процессам изготовления баллонов и ёмкостей давления (Акты внедрения приведены в Приложении Б к настоящей работе). Сила натяжения жгута материала на лайнер при изготовлении бака, определяется ниже в Разделе 5.1.1.

С намотанной технологической «рубашкой» заготовка изделия загружается в камеру полимеризации. Полимеризация ведётся по заданному температурному режиму. Для обеспечения отсутствия повреждений тонкостенного металлического лайнера в процессе полимеризации связующего при значительном изменении температуры используется методика, приведённая в



Рисунок 3.3 – Установленные датчики защищены временной стретч-плёнкой до начала процесса намотки силовой оболочки бака

Разделе 3.3 ниже и внедрённая на предприятиях АО «ЦНИИСМ» и АО «ЦПР» в процессе изготовления баллонов и ёмкостей давления (Акты внедрения приведены в Приложении В к настоящей работе). Данная методика реализована в виде программного обеспечения [109].

Для измерения температуры и деформации экспериментальной конструкции при последующих испытаниях под сетчатой структурой на лейнер с силовым слоем устанавливаются датчики. Производится укладка и приклейка формообразующего материала (Рисунок 3.4).

Механическая обработка проводится на универсальном токарно-фрезерном станке с ЧПУ по специальной программе (Рисунок 3.5) и заключается в подрезке торцов, формообразовании торцевых зон под шпангоуты, проточке заданного диаметра и нарезке спиральных и кольцевых пазов под намотку сетчатой структуры. Для механической обработки используются стандартные режущие инструменты.

Спиральные слои сетчатой структуры наматываются по программе, при этом контролируется укладка всех жгутов в пазы пенопласта. Намотка сетчатой структуры (Рисунок 3.6) проводится примерно до середины паза по высоте. Для измерения деформации в средней линии спирального ребра модельного бака при намотке сетчатой структуры устанавливаются оптоволоконные датчики с брэгговскими решётками. Далее намотка сетчатой структуры продолжается до полного заполнения спиральных пазов.

После намотки сетчатой структуры происходит намотка обшивки (Рисунок 3.7). На обшивке формируется технологическая «рубашка» (Рисунок 3.8), состоящая из перфорированной фторопластовой плёнки и кольцевого слоя стеклоровинга.

По окончании отверждения изделия в термопечи осуществляется финальная механическая обработка. При этом обрезаются разворотные спиральные ленты и снимаются «ложные» днища (Рисунок 3.9), обрабатываются



Рисунок 3.4 – Укладка пластин из конструкционного пенопласта



Рисунок 3.5 – Механическая обработка пенопласта

в размер согласно КД шпангоуты, выполняются 96 радиальных и осевых отверстий в каждом шпангоуте, снимаются технологические днища бака (Рисунок 3.10). В выполненные отверстия устанавливаются штифты (96 штук). На внешней обшивке модельного бака устанавливаются датчики деформаций и температуры на основе оптоволокон. И после маркировки бака, проводится упаковка в тару с фиксацией от перемещений при транспортировке в соответствии с КД.

Анализ технологических операций, выполняемых в процессе изготовления металлокомпозитного криогенного топливного бака с несущей стенкой, с учётом имеющегося опыта изготовления металлокомпозитных баков и силовых сетчатых структуры показал три принципиальных технико-экономических преимущества представленной в работе конструктивно-технологической концепции перед конструкцией металлического бака с вафельной стенкой:

- 1 Значительно более высокий коэффициент использования материалов (КИМ) – 70-80%, что на порядок выше, чем у вафельных металлических конструкций, имеющих КИМ порядка 7-8%.
- 2 Трудоемкость изготовления конструкции металлокомпозитного бака при помощи аддитивной технологии – автоматизированной намотки ниже до 50% по сравнению с технологией фрезерования толстостенных алюминиевых плит.
- 3 Стоимость изготовления конструкции металлокомпозитного криогенного топливного бака ниже до 30% по сравнению со стоимостью изготовления конструкции вафельного металлического бака.

Приведённые выше оценки получены автором совместно с АО «ЦНИИмаш» и АО «Организация Агат» [110].

В процессе технологической отработки модельного бака было выявлено несколько технологических факторов, существенно влияющих на физико-механические свойства изготавливаемого ПКМ в конструкции и целостность конструкции в процессе изготовления бака.

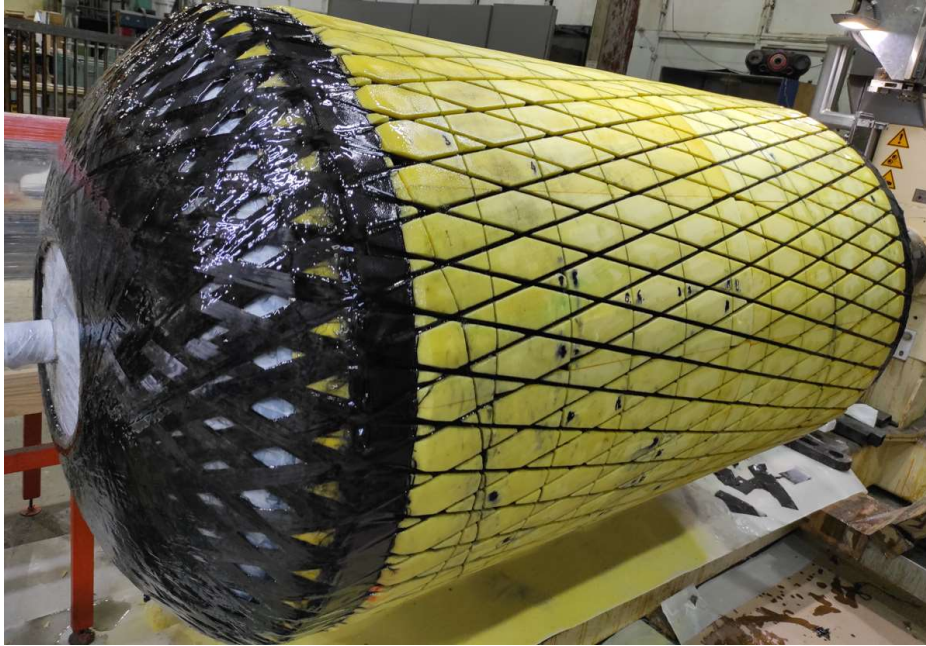


Рисунок 3.6 – Процесс мокрой автоматизированной намотки сетчатой структуры силовой оболочки и шпангоутов



Рисунок 3.7 – Процесс мокрой автоматизированной намотки обшивки бака



Рисунок 3.8 – Заготовка в технологической «рубашке» перед термообработкой



Рисунок 3.9 – Удаление «ложных» технологических разворотных днищ



Рисунок 3.10 – Заготовка бака с отторцованными шпангоутами и выполненными штифто-шпилечными отверстиями

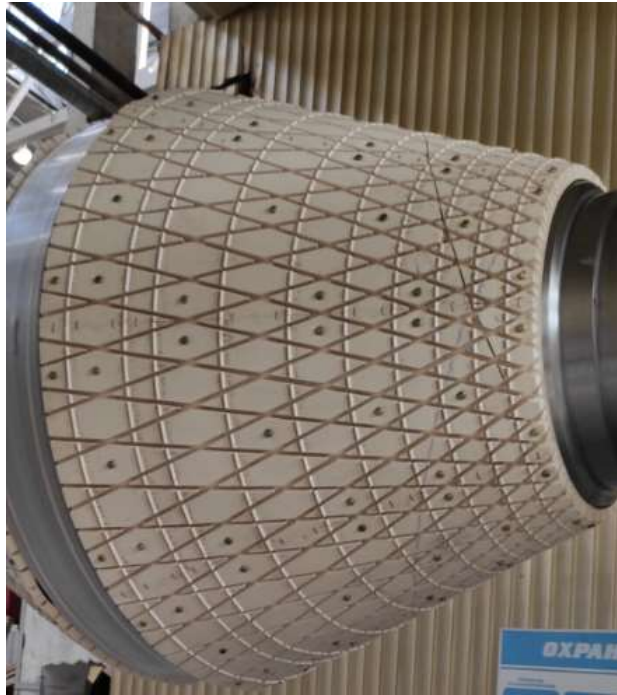


Рисунок 3.11 – Формообразующие резиновые коврики



Рисунок 3.12 – Использование пенопласта в качестве формообразующего материала

Как уже отмечалось в Главе 1, решение задачи технологической подготовки производства металлокомпозитного криогенного топливного бака требует решения двух задач по обеспечению устойчивости лайнера. Первая задача связана с обеспечением необходимой из технологических особенностей силы натяжения нити наматываемого материала на тонкостенный лайнер в процессе автоматизированной "мокрой" намотки. С одной стороны задачи – необходимость увеличивать скорость намотки, что ведёт к снижению трудоёмкости и стоимости изготовления изделия, а с другой стороны – возрастание силы натяжения нити, необходимой для получения компактной структуры материала, вызывающее обжатие лайнера. Давление, вызванное намотанной с натяжением непрерывной нитью может вызвать потерю устойчивости лайнера, выступающего в качестве оправки.

Вторая задача связана с обеспечением устойчивости тонкостенного лайнера, заключённого в композитный силовой слой при температурной обработке. Обе рассматриваемые задачи рассматриваются ниже в настоящей Главе.

Ещё одна из основных технологических проблем связана с использованием для формообразования рёбер сетчатой структуры не удаляемого после намотки конструкционного пенопласта. Традиционно, для формирования сетчатой анизотридной структуры используются эластичные резиновые матрицы с заранее выполненными пазами, в точности повторяющими структуру изготавливаемого изделия (Рисунок 3.11). Такие матрицы выкладываются на формообразующую поверхность, после чего, в результате «мокрой» автоматизированной намотки или выкладки в пазах матрицы формируются однонаправленные рёбра. Особенностью такой технологии является необходимость удаления использованных в процессе намотки матриц после отверждения изделия. В конструкции металлокомпозитного криогенного бака в качестве формообразующего материала используется неудаляемый пенопласт (Рисунок 3.12). Однако, такая замена материала требует дополнительных исследований, так как имеющиеся экспериментальные данные [58] говорят о возможном снижении характеристик однонаправленного углепластика,

сформированного в пазах пенопласта, по сравнению со свойствами материала, сформированного в резиновых эластичных матрицах.

Для проверки этого эффекта в процессе отработки технологии было изготовлено 2 типа образцов аналогичных по геометрическим параметрам (Рисунок 3.13). Образцы типа А были сформированы на резиновых эластичных матрицах, а образцы типа Б – сформированы в пазах конструкционного пенопласта. Анализируя полученные при испытаниях образцов (Рисунок 3.14) результаты, можно сделать вывод о том, что использование конструкционного пенопласта с выполненными в нём механическим способом формообразующими пазами для формирования однонаправленных рёбер сетчатой структуры приводит в среднем до 30% снижению прочности материала рёбер по сравнению с материалом, сформированном в резине. Кроме этого, механическое повреждение пенопласта, вызванное обработкой фрезерованием, служит причиной удерживания значительного количества излишнего связующего (Рисунок 3.15), способствуя таким образом, увеличению итогового веса конструкции на несколько процентов по сравнению с массой такой же конструкции, сформированной в эластичных резиновых матрицах.

Можно предложить несколько способов возможного решения этой проблемы. В частности, предлагается проводить не механическое формирование пазов в пенопласте, а использовать для этого термоножи, не вызывающие механического повреждения краёв паза. Оплавление краёв – (Рисунок 3.16а) препятствует проникновению связующего внутрь формообразующего материала. Альтернативным вариантом решения обсуждаемой проблемы является введение дополнительного технологического перехода между механическим вырезанием пазов и намоткой сетчатой структуры. Предлагается обработка пазов полимерным связующим. После отверждения связующего (Рисунок 3.16б) образуется жёсткая граница, препятствующей проникновению связующего в пенопласт в процессе намотки рёбер.



тип А



тип Б

Рисунок 3.13 – Процесс изготовления образцов углепластика, сформированного в различных формообразующих материалах (тип А – резиновые коврики, тип Б – конструкционный пенопласт)



Рисунок 3.14 – Испытания образцов рёбер на механическую прочность



Рисунок 3.15 – Картина проникновения связующего в формообразующий пенопласт в процессе «мокрой» намотки



а



б

Рисунок 3.16 – Пазы, полученные в результате выплавления термоножом (а),
Обработка граней пазов связующим с его последующим отверждением (б)

3.2 Устойчивость металлического лейнера, нагруженного наружным давлением, создаваемым намоткой композитных слоёв

3.2.1 Напряжения в лейнере, вызванные намоткой композитных слоёв с предварительным натяжением

Рассматриваемый бак, как уже отмечалось, состоит из четырёх слоёв (Рисунки 2.1, 2.13) – металлического лейнера, внутреннего композитного слоя, укладываемого на лейнер, сетчатого композитного слоя, состоящего из рёбер, и наружного композитного слоя. При намотке композитных слоёв в укладываемой ленте создаётся предварительное натяжение, которое сжимает лейнер и может вызвать потерю устойчивости.

Рассмотрим процесс намотки внутреннего композитного слоя, которых в общем случае может состоять из кольцевого и двух симметричных спиральных слоёв под углом φ к образующей.

В результате намотки кольцевого слоя на лейнер действует внешнее давление

$$q_1 = \frac{s_{90}^{(1)} h_{90}^{(1)}}{R},$$

где $s_{90}^{(1)}$ – напряжение в кольцевом слое, вызванное его предварительным натяжением, $h_{90}^{(1)}$ – толщина кольцевого слоя, R – радиус цилиндрической оболочки лейнера. Предполагается, что после намотки композитный слой оказывается жёстко связанным с оболочкой и не проскальзывает относительно неё. Тогда после намотки кольцевого слоя напряжение в нём равно s_{90} , а в оболочке возникает кольцевое напряжение

$$\sigma_{\beta}^{(1)} = -\frac{q_1 R}{h} = -\frac{s_{90}^{(1)} h_{90}^{(1)}}{h}, \quad (3.1)$$

где h – толщина оболочки. При последующей намотке спирального слоя оболочка и кольцевой слой деформируются и действующие в них напряжения перераспределяются [35]. Процесс намотки двойного спирального слоя с толщиной $h_\varphi^{(1)}$, предварительным натяжением $s_\varphi^{(1)}$ и углом φ_1 представим как приложение наружного давления и осевого усилия

$$q_2 = \frac{s_\varphi^{(1)} h_\varphi^{(1)}}{R_\varphi}, \quad t_2 = s_\varphi^{(1)} h_\varphi^{(1)} \cos^2 \varphi_1. \quad (3.2)$$

Здесь R_φ – нормальный радиус кривизны спиральной траектории на цилиндрической поверхности, который определяется формулой Эйлера

$$R_\varphi = \frac{R}{\sin^2 \varphi_1}.$$

Осевое усилие возникает в результате того, что при спиральной намотке цилиндрическая часть бака обматывается вместе с днищами. Под действием нагрузок (3.2) в лайнере с кольцевым композитным слоем возникают упругие деформации, определяемые равенствами [34]

$$\begin{aligned} B_{11}^{(1)} \varepsilon_\alpha + B_{12}^{(1)} \varepsilon_\beta &= -s_\varphi^{(1)} h_\varphi^{(1)} \cos^2 \varphi_1, \\ B_{12}^{(1)} \varepsilon_\alpha + B_{22}^{(1)} \varepsilon_\beta &= -s_\varphi^{(1)} h_\varphi^{(1)} \sin^2 \varphi_1, \end{aligned} \quad (3.3)$$

где

$$B_{11}^{(1)} = \bar{E}h, \quad B_{12}^{(1)} = \nu \bar{E}h, \quad B_{22}^{(1)} = \bar{E}h + E_{90} h_{90}^{(1)}, \quad \bar{E} = E/(1 - \nu^2). \quad (3.4)$$

Из уравнений (3.3) получим

$$\begin{aligned} \varepsilon_\alpha &= -\frac{1}{B_1} s_\varphi^{(1)} h_\varphi^{(1)} \left(B_{22}^{(1)} \cos^2 \varphi_1 - B_{12}^{(1)} \sin^2 \varphi_1 \right), \\ \varepsilon_\beta &= -\frac{1}{B_1} s_\varphi^{(1)} h_\varphi^{(1)} \left(B_{11}^{(1)} \sin^2 \varphi_1 - B_{12}^{(1)} \cos^2 \varphi_1 \right), \end{aligned} \quad (3.5)$$

где

$$B_1 = B_{11}^{(1)}B_{22}^{(1)} - \left(B_{12}^{(1)}\right)^2 = \bar{E}h\left(\bar{E}h + E_{90}h_{90}^{(1)}\right). \quad (3.6)$$

Деформации (3.5) вызывают появление сжимающих кольцевых напряжений в лейнере

$$\Delta\sigma_\beta = -\bar{E}\frac{s_\varphi^{(1)}h_\varphi^{(1)}}{B_1}\left[B_{11}^{(1)}\sin^2\varphi_1 - B_{12}^{(1)}\cos^2\varphi_1 + \nu\left(B_{22}^{(1)}\cos^2\varphi_1 - B_{12}^{(1)}\sin^2\varphi_1\right)\right].$$

Напряжение $\Delta\sigma_\beta$ необходимо добавить к напряжению (3.1), вызванному намоткой кольцевого слоя. В результате получим кольцевое напряжение в лейнере, вызванное намоткой композитных слоёв.

$$\sigma_\beta^{(2)} = \sigma_\beta^{(1)} + \Delta\sigma_\beta = -\frac{s_{90}^{(1)}h_{90}^{(1)}}{h} - \frac{\bar{E}s_\varphi^{(1)}h_\varphi^{(1)}}{\bar{E}h + E_{90}h_{90}^{(1)}}\left[(1-\nu^2)\sin^2\varphi_1 + \nu\frac{s_{90}^{(1)}h_{90}^{(1)}}{\bar{E}h}\cos^2\varphi_1\right]. \quad (3.7)$$

Рассмотрим намотку сетчатого слоя, в процессе которой последовательно укладываемые слои образуют систему спиральных и кольцевых рёбер (Рисунок 2.8). Сетчатая структура характеризуется толщиной сетчатого слоя h_p , углом намотки спиральных рёбер φ_p , шириной сечения спиральных рёбер и кольцевых рёбер δ_φ , δ_{90} и расстояниями между осями рёбер a_φ , a_{90} . Намотку сетчатого слоя представим как воздействие внешнего давления и осевого усилия на ранее изготовленную оболочку

$$q_3 = \frac{h_p}{R}\left(s_\varphi^p\bar{\delta}_\varphi\sin^2\varphi_p + s_{90}^p\bar{\delta}_{90}\right), t_3 = s_\varphi^ph_p\bar{\delta}_\varphi\cos^2\varphi_p. \quad (3.8)$$

Здесь $\bar{\delta}_\varphi = \delta_\varphi/a_\varphi$, $\bar{\delta}_{90} = \delta_{90}/a_{90}$, и s_φ^p, s_{90}^p – напряжения предварительного натяжения для спиральных и кольцевых рёбер. Под действием нагрузок (3.8) в лейнере с ранее уложенными на него спиральным и кольцевым композитными слоями возникают упругие деформации

$$\begin{aligned}
B_{11}^{(2)}\varepsilon_\alpha + B_{12}^{(2)}\varepsilon_\beta &= -s_\varphi^{(p)}h_p\bar{\delta}_\varphi\cos^2\varphi_p, \\
B_{12}^{(2)}\varepsilon_\alpha + B_{22}^{(2)}\varepsilon_\beta &= -h_p\left(s_\varphi^{(p)}\bar{\delta}_\varphi\sin^2\varphi_p + s_{90}^{(p)}\bar{\delta}_{90}\cos^2\varphi_p\right),
\end{aligned} \tag{3.9}$$

где

$$\begin{aligned}
B_{11}^{(2)} &= \bar{E}h + E_\varphi h_\varphi^{(1)}\cos^4\varphi_1, \\
B_{12}^{(2)} &= \nu\bar{E}h + E_\varphi h_\varphi^{(1)}\sin^2\varphi_1\cos^2\varphi_1, \\
B_{22}^{(2)} &= \bar{E}h + E_{90}h_{90}^{(1)} + E_\varphi h_\varphi^{(1)}\sin^4\varphi_1.
\end{aligned}$$

Из равенств (3.2.9) имеем

$$\begin{aligned}
\varepsilon_\alpha &= -\frac{h_p}{B_2}\left[B_{22}^{(2)}s_\varphi^{(p)}\bar{\delta}_\varphi\cos^2\varphi_p - B_{12}^{(2)}\left(s_\varphi^{(p)}\bar{\delta}_\varphi\sin^2\varphi_p + s_{90}^{(p)}\bar{\delta}_{90}\cos^2\varphi_p\right)\right], \\
\varepsilon_\beta &= -\frac{h_p}{B_2}\left[B_{11}^{(2)}\left(s_\varphi^{(p)}\bar{\delta}_\varphi\sin^2\varphi_p + s_{90}^{(p)}\bar{\delta}_{90}\cos^2\varphi_p\right) - B_{12}^{(2)}s_\varphi^{(p)}\bar{\delta}_\varphi\cos^2\varphi_p\right],
\end{aligned} \tag{3.10}$$

где

$$\begin{aligned}
B_2 &= B_{11}^{(2)}B_{22}^{(1)} - \left(B_{12}^{(2)}\right)^2 = \bar{E}h\left[\bar{E}h(1-\nu^2) + E_{90}h_{90}^{(1)}\right] + E_\varphi h_\varphi^{(1)}E_{90}h_{90}^{(1)}\cos^4\varphi_1 + \\
&+ \bar{E}hE_\varphi h_\varphi^{(1)}\left(1 - 2(1+\nu)\sin^2\varphi_1\cos^2\varphi_1\right).
\end{aligned}$$

Деформации (3.10) вызывают кольцевые сжимающие напряжения в лейнере

$$\Delta\sigma'_\beta = \bar{E}\left(\varepsilon_\beta + \nu\varepsilon_\alpha\right) = -\frac{\bar{E}h_p}{B_2}\left[\left(B_{11}^{(2)} - \nu B_{12}^{(2)}\right)\left(s_\varphi^{(p)}\bar{\delta}_\varphi\sin^2\varphi_p + s_{90}^{(p)}\bar{\delta}_{90}\cos^2\varphi_p\right) - \left(B_{12}^{(2)} - \nu B_{22}^{(2)}\right)s_\varphi^{(p)}\bar{\delta}_\varphi\cos^2\varphi_p\right]. \tag{3.11}$$

Это напряжение следует добавить к напряжению (3.7). Т.е. после намотки сетчатого слоя получим следующее напряжение в лейнере

$$\sigma_\beta^{(3)} = \sigma_\beta^{(2)} + \Delta\sigma'_\beta, \tag{3.12}$$

где $\sigma_\beta^{(2)}$ и $\Delta\sigma'_\beta$ определяются равенствами (3.7) и (3.11).

На заключительном этапе на оболочку укладывается наружный спиральный слой с натяжением $s_\varphi^{(2)}$, толщиной $h_\varphi^{(2)}$ и углом φ_2 , близким к 90° . Этот слой не заходит на днища и создаёт наружное давление

$$q_2 = \frac{s_\varphi^{(2)} h_\varphi^{(2)}}{R} \sin^2 \varphi_2.$$

Это давление действует на изготовленную ранее оболочку и вызывает деформации, связанные соотношениями

$$\begin{aligned} B_{11}^{(3)} \varepsilon_\alpha + B_{12}^{(3)} \varepsilon_\beta &= 0, \\ B_{12}^{(3)} \varepsilon_\alpha + B_{22}^{(3)} \varepsilon_\beta &= -s_\varphi^{(2)} h_\varphi^{(2)} \sin^2 \varphi_2, \end{aligned} \quad (3.13)$$

где

$$\begin{aligned} B_{11}^{(3)} &= \bar{E}h + E_\varphi h_\varphi^{(1)} \cos^4 \varphi_1 + E_p h_p \bar{\delta}_\varphi \cos^4 \varphi_p, \\ B_{12}^{(3)} &= \nu \bar{E}h + E_\varphi h_\varphi^{(1)} \sin^2 \varphi_1 \cos^2 \varphi_1 + E_p h_p \bar{\delta}_\varphi \sin^2 \varphi_p \cos^2 \varphi_p, \\ B_{22}^{(3)} &= \bar{E}h + E_{90} h_{90}^{(1)} + E_\varphi h_\varphi^{(1)} \sin^4 \varphi_1 + E_p h_p (\bar{\delta}_\varphi \sin^4 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}). \end{aligned}$$

Из уравнений (3.13) имеем

$$\varepsilon_\alpha = \frac{B_{12}^{(3)}}{B_3} s_\varphi^{(2)} h_\varphi^{(2)} \sin^2 \varphi_2, \quad \varepsilon_\beta = -\frac{B_{11}^{(3)}}{B_3} s_\varphi^{(2)} h_\varphi^{(2)} \sin^2 \varphi_2,$$

где

$$B_3 = B_{11}^{(3)} B_{22}^{(3)} - \left(B_{12}^{(3)} \right)^2.$$

В результате намотки наружной обшивки в лейнере образуются дополнительные кольцевые напряжения

$$\Delta \sigma_\beta'' = \bar{E} (\varepsilon_\beta + \nu \varepsilon_\alpha) = -\bar{E} \left(\frac{B_{11}^{(3)} - \nu B_{12}^{(3)}}{B_3} \right) s_\varphi^{(2)} h_\varphi^{(2)} \sin^2 \varphi_2. \quad (3.14)$$

Это напряжение следует добавить к напряжению (3.12). В результате намотки бака в лайнере возникают кольцевые сжимающие напряжения

$$\sigma_{\beta}^{(4)} = \sigma_{\beta}^{(3)} + \Delta\sigma_{\beta}''$$

где $\sigma_{\beta}^{(3)}$ и $\Delta\sigma_{\beta}''$ определяются равенствами (3.12) и (3.14).

3.2.2 Определение критической величины натяжения

Как уже отмечалось в Главе 1, задача о потере устойчивости лайнера, сжимаемого в процессе намотки композитных слоёв на лайнер не решена до настоящего момента [44,193]. При намотке с предварительным натяжением на оболочку передаётся наружное давление, которое может привести к потере устойчивости лайнера. Формы потери устойчивости лайнеров из стали из стали, алюминиевого сплава и термопласта показаны на Рисунке 3.17. Строго говоря, такая форма потери устойчивости характерна для намотки первых слоёв композитной оболочки, вызывающей напряжение в лайнере, определяемое равенством (3.2.7). Однако, учитывая относительную малость толщины композитного пакета и то обстоятельство, что слои композита, образованные мокрой намоткой, не обладают изгибной жёсткостью, можно приближённо использовать полученные в предыдущем Разделе соотношения для определения напряжений в лайнере на всех этапах намотки бака.

Задача устойчивости цилиндрической оболочки при намотке с натяжением была сформулирована в нелинейной постановке В.И. Феодосьевым [118] однако её решение не было найдено. Для решения воспользуемся простейшими нелинейными уравнениями теории цилиндрических оболочек [34]. Особенностью теории является форма уравнений равновесия, при выводе которых предполагается, что помимо деформаций малыми являются и углы поворота нормали к срединной поверхности оболочки. Учитываются только производные от углов поворота, т.е. при выводе уравнений равновесия учитывается изменение кривизны поверхности

оболочки. Рассмотрим деформированное сечение оболочки (сплошная линия на Рисунке 3.18).

Как видно из Рисунка 3.18, оболочка деформируется по двум различным формам: на участке 0-1 происходит потеря устойчивости, направленная внутрь полости лайнера, а на участке 1-2 лайнер деформируется упруго вместе с системой наматываемых нитей.

Рассмотрим участок оболочки 0-1. В точке 0 в силу симметрии имеем

$$Q_0 = 0.$$

Тогда из условия равновесия участка 0-1 в вертикальном направлении в точке 1 получим

$$Q_1 = 0.$$

Из условия равновесия в горизонтальном направлении найдём

$$N_1 = N_0.$$

Таким образом, участок 0-1 находится в условиях чистого изгиба и осевого нагружения.

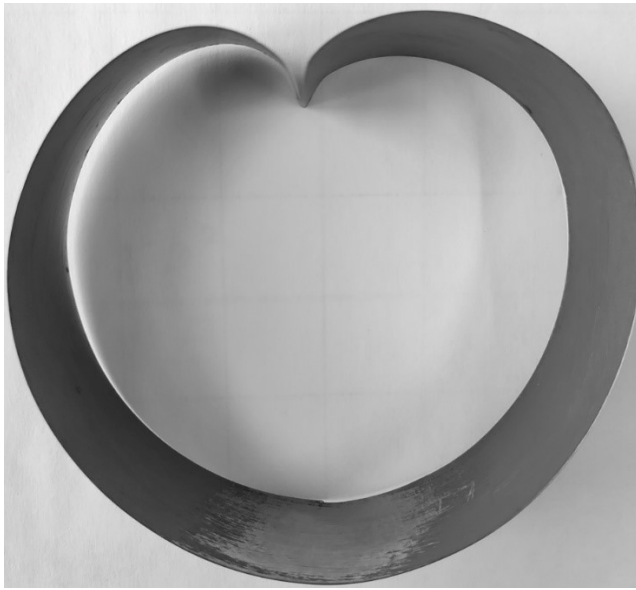
Особенности теории проявляются при записи уравнений равновесия для бесконечно малого элемента оболочки, кривизна которого в деформированном состоянии имеет вид

$$\frac{1}{R_1} = \frac{1}{R} \left(1 + \frac{d\omega}{d\alpha} \right),$$

где ω – угол поворота нормали. Тогда уравнения равновесия записываются следующим образом (Рисунок 3.18)

$$N' + Q(1 + \omega') = 0, \quad Q' - N(1 + \omega') = q_T, \quad M' - RQ = 0, \quad (3.15)$$

Соотношения упругости имеют вид



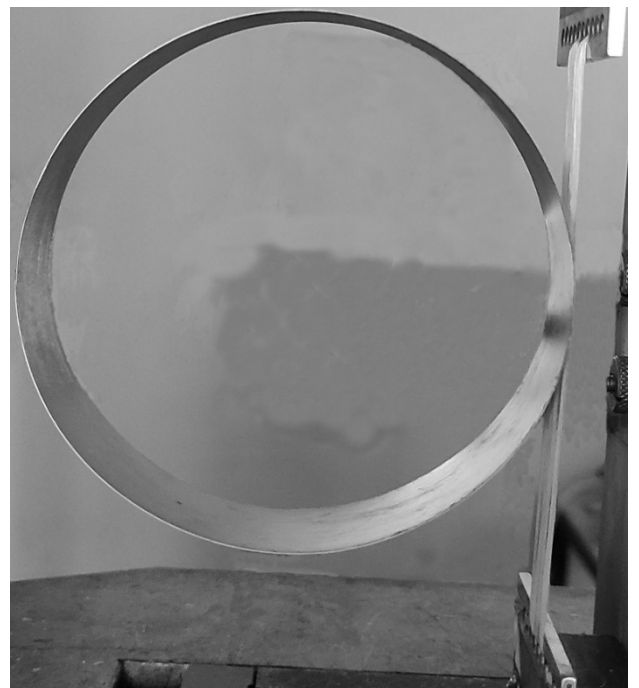
(a)



(б)



(в)



(г)

Рисунок 3.17 – Формы потери устойчивости оболочек из стали (а), алюминия (б), термопласта (в) и исходная форма оболочки (г) в начале нагружения

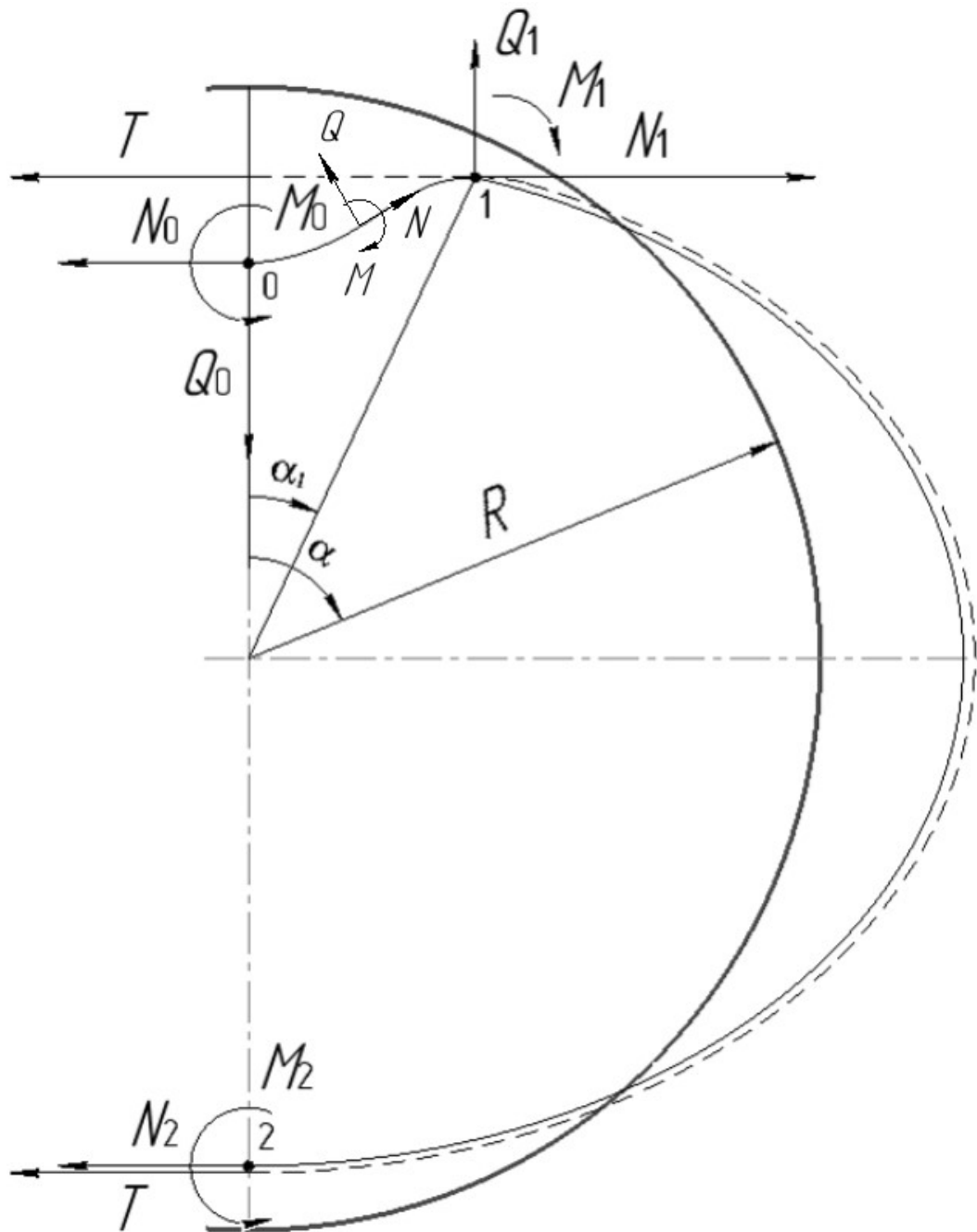


Рисунок 3.18 – Условия нагружения и деформированное состояние оболочки.

Толстая линия – состояние оболочки до нагружения, тонкая линия – деформированное состояние оболочки,

штриховая линия – положение системы гибких нитей

$$N = B\varepsilon_\alpha, \quad M = \frac{D}{R}\omega', \quad B = \bar{E}h, \quad (3.16)$$

где

$$D = \frac{1}{12}\bar{E}h^3, \quad \bar{E} = \frac{E}{1-\nu^2}.$$

Геометрические соотношения

$$\varepsilon_\alpha = \frac{1}{R}(u' + w) + \frac{1}{2}\omega^2, \quad \omega = \frac{1}{R}(u - w'). \quad (3.17)$$

Здесь штрихом обозначена производная по координате $\alpha - (\cdot)' = d(\cdot)/d\alpha$. N , Q , M – кольцевое усилие, поперечное усилие и изгибающий момент, положительные направления которых показаны на Рисунке 3.18, u , w – кольцевое перемещение и прогиб, направленный по наружной нормали, ω – угол поворота нормали к поверхности оболочки. Уравнения 3.16 соответствуют бесконечно длинной цилиндрической оболочке. Для кольца в них следует принять $\nu = 0$. Во второе уравнение (3.15) входит давление, создаваемое натяжением нитей T , которое изменяется по углу α следующим образом:

$$q_T = 0 \text{ при } 0 \leq \alpha \leq \alpha_1 \text{ и } q_T = T(1 + \omega') \text{ при } \alpha_1 \leq \alpha \leq \pi. \quad (3.18)$$

Введём безразмерные величины усилий, перерезывающей силы, моментов и перемещений

$$\bar{N} = \frac{N}{T}, \quad \bar{Q} = \frac{Q}{T}, \quad \bar{M} = \frac{M}{TR}, \quad \bar{u} = \frac{u}{R}, \quad \bar{w} = \frac{w}{R}. \quad (3.19)$$

На участке 0-1, как следует из Рисунка 3.18, отсутствует давление на оболочку от системы нитей, т.е. $q_T = 0$ и уравнения (3.15) в свою очередь принимают вид

$$\bar{N}' + \bar{Q}(1 + \omega') = 0, \quad \bar{Q}' - \bar{N}(1 + \omega') = 0, \quad \bar{M}' - \bar{Q} = 0. \quad (3.20)$$

Складывая первые два уравнения (3.20), получим

$$\bar{N}'\bar{N} + \bar{Q}'\bar{Q} = 0.$$

Интегрируя с учётом граничных условий в точке 0 ($\bar{N} = \bar{N}_0, \bar{Q} = 0$), имеем

$$\bar{N}^2 + \bar{Q}^2 = \bar{N}_0^2. \quad (3.21)$$

Выражая отсюда \bar{Q} и подставляя в первое уравнение (3.20), получим

$$\bar{N}' + \sqrt{\bar{N}_0^2 - \bar{N}^2} (1 + \omega') = 0.$$

Интегрируя последнее соотношение с учётом граничных условий (Рисунок 3.18)

$$\bar{N}(\alpha = 0) = \bar{N}_0, \quad \omega(\alpha = 0) = 0,$$

найдем

$$\arcsin \frac{\bar{N}}{\bar{N}_0} = \frac{\pi}{2} - (\alpha + \omega).$$

Отсюда

$$\bar{N} = \bar{N}_0 \cos(\alpha + \omega), \quad \bar{Q} = \bar{N}_0 \sin(\alpha + \omega)$$

(3.22)

Поскольку $\bar{N}(\alpha = \alpha_1) = \bar{N}_1 = \bar{N}_0$ и $\bar{Q}(\alpha = \alpha_1) = \bar{Q}_1 = 0$ (Рисунок 3.18) имеем

$$\omega(\alpha = \alpha_1) = -\alpha_1$$

(3.23)

Из уравнений (3.16) с учётом обозначений (3.19) получим следующее выражение для изгибающего момента:

$$M = \frac{\omega'}{\lambda^2},$$

(3.24)

где

$$\lambda^2 = \frac{TR^2}{D}.$$

Продифференцируем соотношение (3.24)

$$M' = \frac{\omega''}{\lambda^2},$$

и выразим его через \bar{Q} с помощью последнего уравнения (3.20)

$$\bar{Q} = \bar{M}' = \frac{\omega''}{\lambda^2}.$$

Подставив в получившееся выражение \bar{Q} из второго равенства (3.22)

$$\frac{\omega''}{\lambda^2} = \bar{N}_0 \sin(\alpha + \omega),$$

запишем следующее уравнение для ω :

$$\omega'' - \lambda^2 \bar{N}_0 \sin(\alpha + \omega) = 0. \quad (3.25)$$

Оценим функцию $\varphi = \alpha + \omega$. Согласно граничным условиям в точках 0 и 1 (Рисунок 3.18) имеем $\varphi(\alpha = 0) = 0$ и $\varphi(\alpha = \alpha_1) = 0$. Таким образом, функция φ обращается в ноль на границах интервала интегрирования уравнения (3.25). Считая её малой внутри этого интервала, примем $\sin \varphi \approx \varphi$ и упростим соответствующим образом уравнение (3.25). Учтём также, что $\lambda^2 \bar{N}_0 < 0$ так как усилие N_0 (Рисунок 3.18) по условиям задачи является сжимающим. В результате, уравнение (3.25) принимает вид

$$\omega'' + k_1^2 (\omega + \alpha) = 0, \quad (3.26)$$

где

$$k_1^2 = -\lambda^2 \bar{N}_0.$$

Общее решение этого уравнения

$$\omega = C_1 \sin k_1 \alpha + C_2 \cos k_1 \alpha - \alpha.$$

Условие $\omega(\alpha = 0) = 0$ даёт $C_2 = 0$, а из условия (3.24) следует $\sin k \alpha_1 = 0$. Таким образом,

$$k_1 = \frac{\pi}{\alpha_1}, \quad \bar{N}_0 = -\frac{\pi^2}{\alpha_1^2 \lambda^2} \quad \text{и} \quad \omega = C_1 \sin \frac{\pi \alpha}{\alpha_1} - \alpha. \quad (3.27)$$

Преобразуем этот результат. Используя равенство (3.24), запишем изгибающий момент, действующий в точке 0 (Рисунок 3.18)

$$\bar{M}_0 = \frac{1}{\lambda^2} \omega'(\alpha=0) = \frac{1}{\lambda^2} \left(\frac{\pi}{\alpha_1} C_1 - 1 \right).$$

Выражая отсюда C_1 и подставляя в решение (3.27), получим следующее окончательное выражение для угла поворота на участке 0-1:

$$\omega_{01} = \frac{\alpha_1}{\pi} (1 + \lambda^2 \bar{M}_0) \sin \frac{\pi \alpha}{\alpha_1} - \alpha. \quad (3.28)$$

Найдём прогиб оболочки на участке 0-1. Предположим, что оболочка является недеформируемой в кольцевом направлении и примем в равенствах (3.16) $B \rightarrow \infty$.

Тогда $\varepsilon_\alpha = 0$ и из уравнений (3.17) при учёте обозначений (3.19) следует

$$\bar{u}' = -\bar{w} - \frac{\omega^2}{2}, \quad \omega' = \bar{u}' - \bar{w}'' . \quad (3.29)$$

Исключая u' , придём к уравнению для прогиба

$$\bar{w}'' + \bar{w} = -f(\alpha), \quad (3.30)$$

где

$$f(\alpha) = \omega' + \frac{\omega^2}{2}.$$

Решение этого уравнения, удовлетворяющее условию симметрии $\bar{w}'(\alpha=0) = 0$ (Рисунок 3.18), определяет прогиб оболочки на участке 0-1:

$$\bar{w}_{01} = C_{01} \cos \alpha - \sin \alpha \int_0^\alpha f_{01}(\alpha) \cos \alpha d\alpha + \cos \alpha \int_0^\alpha f_{01}(\alpha) \sin \alpha d\alpha. \quad (3.31)$$

Здесь

$$f_{01}(\alpha) = \omega'_{01} + \frac{1}{2} \omega_{01}^2.$$

Постоянная C_{01} соответствует смещению оболочки как твёрдого тела. Кольцевое перемещение следует из первого уравнения (3.29). Интегрируя его с учётом условия симметрии $\bar{u}(\alpha = 0) = 0$, получим

$$\bar{u}_{01} = - \int_0^\alpha \left(\bar{w}_{01} + \frac{\omega_{01}^2}{2} \right) d\alpha. \quad (3.32)$$

Для участка 1-2 (Рисунок 3.18) уравнения равновесия (3.15) с учётом равенств (3.18) и (3.19) записываются следующим образом:

$$\bar{N}' + \bar{Q}(1 + \omega') = 0, \quad \bar{Q}' - \bar{N}(1 + \omega') = 1 + \omega', \quad \bar{M}' - \bar{Q} = 0. \quad (3.33)$$

Обозначим $\bar{N} + 1 = \bar{N}_r$. Учитывая, что $\bar{N}' = \bar{N}'_r$, представим первые два уравнения (3.33) в виде

$$\bar{N}'_r + \bar{Q}(1 + \omega') = 0, \quad \bar{Q}' - \bar{N}_r(1 + \omega') = 0. \quad (3.34)$$

Эти уравнения аналогичны уравнениям (3.20) и имеют решение аналогичное равенству (3.21), то есть

$$\bar{N}_r^2 + \bar{Q}^2 = C^2.$$

При $\alpha = \alpha_1$ (Рисунок 3.18) имеем

$$\bar{N}_1 = \bar{N}_0, \quad \bar{N}_r = 1 + \bar{N}_0, \quad \bar{Q}_1 = 0.$$

Таким образом,

$$C = \bar{N}_r(\alpha = \alpha_1) = 1 + \bar{N}_0$$

и

$$(1 + \bar{N})^2 + \bar{Q}^2 = (1 + \bar{N}_0)^2. \quad (3.35)$$

Выражая отсюда Q и подставляя в первое уравнение (3.33), получим

$$\bar{N}' + \sqrt{(1 + \bar{N}_0)^2 - (1 + \bar{N})^2} (1 + \omega') = 0.$$

Общее решение этого уравнения

$$\arcsin \frac{1 + \bar{N}}{1 + \bar{N}_0} + \alpha + \omega = C.$$

В точке 1 (Рисунок 3.18) имеем $\alpha = \alpha_1$, $\bar{N} = \bar{N}_0$ и $\omega = -\alpha_1$. Тогда $C = \pi / 2$ и решение принимает вид

$$\bar{N} = (1 + \bar{N}_0) \cos(\alpha + \omega) - 1, \quad \bar{Q} = (1 + \bar{N}_0) \sin(\alpha + \omega). \quad (3.36)$$

В точке 2 (Рисунок 3.18) имеем $\alpha = \pi$, $\omega = 0$ и $\bar{N}_2 = -2 - \bar{N}_0$, $\bar{Q}_2 = 0$. Уравнение равновесия половины оболочки, показанной на Рисунке 3.18

$$N_0 + N_2 + 2T = 0,$$

удовлетворяется при этом тождественно. Приравнивая полученное выше соотношение

$$\bar{Q} = \bar{M}' = \frac{\omega''}{\lambda^2},$$

второму уравнению (3.36), получим

$$\frac{\omega''}{\lambda^2} = (1 + \bar{N}_0) \sin(\alpha + \omega).$$

В результате, выражение принимает вид

$$\omega'' + k_2^2 \sin(\alpha + \omega) = 0, \quad (3.37)$$

где

$$k_2^2 = -\lambda^2 (1 + \bar{N}_0).$$

Предполагается и подтверждается дальнейшим расчётом, что при $\bar{N}_0 < 0$ абсолютная величина $|\bar{N}_0| > 1$. В отличие от уравнения (3.25) это уравнение нельзя

упростить и привести к форме (3.26). Для решения уравнения (3.37) введём новую переменную [66]:

$$y(\alpha) = \alpha + \omega(\alpha)$$

и приведём уравнение (3.37) к виду

$$y'' + k_2^2 \sin y = 0.$$

В этом уравнении проведём замену $(y')^2 = z(y)$, в результате которой придём к уравнению первого порядка

$$z' = -2k_2^2 y' \sin y = 2k_2^2 (\cos y)'.$$

Решение этого уравнения в исходных переменных имеет вид

$$(1 + \omega')^2 = 2k_2^2 \cos(\alpha + \omega) + C_\omega. \quad (3.38)$$

Используя формулы (3.27) для \bar{N}_0 и (3.37) для k_2^2 , найдём $k_2^2 = (\pi^2 / \alpha_1^2) - \lambda^2$. Постоянная C_ω определяется из условия непрерывности угла поворота в точке $\alpha = \alpha_1$ (Рисунок 3.18). Функция $\omega(\alpha_1)$, определяемая уравнением (3.38), должна быть равна функции $\omega_{01}(\alpha_1)$ (3.28). Окончательно, получим следующее уравнение для угла поворота на участке 1-2:

$$\omega'_{12} = \sqrt{(1 + \lambda^2 \bar{M}_0)^2 - 2 \left(\frac{\pi^2}{\alpha_1^2} - \lambda^2 \right) [1 - \cos(\alpha + \omega_{12})]} - 1. \quad (3.39)$$

Решение этого уравнения выражается через эллиптические интегралы. Однако при этом получается достаточно сложная неявная функция $\alpha(\omega_{12})$, неудобная для расчёта. В связи с этим уравнение (3.39) интегрируется численно при граничном условии $\omega_{12}(\alpha = \pi) = 0$ (Рисунок 3.18).

Прогиб оболочки на участке 1-2 определяется следующим равенством

$$\bar{w}_{12} = C_{12} \cos \alpha - \sin \alpha \int_{\alpha_1}^{\alpha} f_{12}(\alpha) \cos \alpha d\alpha + \cos \alpha \int_{\alpha_1}^{\alpha} f_{12}(\alpha) \sin \alpha d\alpha, \quad f_{12}(\alpha) = \omega'_{12} + \frac{1}{2} \omega_{12}^2. \quad (3.40)$$

Постоянная C_{12} выражается через постоянную C_{01} в равенстве (3.31) из условия непрерывности прогиба в точке $\alpha = \alpha_1$ (Рисунок 3.18). Из этого условия получим

$$C_{12} = C_{01} - \frac{\sin \alpha_1}{\cos \alpha_1} \int_0^{\alpha_1} f_{01}(\alpha) \cos \alpha d\alpha + \int_0^{\alpha_1} f_{01}(\alpha) \sin \alpha d\alpha.$$

Постоянная C_{01} соответствует, как уже отмечалось, смещению оболочки как твёрдого тела. Кольцевое перемещение оболочки на участке 1-2 определяется из первого уравнения (3.29). Учитывая условие непрерывности перемещения в точке $\alpha = \alpha_1$ (Рисунок 3.18), получим

$$\bar{u}_{12} = - \int_0^{\alpha_1} \left(\bar{w}_{01} + \frac{1}{2} \omega_{01}^2 \right) d\alpha - \int_{\alpha_1}^{\alpha} \left(\bar{w}_{12} + \frac{1}{2} \omega_{12}^2 \right) d\alpha. \quad (3.41)$$

При этом должно выполняться условие симметрии $\bar{u}_{12}(\alpha = \pi) = 0$ (Рисунок 3.18).

Критическое натяжение нитей, при котором оболочка теряет устойчивость, определяется в результате расчёта, состоящего из нескольких этапов. На первом этапе задаётся параметр λ^2 (3.24), в который входит неизвестное усилие натяжения T . На втором этапе задаётся угол α_1 . Тогда для определения угла поворота $\omega(\alpha)$ с помощью уравнений (3.28) и (3.39) необходимо знать момент \bar{M}_0 . Этот момент находится в результате численного интегрирования уравнения (3.25) – он определяется методом пристрелки так, чтобы выполнялось граничное условие $\omega_{12}(\alpha = \pi) = 0$ (Рисунок 3.18). На третьем этапе при найденном значении \bar{M}_0 и заданной величине λ^2 определялся соответствующий этим параметрам угол α_1 . Для этого используется условие симметрии осевого перемещения (3.41) –

$$\bar{u}_{12}(\alpha = \pi) = 0.$$

В результате такой довольно сложной процедуры получается угол поворота $\omega(\alpha)$, соответствующий заданному параметру λ^2 . На заключительном этапе расчёта с помощью уравнений (3.31) и (3.40) определяется прогиб оболочки. При этом оказывается, что существует некоторое критическое значение параметра λ_{cr}^2 такое,

что при $\lambda^2 < \lambda_{cr}^2$ существует только тривиальное решение $w \equiv 0$, соответствующее докритическому состоянию оболочки. В результате трудоёмкого параметрического анализа получено [44,193]

$$\lambda_{cr}^2 = 732.$$

Форма оболочки, потерявшей устойчивость, при этом значении параметра и $\alpha_1 = 6.39^\circ$ при $C_{01} = \bar{w}(\alpha = 0) = 0.2$ показан на Рисунке 3.19.

Таким образом, результатом приведённого выше достаточно сложного анализа является универсальная и простая формула для критического натяжения

$$T_{cr} = \frac{\lambda_{cr}^2 D}{R^2},$$

где

$$\lambda_{cr}^2 = 732. \quad (3.42)$$

Для проверки полученного результата были испытаны оболочки из алюминия, стали и термопласта (ПЭТФ), нагружавшиеся натянутыми нитями на разрывной машине. Результаты эксперимента представлены в Таблице 3.2. Среднее экспериментальное значение λ_{cr}^2 составляет 741, что отличается от расчётного результата на 1.2%.

Критическое напряжение в оболочке определяется по формуле

$$\sigma_{cr} = q_{cr} R / h,$$

где

$$q_{cr} = T_{cr} / R -$$

контактное давление на оболочку, создаваемое нитями. С учётом равенства (3.42) получим

$$\sigma_{cr} = \frac{\lambda_{cr}^2 D}{R^2 h}. \quad (3.43)$$

Как известно, при действии равномерного давления жидкости или газа на бесконечно длинную цилиндрическую оболочку критическое напряжение имеет вид

$$\sigma_{cr} = 3D / R^2h.$$

Это напряжение в 244 раза меньше напряжения (3.43).

Полученный результат справедлив для упругой оболочки при $\sigma_{cr} \leq \sigma_t$, где σ_t – предел текучести материала. Величина σ_{cr} для экспериментальных оболочек приведена в Таблице 3.2. Она значительно меньше предела текучести, который для алюминия, стали и термопласта составляет соответственно 267.27 МПа, 486.14 МПа и 63.64 МПа. Если $\sigma_{cr} > \sigma_t$, оболочка теряет устойчивость за пределом упругости.

Согласно концепции продолжающегося нагружения [46], в этом случае в выражении (3.16) для изгибной жёсткости принимается $\nu = 1/2$ и $E = E_t$, где E_t – касательный модуль. Таким образом, в равенстве (3.42) принимается $D = E_t h^3 / 9$.

Таким образом в рамках нелинейной теории оболочек найдено решение, определяющее критическую величину натяжения нитей, наматываемых на бесконечно длинную цилиндрическую оболочку, и критическое напряжение, определяющее потерю лейнером устойчивости при намотке композитного слоя. Получено универсальное выражение для критического натяжения, зависящего от радиуса и изгибной жёсткости оболочки. Полученное решение подтверждено экспериментально на модельных оболочках из алюминия, стали и термопласта.

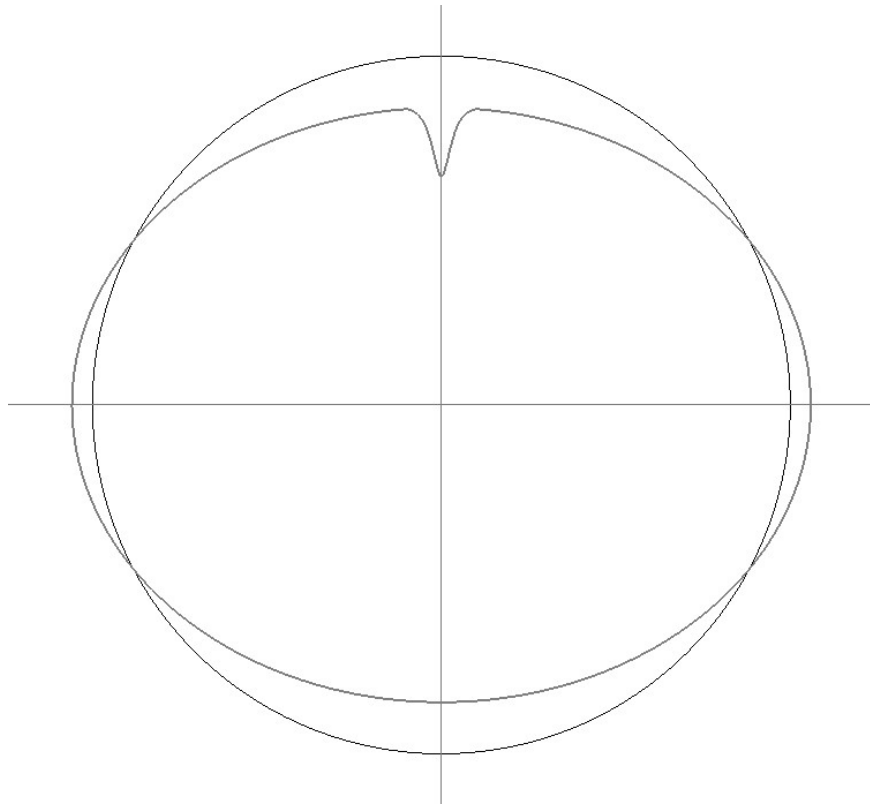


Рисунок 3.19 – Прогиб оболочки, построенный по результатам параметрического анализа

Таблица 3.2 – Результаты экспериментальных исследований устойчивости кольцевых образцов, изготовленных из различных материалов

Материал оболочки	R , мм	h , мм	T_{cr} , Н/мм	σ_{cr} , МПа	E , ГПа	ν	λ_{cr}^2
Алюминий	42.00	0.165	12.50	75.8	72.1	0.3	753
Алюминий	31.50	0.096	4.44	46.3	72.3	0.3	741
Сталь	50.02	0.183	37.33	204	222	0.3	736
Термопласт	40.10	0.242	3.13	12.9	5.22	0.4	739
Термопласт	40.14	0.232	2.57	11.1	5.10	0.4	739
Термопласт	40.40	0.260	3.94	15.2	5.26	0.4	737

3.2.3 Деформации в лейнере при термообработке

В металлическом лейнере криогенного топливного бака при нагревании заготовки бака для отверждения полимерного композиционного материала в термопечи (см. Раздел 3.1, Рисунок 3.1, Операции 25, 50) образуются сжимающие напряжения. Это связано с тем, что коэффициент температурного расширения металлического лейнера, как правило, значительно больше, чем у композиционных материалов, применяемых в силовых слоях бака. Возникающие напряжения могут вызвать потерю устойчивости лейнера, которая проявляется в отслоении лейнера от наружной композитной оболочки (Рисунок 3.20).

Эта задача может быть решена путём оценки деформаций, возникающих в лейнере бака при различном температурном нагружении и сравнении их с деформациями, вызывающими потерю устойчивости оболочки, находящейся в абсолютно жёсткой среде, моделирующей композитный слой бака. Рассмотрим бесконечно длинную изотропную цилиндрическую оболочку, находящуюся в абсолютно жёсткой среде. С помощью уравнений нелинейной теории цилиндрических оболочек, учитывающих изменения радиусов кривизны срединной поверхности оболочки [34], получим решение [44], определяющее предельную величину докритической деформации оболочки.

Согласно представленным в Главе 2 конструктивным концепциям металлокомпозитного криогенного топливного бака, а также в соответствии с технологической маршрутной картой процесса изготовления металлокомпозитного бака, представленной в Разделе 3.1 на Рисунке 3.1, имеется несколько расчётных случаев для определения температурных деформаций в лейнере:

- 1) В случае 1, когда заданная толщина металлического лейнера достаточна (строго выполняется соотношение (2.2.1)) для восприятия расчётного внутреннего давления и не требуется намотки силового кольцевого слоя композитного материала, необходимо оценить только одну величину

температурной деформации (Оп.50, Рисунок 3.1). При этом отверждаемый пакет композитного материала будет представлять собой три слоя материала: изотропный лейнер, неотверждённый сетчатый слой рёбер и неотверждённый слой наружной обшивки.

- 2) В случае 2, когда соотношение (2.2.1) не выполняется и композитные слои состоят либо из кольцевых слоёв (выполняется соотношение (2.2.2)), либо из совокупности спиральных и кольцевых слоёв (выполняется соотношение (2.2.8)), тогда необходимо провести два расчёта на температурные деформации.

2.1 Первый расчёт соответствует (Оп.25, Рисунок 3.1) – промежуточное отверждение силового слоя на металлическом лейнере.

2.2 Второй расчёт соответствует (Оп.50, Рисунок 3.1) – окончательное отверждение неотверждённого сетчатого слоя рёбер и неотверждённого слоя наружной обшивки на композитном материале, состоящем из слоя металлического лейнера и композитного силового слоя.

Определим температурные деформации, возникающие в металлическом лейнере в процессе температурного отверждения. Для этого необходимо использовать уравнения линейной термоупругости в безмоментной постановке, считая сетчатый слой недеформируемым по толщине, а также пренебрегая свойствами материала сетчатого слоя в направлениях, отличных от направления армирования однонаправленных рёбер. Для слоёв стенки бака запишем следующие соотношения.

Для слоя 1, изотропного металлического лейнера:

$$\sigma_{\alpha}^{(1)} = \bar{E}(\varepsilon_{\alpha} + \nu\varepsilon_{\beta} - (1 + \nu)\alpha\Delta T);$$

$$\sigma_{\beta}^{(1)} = \bar{E}(\nu\varepsilon_{\alpha} + \varepsilon_{\beta} - (1 + \nu)\alpha\Delta T).$$

Для слоя 2, силовой обшивки «01» [34]:

$$\begin{aligned}\sigma_{\alpha}^{(2)} &= B_{11}^{o1} \varepsilon_{\alpha}^{o1} + B_{12}^{o1} \varepsilon_{\beta}^{o1} - B_{1T}^{o1} \Delta T; \\ \sigma_{\beta}^{(2)} &= B_{12}^{o1} \varepsilon_{\alpha}^{o1} + B_{22}^{o1} \varepsilon_{\beta}^{o1} - B_{2T}^{o1} \Delta T,\end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned}B_{11}^{o1} &= A_{11}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{11}^{90} h_{90}^{o1}; \\ B_{12}^{o1} &= A_{12}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{12}^{90} h_{90}^{o1}; \\ B_{22}^{o1} &= A_{22}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{22}^{90} h_{90}^{o1}; \\ B_{1T}^{o1} &= A_{1T}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{1T}^{90} h_{90}^{o1}; \\ B_{2T}^{o1} &= A_{2T}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{2T}^{90} h_{90}^{o1}.\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}A_{11}^{90} &= E_2^{90}; \\ A_{12}^{90} &= A_{21}^{90} = E_1^{90} \nu_{12}^{90}; \\ A_{22}^{90} &= E_1^{90}; \\ A_{1T}^{90} &= E_1^{90} \nu_{12}^{90} \alpha_1^{90} + E_2^{90} \alpha_2^{90}; \\ A_{2T}^{90} &= E_1^{90} (\alpha_1^{90} + \nu_{12}^{90} \alpha_2^{90}).\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}A_{11}^{\varphi} &= E_1^{o1} \cos^4 \varphi_{o1} + E_2^{o1} \sin^4 \varphi_{o1} + 2(E_1^{o1} \nu_{12}^{o1} + 2G_{12}^{o1}) \sin^2 \varphi_{o1} \cos^2 \varphi_{o1}; \\ A_{12}^{\varphi} &= A_{21}^{\varphi} = E_1^{o1} \nu_{12}^{o1} + (E_1^{o1} (1 - 2\nu_{12}^{o1}) + E_2^{o1} - 4G_{12}^{o1}) \sin^2 \varphi_{o1} \cos^2 \varphi_{o1}; \\ A_{22}^{\varphi} &= E_1^{o1} \sin^4 \varphi_{o1} + E_2^{o1} \cos^4 \varphi_{o1} + 2(E_1^{o1} \nu_{12}^{o1} + 2G_{12}^{o1}) \sin^2 \varphi_{o1} \cos^2 \varphi_{o1}; \\ A_{1T}^{\varphi} &= E_1^{o1} (\alpha_1^{o1} + \nu_{12}^{o1} \alpha_2^{o1}) \cos^2 \varphi_{o1} + (E_1^{o1} \nu_{12}^{o1} \alpha_1^{o1} + E_2^{o1} \alpha_2^{o1}) \sin^2 \varphi_{o1}; \\ A_{2T}^{\varphi} &= E_1^{o1} (\alpha_1^{o1} + \nu_{12}^{o1} \alpha_2^{o1}) \sin^2 \varphi_{o1} + (E_1^{o1} \nu_{12}^{o1} \alpha_1^{o1} + E_2^{o1} \alpha_2^{o1}) \cos^2 \varphi_{o1};\end{aligned}$$

Для слоя 3, сетчатой структуры, состоящей из рёбер:

$$\begin{aligned}\sigma_{\alpha}^{(3)} &= 2E_{\varphi}^p \bar{\delta}_p \cos^4 \varphi_p \varepsilon_{\alpha}^p + 2E_{\varphi}^p \bar{\delta}_p \sin^2 \varphi_p \cos^2 \varphi_p \varepsilon_{\beta}^p - 2E_{\varphi}^p \bar{\delta}_p \cos^2 \varphi_p \alpha_1^p \Delta T; \\ \sigma_{\beta}^{(3)} &= 2E_{\varphi}^p \bar{\delta}_p \sin^2 \varphi_p \cos^2 \varphi_p \varepsilon_{\alpha}^p + E_{\varphi}^p (2\bar{\delta}_p \sin^4 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}) \varepsilon_{\beta}^p - E_{\varphi}^p (2\bar{\delta}_p \sin^2 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}) \alpha_1^p \Delta T,\end{aligned}$$

где $\varepsilon_{\beta}^p = w_p / R$.



Рисунок 3.20 – Форма потери устойчивости герметизирующего лайнера

Для слоя 4, наружной обшивки «02»:

$$\sigma_{\alpha}^{(4)} = A_{11}^{o2} \varepsilon_{\alpha}^{o2} + A_{12}^{o2} \varepsilon_{\beta}^{o2} - A_{1T}^{o2} \Delta T;$$

$$\sigma_{\beta}^{(4)} = A_{12}^{o2} \varepsilon_{\alpha}^{o2} + A_{22}^{o2} \varepsilon_{\beta}^{o2} - A_{2T}^{o2} \Delta T,$$

где

$$A_{11}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} \cos^4 \varphi_{o2} + \bar{E}_2^{o2} \sin^4 \varphi_{o2} + 2(\bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} + 2G_{12}^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2} \cos^2 \varphi_{o2};$$

$$A_{12}^{o2} = A_{21}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} + (\bar{E}_1^{o2} (1 - 2\nu_{12}^{o2}) + \bar{E}_2^{o2} - 4G_{12}^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2} \cos^2 \varphi_{o2};$$

$$A_{22}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} \sin^4 \varphi_{o2} + \bar{E}_2^{o2} \cos^4 \varphi_{o2} + 2(\bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} + 2G_{12}^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2} \cos^2 \varphi_{o2};$$

$$A_{1T}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} (\alpha_1^{o2} + \nu_{12}^{o2} \alpha_2^{o2}) \cos^2 \varphi_{o2} + (\bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} \alpha_1^{o2} + \bar{E}_2^{o2} \alpha_2^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2};$$

$$A_{2T}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} (\alpha_1^{o2} + \nu_{12}^{o2} \alpha_2^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2} + (\bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} \alpha_1^{o2} + \bar{E}_2^{o2} \alpha_2^{o2}) \cos^2 \varphi_{o2}.$$

Запишем уравнения равновесия и граничные условия для рассматриваемой задачи.

$$\sum_i \sigma_{\alpha}^{(i)} h_i = pR/2; \sum_i \sigma_{\beta}^{(i)} h_i = pR; \varepsilon_{\alpha}^1 = \varepsilon_{\alpha}^2 = \varepsilon_{\alpha}^3 = \varepsilon_{\alpha}^4 = \varepsilon_{\alpha}; \varepsilon_{\beta}^1 = \varepsilon_{\beta}^2 = \varepsilon_{\beta}^3 = \varepsilon_{\beta}^4 = \varepsilon_{\beta} = \frac{w}{R}. \quad (3.44)$$

Подставляя в уравнения равновесия соответствующие слоям напряжения, получим

$$B_{11} \varepsilon_{\alpha} + \frac{B_{12}}{R} w - B_{1T} \Delta T = \frac{pR}{2};$$

$$B_{12} \varepsilon_{\alpha} + \frac{B_{22}}{R} w - B_{2T} \Delta T = pR.$$

Здесь введены следующие обозначения, имеющие смысл коэффициентов жёсткостей и температурной деформации:

$$B_{11} = \bar{E} h_M + A_{11}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{11}^{90} h_{90}^{o1} + 2E_{\varphi}^p \bar{\delta}_p \cos^4 \varphi_p h + A_{11}^{o2} h_{o2};$$

$$B_{12} = \bar{E} h_M \nu + A_{12}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{12}^{90} h_{90}^{o1} + 2E_{\varphi}^p h \bar{\delta}_p \sin^2 \varphi_p \cos^2 \varphi_p + A_{12}^{o2} h_{o2};$$

$$B_{22} = \bar{E} h_M + A_{22}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{22}^{90} h_{90}^{o1} + E_{\varphi}^p h (2\bar{\delta}_p \sin^4 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}) + A_{22}^{o2} h_{o2};$$

$$B_{1T} = \bar{E} h_M (1 + \nu) \alpha + A_{1T}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{1T}^{90} h_{90}^{o1} + 2E_{\varphi}^p h \bar{\delta}_p \cos^2 \varphi_p \alpha_1^p + A_{1T}^{o2} h_{o2};$$

$$B_{2T} = \bar{E} h_M (1 + \nu) \alpha + A_{2T}^{\varphi} h_{\varphi}^{o1} + A_{2T}^{90} h_{90}^{o1} + E_{\varphi}^p h (2\bar{\delta}_p \sin^2 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}) \alpha_1^p + A_{2T}^{o2} h_{o2}.$$

Решая систему уравнений, получим выражения, определяющие осевую деформацию и прогиб стенки бака:

$$\varepsilon_\alpha = \frac{1}{B_{11}} \left(\frac{pR}{2} - \frac{B_{12}}{R} w + B_{1T} \Delta T \right);$$

$$w = \frac{1}{B_{22}B_{11} - B_{12}^2} \left(pR^2 B_{11} + (B_{11}B_{2T} - B_{12}B_{1T}) R \Delta T \right).$$

Соответствующее настоящему прогибу контактное давление стенки бака на тонкостенный лайнер можно определить как:

$$\sigma_\beta^{(1)} h_M = (p + q_1) R;$$

$$q_1 = \frac{\bar{E} h_M}{R} \left(\nu \varepsilon_\alpha + \frac{w}{R} - (1 + \nu) \alpha \Delta T \right) - p,$$

или

$$q_1 = \frac{\bar{E} h_M}{R} \left(\left(\frac{\nu}{2B_{11}} + \frac{B_{11}}{B_{22}B_{11} - B_{12}^2} \right) pR - \nu \frac{B_{12}}{B_{11}R} w + \left(\frac{B_{11}B_{2T} - B_{12}B_{1T}}{B_{22}B_{11} - B_{12}^2} + \nu \frac{B_{1T}}{B_{11}} - (1 + \nu) \alpha \right) \Delta T \right) - p.$$

Кольцевая деформация от изменения температуры определяется при помощи граничных условий (3.44):

$$\varepsilon_M^{\Delta T} = \varepsilon_\beta = \frac{w}{R},$$

или

$$\varepsilon_M^{\Delta T} = \frac{pRB_{11} + (B_{11}B_{2T} - B_{12}B_{1T}) \Delta T}{B_{22}B_{11} - B_{12}^2}. \quad (3.45)$$

Для каждого из рассматриваемых расчётных случаев можно принять стенку бака как состоящую из двух слоёв – неотверждённого композитного слоя и отверждённого слоя – основания. На Рисунке 3.21 представлено схематичное изображение слоёв рассматриваемого материала. Каждый из двух слоёв в

рассматриваемых расчётных случаях обладает собственными средними упругими и температурными характеристиками, определяемыми следующим образом.

Для расчётного случая 1 толщины композитных слоёв h_{o1} , h и h_{o2} в соотношениях для жёсткостей стенки бака могут быть приняты равными 0.

Для расчётного случая 2.1 толщины композитных слоёв h и h_{o2} в соотношениях для жёсткостей стенки бака могут быть приняты равными 0, а модули упругости и коэффициенты температурного расширения в направлении армирования принимаются со значениями для сухого волокна материала композитного слоя внутренней силовой обшивки «01».

Для расчётного случая 2.2 при вычислении жёсткостей для композитной силовой оболочки «01» характеристики принимаются как для отверждённого материала, а для сетчатой структуры и наружной обшивки «02» – принимаются характеристики неотверждённого материала, соответствующие модулю упругости и коэффициенту линейного температурного расширения в направлении армирования для сухого волокна.

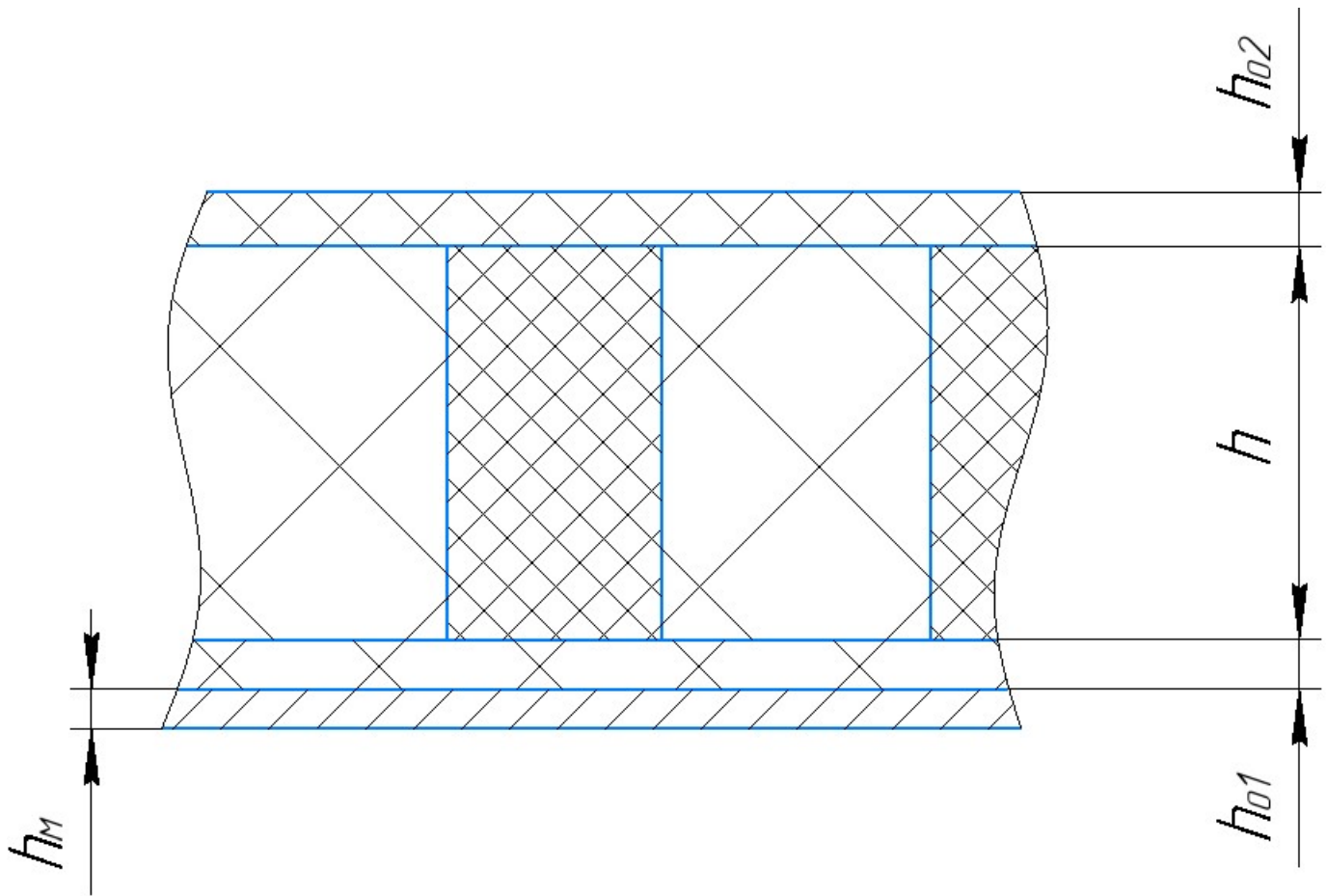


Рисунок 3.21 – Схематичное изображение слоёв стенки бака

3.2.4 Устойчивость тонкостенного металлического лейнера при термообработке

Перейдём к задаче устойчивости металлического лейнера в процессе обжата композитным слоем. Рассмотрим отслоившийся деформированный участок оболочки, показанный на Рисунке 3.22. Нелинейные уравнения (3.15), описывающие деформацию оболочки, в рассматриваемом случае примут вид

$$N' + Q(1 + \omega'_\alpha) = 0, \quad Q' - N(1 + \omega'_\alpha) = 0, \quad M' - RQ = 0, \quad (\cdot)' = \frac{d(\cdot)}{d\alpha}. \quad (3.46)$$

Физические и геометрические соотношения (3.16) и (3.17) перепишем следующим образом

$$N = B\varepsilon_\alpha, \quad M = \frac{D}{R}\omega'_\alpha, \quad B = \bar{E}h, \quad D = \frac{1}{12}\bar{E}h^3, \quad \bar{E} = \frac{E}{1-\nu^2} \quad (3.47)$$

$$\varepsilon_\alpha = \frac{1}{R}(u'_\alpha + w) + \frac{1}{2}\omega_\alpha^2, \quad \omega_\alpha = \frac{1}{R}(u_\alpha - w') \quad (3.48)$$

Здесь N , Q , M – кольцевое усилие, поперечное усилие и изгибающий момент, положительные направления которых показаны на Рисунке 3.22, u_α , w – кольцевое перемещение и прогиб, направленный по наружной нормали, ω_α – угол поворота нормали к поверхности оболочки. Уравнения (3.47) как и в предыдущем рассмотренном в Разделе 3.2.1 случае соответствуют бесконечно длинной цилиндрической оболочке. Для кольца в них следует принять $\nu = 0$.

Уравнения равновесия (3.46) следует дополнить уравнениями равновесия участка 0-1 (Рисунок 3.22) как твёрдого тела. Приравнявая нулю равнодействующие сил, действующих на этот участок, и суммарный момент относительно начала координат, получим

$$\begin{aligned} -N_0 + Q_1 \sin \alpha_1 + N_1 \cos \alpha_1 &= 0, \\ Q_1 \cos \alpha_1 - N_1 \sin \alpha_1 &= 0, \\ -N_0(R - \delta) + N_1 R - M_0 + M_1 &= 0 \end{aligned} \quad (3.49)$$

Рассмотрим равновесие внутренней оболочки, отделённой от наружной композитной (Рисунок 3.23). Как уже отмечалось, на участке 1-2 оболочка сохраняет круговую форму, т.е. на этом участке на оболочку действует равномерное внешнее давление q , а в точке 2 действует только кольцевое усилие равное qR . Решение этих уравнений совместно с уравнениями (3.49) даёт

$$N_0 = -\frac{qR}{\cos\alpha_1}, \quad N_1 = -qR, \quad Q_1 = -P_1 = -qR \operatorname{tg}\alpha_1, \quad M_1 = 0. \quad (3.50)$$

Преобразуем уравнения (3.46) – (3.48). Во-первых, будем считать контур поперечного сечения оболочки нерастяжимым. Тогда из первого равенства (3.48) имеем

$$u'_\alpha = -w - \frac{R}{2}\omega_\alpha^2 \quad (3.51)$$

Во-вторых, обезразмерим следующие переменные

$$\bar{N} = \frac{N}{qR}, \quad \bar{M} = \frac{M}{qR^2}, \quad \bar{u}_\alpha = \frac{u_\alpha}{R}, \quad \bar{w} = \frac{w}{R}, \quad \bar{Q} = \frac{Q}{qR}. \quad (3.52)$$

В результате, система уравнений (3.46) – (3.48) и равенства (3.50) принимают следующий вид:

$$\bar{N}' + \bar{Q}(1 + \omega'_\alpha) = 0, \quad \bar{Q}' - \bar{N}(1 + \omega'_\alpha) = 0, \quad \bar{M}' = \bar{Q}, \quad (3.53)$$

$$\bar{M} = \frac{1}{12\lambda}\omega'_\alpha, \quad \omega'_\alpha = -\left(\bar{w} + \bar{w}'' + \frac{1}{2}\omega_\alpha^2\right), \quad \lambda = \frac{qR^3}{Eh^3}, \quad (3.54)$$

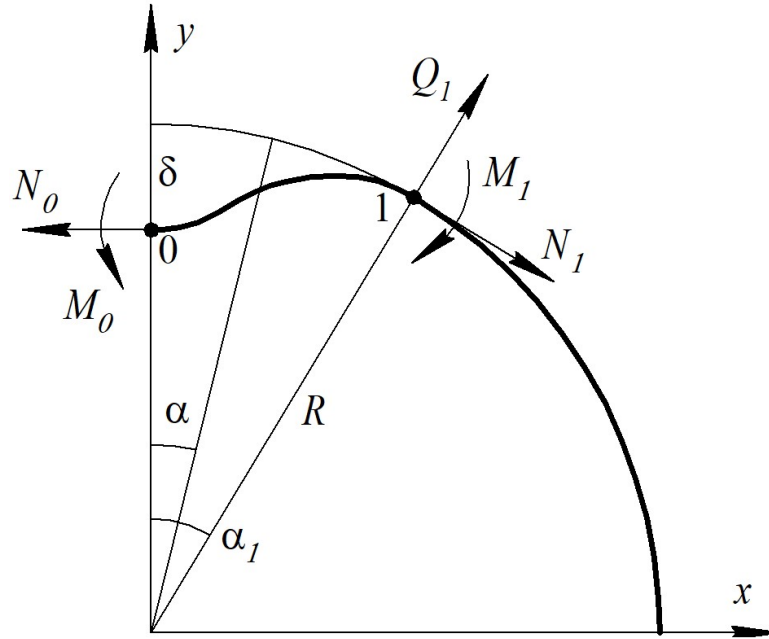


Рисунок 3.22 – Силы и моменты, действующие на отслоившийся участок оболочки

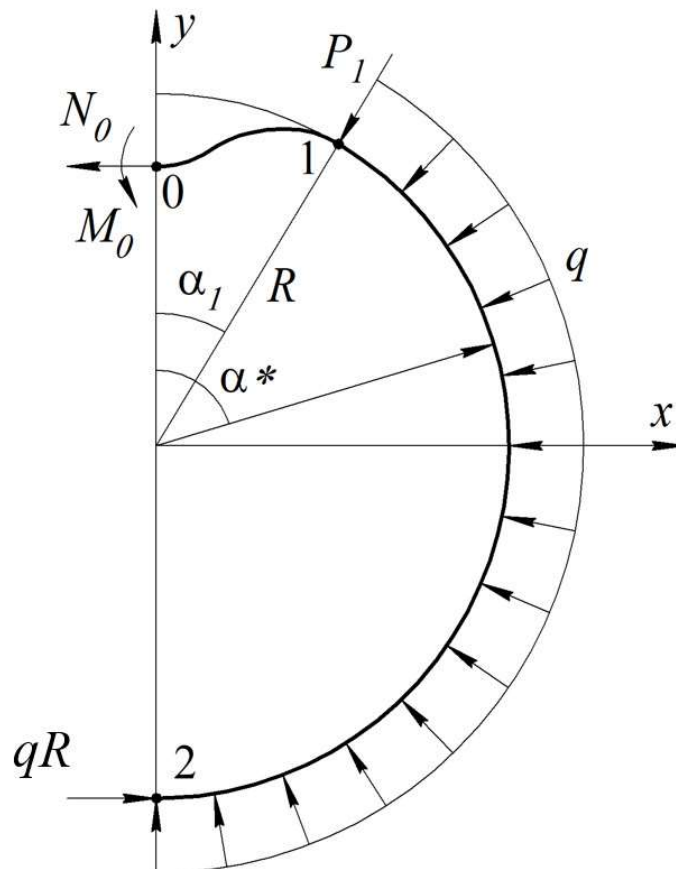


Рисунок 3.23 – Условия нагружения внутренней оболочки

Удовлетворим это уравнение, введя новую функцию $\theta(\alpha)$ такую, что

$$\bar{N}_0 = -\frac{1}{\cos \alpha_1}, \quad \bar{N}_1 = -1, \quad \bar{Q}_1 = -\operatorname{tg} \alpha_1, \quad \bar{M}_1 = 0. \quad (3.55)$$

Для определения критического давления и деформации рассмотрим уравнения (3.53). Складывая первые два уравнения, получим $\bar{N}'\bar{N} + \bar{Q}'\bar{Q} = 0$. Интегрируя с учётом граничных условий в точке 0 ($\bar{N} = \bar{N}_0, \bar{Q} = 0$) и уравнений (3.55), имеем

$$\bar{N}^2 + \bar{Q}^2 = \frac{1}{\cos^2 \alpha_1}.$$

$$\bar{N} = -\frac{\cos \theta}{\cos \alpha_1}, \quad \bar{Q} = -\frac{\sin \theta}{\cos \alpha_1}. \quad (3.56)$$

Учитывая равенства (3.55), можно установить пределы изменения функции $\theta(\alpha)$, то есть

$$\theta(\alpha = 0) = 0, \quad \theta(\alpha = \alpha_1) = \alpha_1. \quad (3.57)$$

Рассмотрим первое уравнение (3.53). Подставляя в него равенства (3.56) и выражая ω'_α через \bar{M} с помощью первого равенства (3.54), получим

$$\theta' - (1 + 12\lambda\bar{M}) = 0. \quad (3.58)$$

Из третьего уравнения (3.53) и второго равенства (3.56) имеем

$$\bar{M}' = \bar{Q} = -\frac{\sin \theta}{\cos \alpha_1}. \quad (3.59)$$

Дифференцируя уравнение (3.58) и исключая \bar{M}' с помощью равенства (3.59), придём к следующему уравнению:

$$\theta'' + k^2 \sin \theta = 0, \quad (3.60)$$

где

$$k^2 = \frac{12\lambda}{\cos \alpha_1}.$$

Решение уравнения (3.60) выражается через эллиптические интегралы. Однако оно неудобно для дальнейшего анализа так как не позволяет получить явного выражения $\theta(\alpha)$. В связи с этим упростим это уравнение, считая, что угол α_1 много меньше π (Рисунки 3.20, 3.23). Учитывая равенства (3.57), можно заключить, что тогда можно считать что угол θ также много меньше π и использовать приближенное соотношение $\sin \theta \approx \theta$. В результате, уравнение (3.60) упрощается следующим образом:

$$\theta'' + k^2\theta = 0$$

Решение этого уравнения, удовлетворяющее граничным условиям (3.57), имеет вид

$$\theta = \frac{\alpha_1 \sin k\alpha}{\sin \eta}, \quad (3.61)$$

Подставляя решение (3.61) в равенство (3.58), найдём изгибающий момент

$$\bar{M} = \frac{1}{12\lambda} \left(\frac{\eta \cos k\alpha}{\sin \eta} - 1 \right). \quad (3.62)$$

Определим момент, действующий на концах участка 1-2 (Рисунок 3.22). Имеем

$$\bar{M}_0 = \bar{M}(\alpha = 0) = \frac{1}{12\lambda} \left(\frac{\eta}{\sin \eta} - 1 \right), \quad \bar{M}_1 = \bar{M}(\alpha = \alpha_1) = \frac{1}{12\lambda} \left(\frac{\eta}{\text{tg} \eta} - 1 \right). \quad (3.63)$$

Для дальнейшего анализа введём вместо давления величину докритической кольцевой деформации оболочки, которая связана с давлением следующим образом $\varepsilon = qR/\bar{E}h$. Используя полученное выражение для преобразования параметра λ через деформацию, получим

$$\lambda = \varepsilon \left(\frac{R}{h} \right)^2. \quad (3.64)$$

Воспользуемся равенствами (3.54), (3.60), (3.61) и (3.64) и запишем развёрнутое выражение для параметра η , то есть

$$\eta = 2\alpha_1 \sqrt{\frac{3\lambda}{\cos \alpha_1}} = 2\alpha_1 \frac{R}{h} \sqrt{\frac{3qR}{Eh \cos \alpha_1}} = 2\alpha_1 \frac{R}{h} \sqrt{\frac{3\varepsilon}{\cos \alpha_1}} \quad (3.65)$$

Отсюда следует, что параметры η и λ являются параметрами нагружения. Рассмотрим первое соотношение (3.63). При малых значениях параметра η имеем $\sin \eta > 0$ и $\bar{M}_0 > 0$. При таком моменте оболочка изгибается наружу, что не соответствует условиям её закрепления. Как следует из Рисунка 3.22, для того, чтобы оболочка изгибалась внутрь, необходимо, чтобы выполнялось условие $\bar{M}_0 < 0$. Для этого в первом равенстве (3.63) должно быть $\sin \eta < 0$, что возможно если нагрузка достигает значения, при котором $\pi < \eta < 2\pi$. Конкретное значение η следует из второго равенства (3.63). Согласно соответствующему уравнению (3.55), $\bar{M}_1 = 0$. В результате, получим следующее уравнение для η :

$$\operatorname{tg} \eta = \eta. \quad (3.66)$$

Заметим, что при этом условии $d\bar{M}_0/d\eta = 0$, то есть если параметр η удовлетворяет уравнению (3.66), то момент \bar{M}_0 принимает минимальное абсолютное значение. Минимальный ненулевой корень уравнения (3.66) – $\eta = 4.4892$.

Определим прогиб оболочки. Из равенств (3.54) и (3.62) имеем

$$\omega'_\alpha = 12\lambda\bar{M} = \frac{\eta \cos k\alpha}{\sin \eta} - 1. \quad (3.67)$$

Угол поворота должен удовлетворять граничному условию (Рисунок 3.22): $\omega_\alpha(\alpha = 0) = 0$. Интегрируя равенство (3.67) с учётом этого условия и равенства (3.61) для η получим

$$\omega_\alpha = \frac{\alpha_1 \sin k\alpha}{\sin k\alpha_1} - \alpha.$$

Отсюда следует, что $\omega_\alpha(\alpha = \alpha_1) = 0$, то есть угол поворота равен нулю в точках 1 и 2 (Рисунок 3.22). Из второго уравнения (3.54) получим

$$\bar{w} + \bar{w}'' = -\left(\omega'_\alpha + \frac{1}{2}\omega_\alpha^2\right), \quad (3.68)$$

где ω'_α определяется равенством

$$\omega'_\alpha = 12\lambda\bar{M} = \frac{\eta \cos k\alpha}{\sin \eta} - 1. \quad (3.69)$$

Решение уравнения (3.68), симметричное по координате α (Рисунок 3.22), имеет вид

$$\bar{w} = \bar{w}_0 \cos \alpha + \cos \alpha \int_0^\alpha \left(\omega'_\alpha + \frac{1}{2}\omega_\alpha^2\right) \sin \alpha d\alpha - \sin \alpha \int_0^\alpha \left(\omega'_\alpha + \frac{1}{2}\omega_\alpha^2\right) \cos \alpha d\alpha. \quad (3.70)$$

Здесь $\bar{w}_0 = \bar{w}(\alpha=0)$ определяет максимальный прогиб оболочки, который находится из условия $\bar{w}(\alpha = \alpha_1) = 0$ (Рисунок 3.22). В результате получим

$$\bar{w}_0 = \operatorname{tg} \alpha_1 \int_0^{\alpha_1} \left(\omega'_\alpha + \frac{1}{2}\omega_\alpha^2\right)_\alpha \cos \alpha d\alpha - \int_0^{\alpha_1} \left(\omega'_\alpha + \frac{1}{2}\omega_\alpha^2\right)_\alpha \sin \alpha d\alpha. \quad (3.71)$$

Подставляя выражение (3.54) в равенства (3.55) – (3.56) и интегрируя, окончательно найдём

$$\bar{w} = \frac{\bar{w}_0 \cos \alpha + \frac{f(\alpha)}{\sin^2 \eta}}{4\left(\frac{\eta}{\alpha_1}\right)^6 - 9\left(\frac{\eta}{\alpha_1}\right)^4 + 6\left(\frac{\eta}{\alpha_1}\right)^2 - 1}, \quad (3.72)$$

где

$$\bar{w}_0 = 2c,$$

$$\begin{aligned}
c &= \frac{\alpha_1^2}{\cos \alpha_1} \left\{ \frac{\cos 2\eta}{4\sin^2 \eta} \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - 1 \right)^2 + \left(4 \left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - 5 \right) \left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 + 1 \right\} - \\
& - \left[5 \left\{ \left(2 \left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - \frac{1}{2} \right) \cos^2 \eta + \frac{1}{2} + \frac{\eta^2}{5} - 2 \left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 \right\} - \frac{\alpha_1^2 \cos^2 \eta}{\cos \alpha_1} \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - \frac{1}{4} \right) \right] \frac{\left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - 1 \right)^2}{\sin^2 \eta}. \\
f(\alpha) &= 4\eta \sin \eta \cos \frac{\eta \alpha}{\alpha_1} \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - \frac{1}{4} \right) \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - 5 \right) - \frac{\alpha_1^2}{2} \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - 1 \right)^2 \cos \frac{2\eta \alpha}{\alpha_1} - \\
& - 8\alpha \alpha_1 \sin \eta \sin \frac{\eta \alpha}{\alpha_1} \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - 1 \right) \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - \frac{1}{2} \right) + \\
& + \cos \alpha \left[\eta \sin \eta \left(21 \left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - 4 \left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^4 - 5 \right) + \right. \\
& \left. + 2 \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - 1 \right)^2 \left\{ 5 \cos^2 \eta \left(2 \left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - \frac{1}{2} \right) + (\alpha_1^2 - 10) \left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 + \frac{5}{2} \right\} \right] + \\
& + 8 \left\{ \cos^2 \eta \left(\alpha^2 - \frac{5}{2} \right) - \alpha^2 - \frac{\alpha_1^2}{4} + \frac{5}{2} \right\} \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - 1 \right)^2 \left(\left[\frac{\eta}{\alpha_1} \right]^2 - \frac{1}{2} \right),
\end{aligned}$$

Зависимости $\bar{w}(\alpha)$, соответствующие $\alpha_1 = 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$ показаны на Рисунке 3.24.

Определим угол α_1 (Рисунок 3.22). При потере устойчивости на участке 0-1 (Рисунок 3.23) образуется прогиб оболочки и точка 1 при принятом ранее условии нерастяжимости оболочки при этом смещается в кольцевом направлении на величину $u_\alpha^{(1)}$, которую можно определить проинтегрировав уравнение (3.51). Учитывая граничное условие $u_\alpha(\alpha=0) = 0$, получим

$$u_\alpha^{(1)} = -R \int_0^{\alpha_1} \left(\bar{w} + \frac{1}{2} \omega_\alpha^2 \right) d\alpha. \quad (3.73)$$

Интегрируя выражение (3.73), найдём

$$u_{\alpha}^{(1)} = \frac{g(\alpha_1) \cdot R}{2\eta^2 \cos \alpha_1 \sin^2 \eta \sin^2 2\eta (\alpha_1^2 - 4\eta^2) (\alpha_1^2 - \eta^2)^2}, \quad (3.74)$$

где

$$g(\alpha_1) = \alpha_1^3 \eta (\alpha_1^2 - \eta^2)^2 \left\{ -\alpha_1 \eta \sin \alpha_1 \cos^2 2\eta + \left[\frac{3}{2} (\alpha_1^2 - 4\eta^2) \cos^2 \eta - 2\alpha_1^2 + 6\eta^2 \right] \cos \alpha_1 \sin 2\eta \right\} +$$

$$+ \left[\begin{array}{l} \alpha_1^5 \eta \cos \alpha_1 \sin \eta \cos \eta (\alpha_1^2 - \eta^2)^2 + 5\eta^6 (2 - \alpha_1^2) + \\ + \alpha_1 (\alpha_1^2 - 4\eta^2) \left((\eta^4 (\alpha_1^2 - 10) (\eta^2 - 2\alpha_1^2) + \alpha_1^6 (\eta^2 - 2)) \cos^2 \eta \right) + \cos \alpha_1 + \\ + 4\alpha_1^4 \eta \sin \eta \cos \eta (\eta^2 - 1) + 4\eta^4 \alpha_1^2 (\alpha_1^2 - 5) + 2\alpha_1^6 (1 - \eta^2) \end{array} \right] \cos 2\eta +$$

$$+ 2\eta^2 \left[\begin{array}{l} \left\{ 4(2\alpha_1^2 - 5)\eta^6 + 5\alpha_1^2 (9 - 2\alpha_1^2)\eta^4 + 2\alpha_1^4 (\alpha_1^2 - 15)\eta^2 + 5\alpha_1^6 \right\} \cos^2 \eta + \\ + \alpha_1^2 \eta (5\alpha_1^4 - 21\alpha_1^2 \eta^2 + 4\eta^4) \sin \eta \cos \eta + \\ + \left\{ 10(\alpha_1^2 - 2)\eta^4 + 5\alpha_1^2 (5 - \alpha_1^2)\eta^2 + \alpha_1^6 - 5\alpha_1^4 \right\} (\alpha_1^2 - \eta^2) \end{array} \right] \sin \alpha_1$$

$$+ (\alpha_1^2 - 2\eta^2) \left\{ \begin{array}{l} \alpha_1 \left[\begin{array}{l} 2(\alpha_1^6 - 10\eta^4 \alpha_1^2 + 5\eta^6) \cos^2 \eta + 2\alpha_1^4 \eta (\alpha_1^2 - \eta^2) \sin 2\eta + \\ + (\alpha_1^2 - 10)\eta^6 + 2\alpha_1^2 (10 - \alpha_1^2)\eta^4 + \alpha_1^6 (\eta^2 - 2) \end{array} \right] \cos \alpha_1 - \\ - \eta^2 \left[\begin{array}{l} 2\left\{ (5 - 2\alpha_1^2)\eta^4 + 2\alpha_1^2 (5 - \alpha_1^2)\eta^2 + 5\alpha_1^4 \right\} \cos^2 \eta + \\ + 2\eta \alpha_1^2 (5\alpha_1^2 - 2\eta^2) \sin \eta \cos \eta + \\ + \left\{ 5(2 - \alpha_1^2)\eta^2 + (\alpha_1^2 - 10)\alpha_1^2 \right\} (\alpha_1^2 - \eta^2) \end{array} \right] \sin \alpha_1 \end{array} \right\}.$$

Поскольку оболочка имеет предварительную деформацию сжатия ε , эта деформация релаксирует при потере устойчивости так, что $u_{\alpha}^{(1)} = \varepsilon l^*$. Здесь $l^* = R\alpha^*$ – длина по окружности, на которой происходит релаксация деформации (Рисунок 3.23). Определить эту длину и соответствующий угол α^* не представляется возможным так как они зависят от величины накопленной в оболочке упругой энергии и силы трения между оболочкой и окружающей её средой. Однако возможны два предельных случая. Если оболочка жёстко связана со средой в

кольцевом направлении, то проскальзывать может только её отслоившийся участок и $\alpha^* = \alpha_1$. Если трение между оболочкой и средой отсутствует, то проскальзывает вся оболочка и $\alpha^* = \pi$ (Рисунок 3.23). Возможны также некоторые промежуточные варианты, для которых, например, $\alpha^* = \pi / 4, \pi / 2, 3\pi / 4$. Таким образом, имеем

$$R\alpha^* \varepsilon = -u_{\alpha}^{(1)}.$$

Подставляя ε из равенства (3.64), найдём

$$\left(\frac{h}{R}\right)^2 = -\frac{u_{\alpha}^{(1)}}{\alpha^* \lambda R}. \quad (3.75)$$

Из первого равенства (3.65) имеем

$$\lambda = \frac{\eta^2 \cos \alpha_1}{12\alpha_1^2}. \quad (3.76)$$

Таким образом

$$\left(\frac{h}{R}\right)^2 = -\frac{12\alpha_1^2 u_{\alpha}^{(1)}}{R\eta^2 \alpha^* \cos \alpha_1}. \quad (3.77)$$

Это условие определяет зависимость α_1 от h/R , которая показана на Рисунке 3.25 для случаев $\alpha^* = \pi / 4, \pi / 2, 3\pi / 4, \pi$.

Критическая деформация определяется из равенств (3.64) и (3.77) и имеет вид

$$\varepsilon_{cr} = \frac{\eta^2 \cos \alpha_1}{12\alpha_1^2} \left(\frac{h}{R}\right)^2. \quad (3.78)$$

Зависимости критической деформации от отношения h/R показаны для различных значений угла α^* на Рисунке 3.26. Точками показаны экспериментальные результаты, полученные при нагреве двухслойных колец с внутренним слоем из нержавеющей стали с толщиной 0,5 мм и наружным слоем из углепластика, полученные в работе [40]. Этот эксперимент может быть использован для оценки угла α^* , который составляет $\pi / 7$.

Критическая деформация (3.78) зависит от модуля упругости и толщины теряющей устойчивость оболочки через угол α^* . Чем больше энергия деформаций докритического состояния, которая пропорциональна этим параметрам, тем больше угол α^* . Как следует из Рисунка 3.26, величина этого угла оказывает значительное влияние на критическую деформацию.

В работах по устойчивости оболочки в жёсткой среде критическая деформация оболочки аппроксимируется следующим соотношением:

$$\varepsilon_{cr} = C \left(\frac{h}{R} \right)^{1.2}, \quad (3.79)$$

Где C – некоторый коэффициент. Для кривой, соответствующей $\pi / 7$, получим $C = 0.73$. Ранее другими исследователями были получены следующие значения: в работе [135] – $C = 1.11$, в [136] – $C = 1.2$, в [147] $C = 0.43$, в [31] $C = 1$, в [43] $C = 0.55$.

Эмпирическая формула (3.79) может быть использована для сравнения критической деформации внутренней оболочки с деформацией, возникающей от воздействия перепада температур во время температурной обработки, вычисляемой по формуле (3.45). При выполнении соотношения

$$\varepsilon_{cr} < \varepsilon_M^{\Delta T}, \quad (3.80)$$

внутренняя герметизирующая оболочка сохраняет прочность и устойчивость.

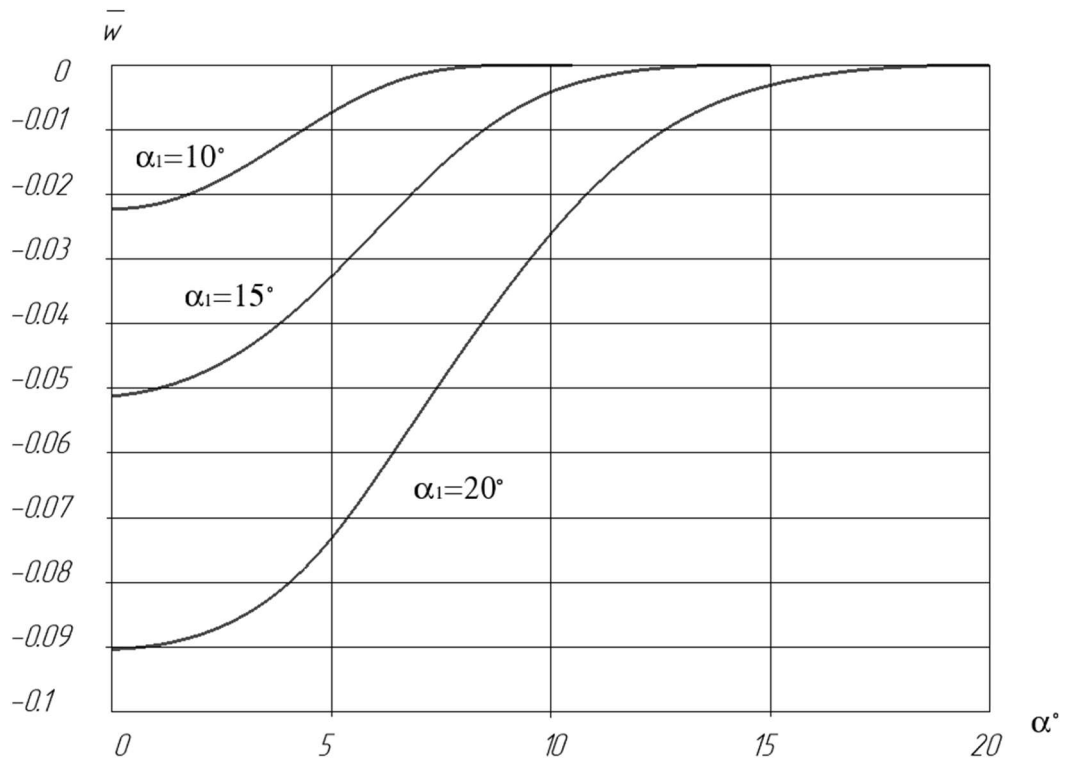


Рисунок 3.24 – Прогиб оболочки при различных значениях угла α_1

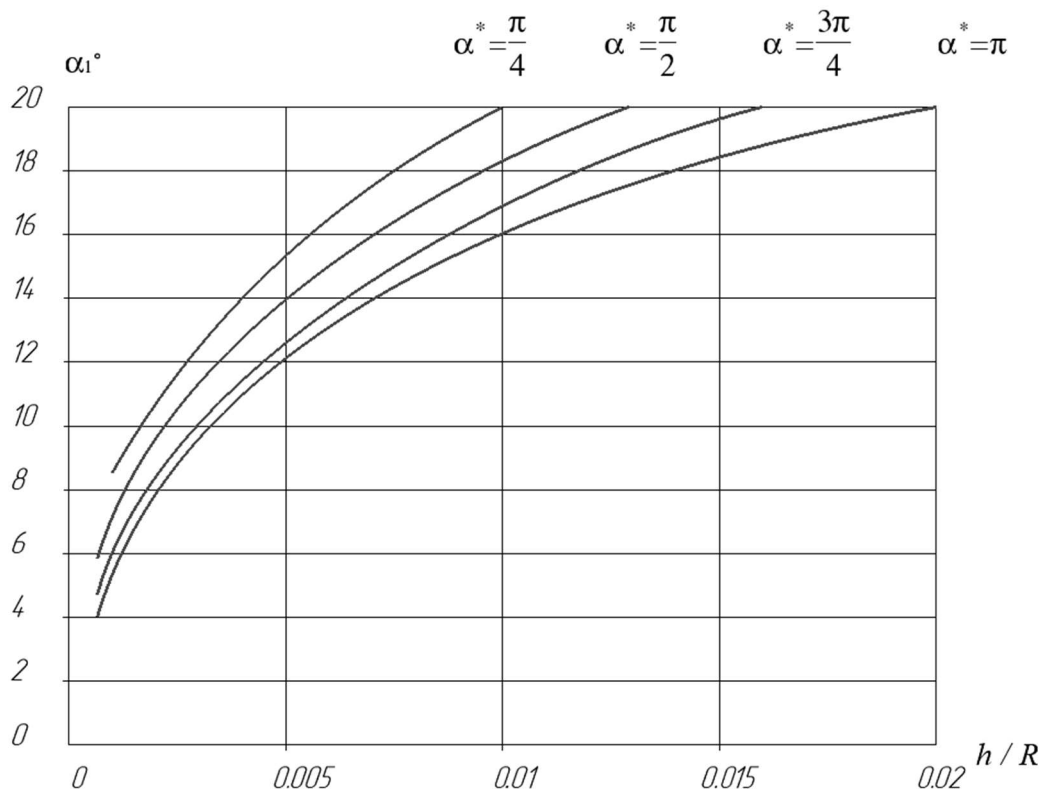


Рисунок 3.25 – Зависимость угла α_1 от отношения h/R при различном значении угла α^*

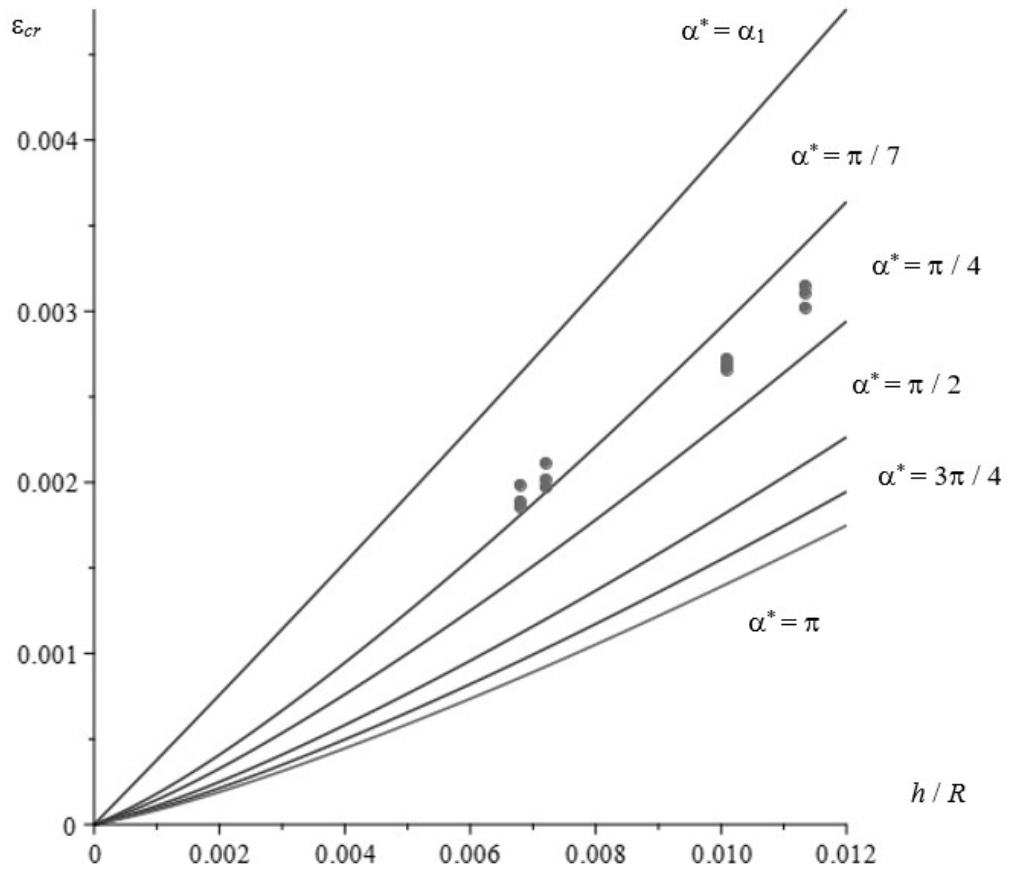


Рисунок 3.26 – Зависимость критической деформации от отношения h/R при различном значении угла α^*

3.3 Проблемы внедрения измерительных систем в материал и конструкцию бака

Как отмечалось выше, конструкция криогенного топливного бака является сложной интегрально изготовленной системой, содержащей в себе значительное количество разнотипных конструктивных элементов и разнородные материалы. В корпусе бака имеются: тонкостенный титановый лейнер в виде бака, силовая углепластиковая оболочка, сетчатая цилиндрическая оболочка, тонкостенная обшивка, лёгкий наполнитель, металлические закладные элементы. Очевидно, что напряжённно-деформированное состояние стенки бака (Рисунок 2.25) является достаточно сложным, что подтверждается результатами прочностных расчётов, представленных в Главе 2 настоящей работы.

Традиционные методы тензометрии не могут в полной мере обеспечить точное исследование объекта измерения, так как многопозиционная система измерения с применением тензометров при сложной конфигурации испытуемой конструкции или при неясном распределении напряжений позволяет только приближённо определить топографию распределения деформаций и температурного поля по наружной обшивке конструкции. Это связано с тем, что тензометрические датчики имеют конкретные размеры, и не могут быть размещены в любой точке поверхности. Кроме этого толщина стенки бака составляет более 20 мм, что затрудняет оценку напряжённно-деформированного состояния только всей стенки только по её наружной поверхности.

Одним из наиболее перспективных путей перехода на качественно новый уровень надёжности и безопасности авиационной и ракетно-космической техники является разработка и применение инкорпорированных в ПКМ систем контроля за его деформированным и тепловым состояниями. Большой интерес в этом направлении представляют информационные системы с датчиками на основе оптических волокон (волоконно-оптические датчики, ВОД, optical fiber sensors), обладающие высокими метрологическими характеристиками, надёжностью,

стабильностью, малыми габаритами и оптимальной совместимостью с электронными системами обработки информации [53]. Одним из типов ВОД, наиболее часто используемых при мониторинге НДС композиционных материалов, является сенсорная система на основе внутриволоконных брэгговских решёток (ВБР) [65,148,164].

В основе ВБР лежит явление дифракции, возникающей в том случае, если у материала сердцевины оптического волокна периодически изменяется показатель преломления. Период модуляции Λ показателя преломления при изготовлении решётки подбирают таким образом, чтобы при отражении от неё светового луча возникал резонанс на нужной длине волны. Соответствующая этой длине волны частота называется частотой Брэгга [65,148].

Датчики, основанные на ВБР, опрашиваются при помощи интеррогатора (системы опроса), принцип действия которого основан как правило на технологии настраиваемого оптоволоконного фильтра Фабри-Перо [65,148]. Подробное описание принципов работы такой измерительной системы не входят в задачи настоящей работы, исследования по определению деформаций с использованием ВБР в изделиях и образцах из углепластиков проводятся в России НИЦ «Курчатовский институт» – «ВИАМ», АО «Композит», ООО «Нева Технолоджи», АО «НИИФИ», ФАУ «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», АО «ЦНИИСМ», ПФИЦ УРО РАН. В этих работах рассмотрены варианты определения деформаций на образцах из углепластика в лабораторных условиях при силовом нагружении [65], в процессе технологической переработки углепластиковой заготовки [86], в процессе мониторинга изделий космической техники [124], на макетах изделий и образцах из органопластика [19].

Одной из проблем, возникающих при закладке волоконнооптических датчиков в композиционный материал, является формирование выводов оптического волокна. В [81] предлагается устройство выхода ВОД с использованием гибкого кембрика, который защищает внешнюю часть световода и не интегрируется в основную массу изделия.

Как показала технологическая отработка [7], метод использования гибкого кембрика не пригоден для рассматриваемой конструкции, так как в процессе термообработки на границе раздела, отделяющей кембрик от изделия, происходит обрыв световода. Для сохранения его целостности следует применять либо дорогостоящий прочный световод либо, при использовании рядового световода, кембрик частично следует вводить в материал. Для сетчатой конструкции глубина интегрирования кембрика может составлять несколько процентов от конструкционной толщины сетки без заметного влияния на прочностные характеристики конструкции в целом.

На Рисунке 3.27 показан пример размещения световода с последующим его закреплением вне рабочей зоны изделия.

В сетчатой конструкции без наружной оболочки возможно расположение выводов ВОД с привязкой к закладным элементам или конструктивным элементам, свободным от воздействия элементов намотки (фланец, шпангоут) как показано на Рисунке 3.28. В последующий момент осуществляется защита мест выводов ВОД салфеткой (Рисунок 3.29). По окончании намотки сложнопрофильного элемента (например – днища кокона) выводы ВОД, упакованные в пакет из фторопласта при необходимости могут быть перенесены в пассивную зону изделия (Рисунок 3.30).

Кроме ВБР могут использоваться распределённые датчики на основе регистрации Рэлеевского рассеяния. Эти датчики позволяют регистрировать одновременное воздействие температуры и деформации с пространственным разрешением от 0,4 мм на всей длине датчика. Датчики могут охватывать всю длину окружности, располагаться вдоль любого ребра сетчатой структуры, быть расположенными на лейнере или между слоями силовой оболочки по любым траекториям, допускающим размещение таких датчиков без повреждения.



а)



б)

Рисунок 3.27 – Размещение вывода ВОД вне рабочей зоны изделия:
а) на проволочном каркасе во фторопластовом пакете; б) под защитным кожухом.



Рисунок 3.28 – Расположение выводов ВОД на фланце изделия



Рисунок 3.29 – Защита выводов ВОД салфетками в процессе намотки



Рисунок 3.30 – Перенос выводов ВОД в пассивную зону

На Рисунке 3.31 показано расположение выводов волоконно-оптических датчиков на лейнере перед началом намотки внутренней оболочки. Выводы расположенных на внутренней оболочке датчиков могут быть выведены через зону шпангоута (Рисунок 3.32) к фланцу.

Для ВОД, расположенных в середине толщины сетки, должна осуществляться предварительная подготовка паза для укладки волокна путём нанесения промежуточной клеевой прослойки с последующей закладкой волокна (Рисунок 3.33).

Для позиционирования ВБР в узле или в межузловом пересечении делается отметка карандашом непосредственно на оснастке с указанием центральной длины волны ВБР (Рисунок 3.34).

Среди вопросов, поставленных в настоящем момент в ходе технологической отработки процесса изготовления металлокомпозитного криогенного топливного бака, наиболее существенным является вопрос сохранения целостности выводов оптоволоконных датчиков в процессе различных технологических переходов.

Наиболее опасными с этой стороны являются операции механической обработки и снятия технологической рубашки с ложными днищами. Так, после снятия технологической рубашки в зоне днища было установлено, что часть волоконной оптики повреждена, что показано на Рисунке 3.35. На Рисунке 3.36 показано размещение и крепление выводов ВБР с приваренными пигтейлами.

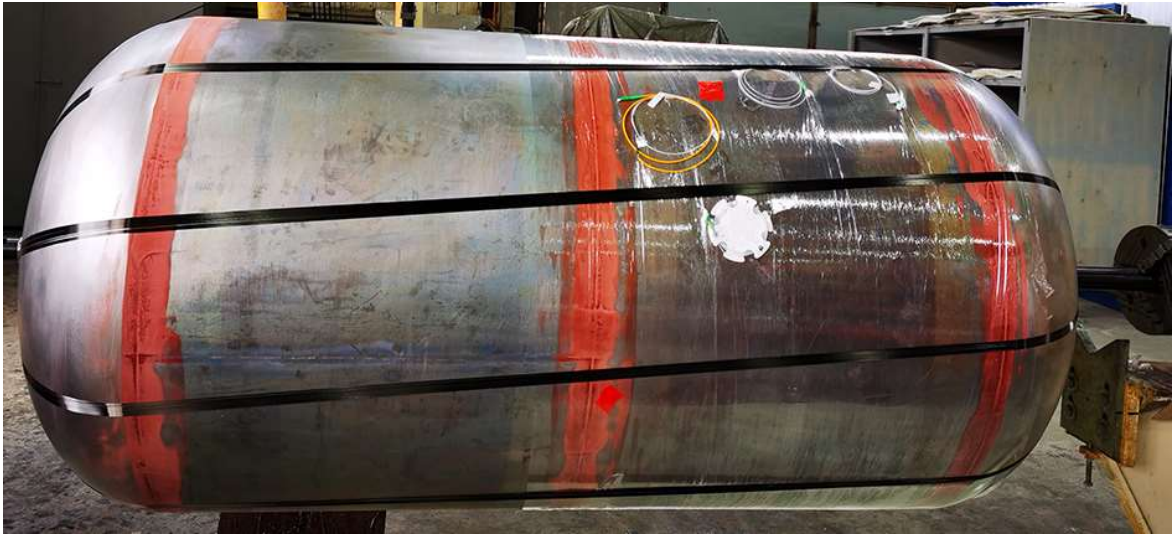


Рисунок 3.31 – Расположение рабочих выводов перед намоткой первого силового спирального слоя оболочки из ПКМ

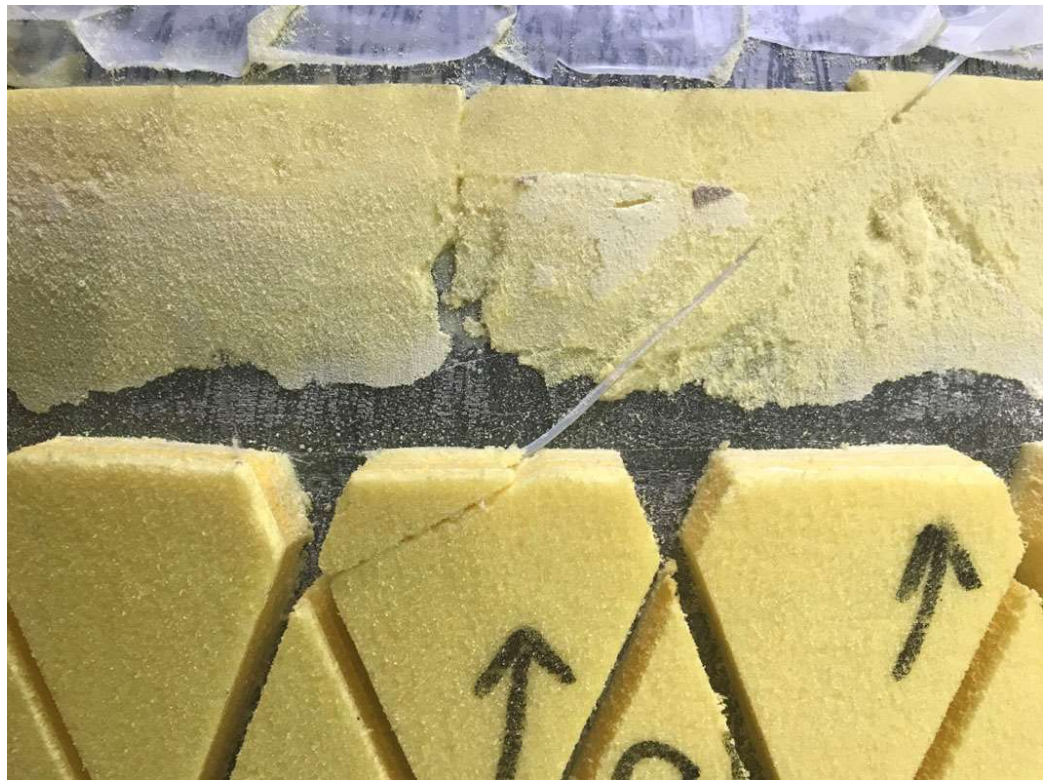
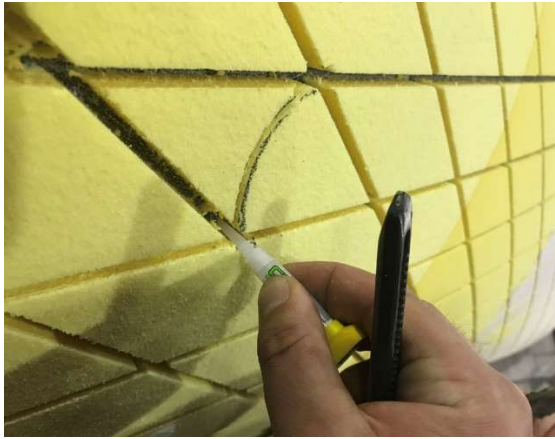


Рисунок 3.32 – Формирование вывода ВОД, расположенного на внутренней оболочке.



а)



б)

Рисунок 3.33 – Клеевая подготовка (а) и укладка (б) волокна в пазы оснастки посередине толщины ребра.

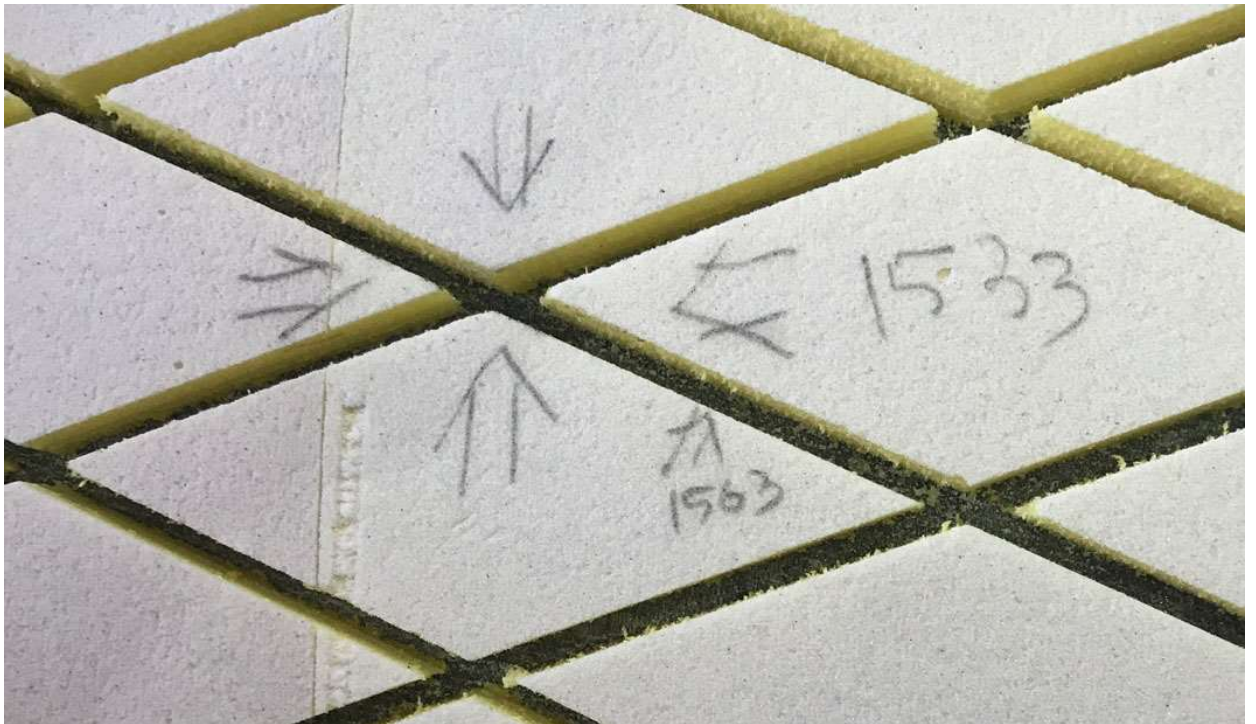


Рисунок 3.34 – Предварительная разметка оснастки для укладки ВБР



Рисунок 3.35 Обрыв оптоволоконной линии при снятии технологической рубашки в зоне днища.

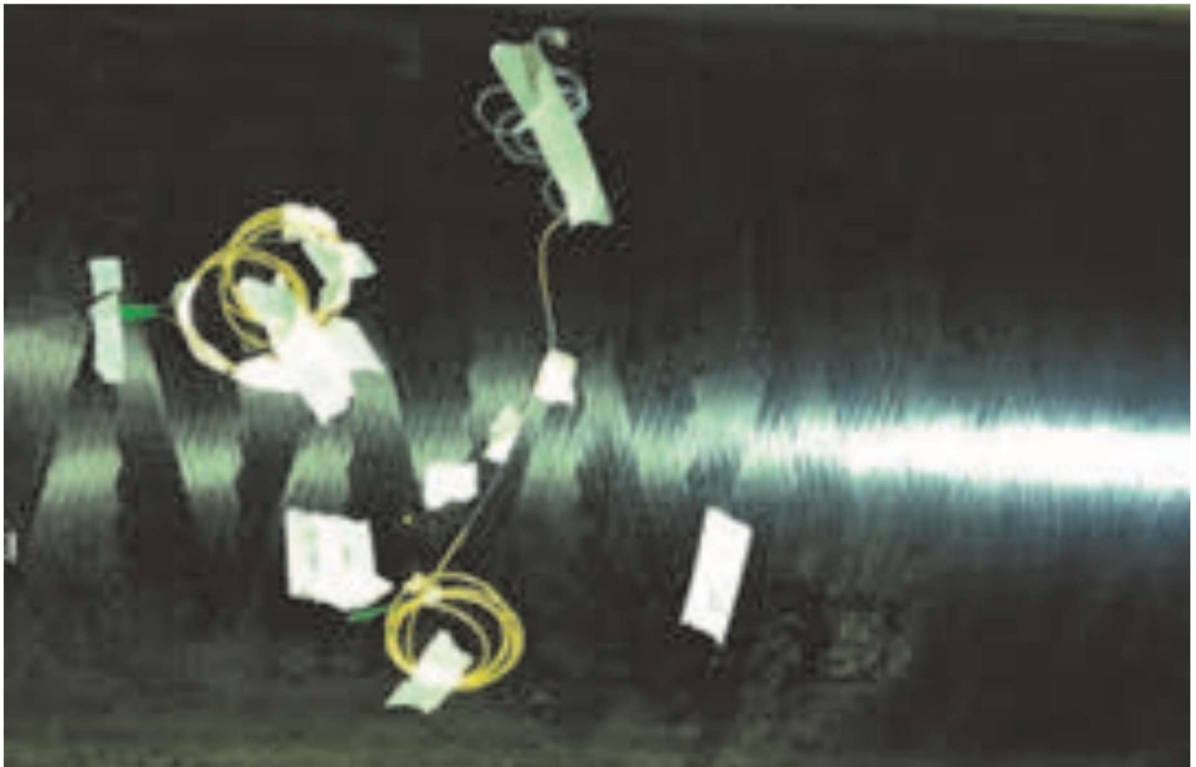


Рисунок 3.36 – Размещение выводов ВБР и распределённого датчика

Таким образом, в настоящий момент отработана технология выводов ВОД на поверхности бака, силовая оболочка которого выполнена методом непрерывной мокрой намотки. Подтверждена работоспособность волоконно-оптических датчиков после всех технологических циклов изготовления бака как при размещении выводов ВОД через зону фланца, так и при размещении через цилиндрическую оболочку. Работоспособность волоконных датчиков сохраняется после нескольких операций термообработки, снятия ложных днищ и технологической «рубашки», механической обработки торцевых шпангоутов, а также после десяти трёхчасовых циклов температурных испытаний. Использование датчиков на лайнере и на наружной оболочке позволяет регистрировать динамику изменения деформаций на внутренней и наружной поверхностях силовой оболочки из углепластика, а также оценивать работоспособность отдельных элементов конструкции бака в режиме реального времени.

ГЛАВА 4 ЗАДАЧИ, СВЯЗАННЫЕ С ЭКСПЛУАТАЦИЕЙ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНЫХ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

В настоящей Главе рассматриваются специфические задачи, возникающие в процессе эксплуатации бака предлагаемой конструкции. Одной из рассматриваемых задач является определение контактных сил, возникающих между функциональными слоями силовой оболочки бака в процессе его эксплуатации. Эти контактные силы могут привести к отслоению тонкостенного лайнера при захолаживании бака – заполнении его криогенным топливом, причём этот процесс может происходить неоднократно во время эксплуатации бака.

Другой рассматриваемой задачей является предотвращение потери устойчивости тонкостенного лайнера, также приводящей к его отслоению от силовой оболочки, при действии эксплуатационных нагрузок в осевом направлении, приведённых к осевой эквивалентной сжимающей силе.

Также в Главе предложена методика расчёта теплофизических свойств стенки бака в радиальном направлении, позволяющая оценить теплозащитные свойства бака, без использования дополнительных теплоизоляционных материалов. Рассматриваемый бак имеет хорошие теплозащитные свойства в связи с тем, что конструкция стенки бака содержит формообразующий пенопласт, необходимый для формирования сетчатой структуры стенки бака. Конструкционный пенопласт после изготовления бака остаётся внутри стенки, играя роль теплозащитного материала. Таким образом, в Главе имеются Разделы, рассматривающие следующие задачи, возникающие при эксплуатации бака:

- 1) Отслоение лайнера.
- 2) Потеря устойчивости лайнера.
- 3) Определение коэффициента теплопроводности бака.

4.1 Определение контактных сил между слоями силовой оболочки бака

Как уже отмечалось выше, в процессе эксплуатационного нагружения криогенного бака в его слоистой стенке могут возникать силы контактного межслоевого взаимодействия. Такие контактные силы могут привести к отслаиванию тонкостенного лайнера. Так как бак может подвергаться знакопеременному температурному нагружению, а также нагружаться осевой эквивалентной силой и затем разгружаться несколько раз, отслоения лайнера могут привести к его разрушению и, как следствие, потере герметичности металлокомпозитного бака. В настоящем Разделе рассматривается цилиндрическая стенка криогенного бака в двух различных случаях – вдали от подкрепляющих или торцевых шпангоутов и в районе шпангоута – и для каждого из рассматриваемых случаев определяются прогибы слоёв и контактные силы между слоями.

Считая бак нагруженным равномерным внутренним давлением и температурой ΔT , запишем физические соотношения для термоупругих слоёв стенки бака. Представим рассматриваемую стенку металлокомпозитного криогенного топливного бака в виде системы из четырёх слоёв (Рисунок 4.1), которые связаны между собой контактными силами, ориентированными по нормали к плоскости слоя. При этом для тонких слоёв, таких как: металлический лайнер, слой силового композитного подмота на лайнере и тонкостенной обшивки условимся считать, что они не имеют деформации по своей толщине. Запишем физические соотношения с учётом принятых допущений для каждого из четырёх рассматриваемых слоёв материала. Обозначения используемых систем координат для всего слоистого пакета, и для каждого из слоёв приведены на Рисунке (4.2).

Выражения для напряжений, действующих в слое 1 изотропного металлического лайнера:

$$\begin{aligned}\sigma_{\alpha}^{(1)} &= \bar{E} \left(\varepsilon_{\alpha} + \nu \varepsilon_{\beta} - (1 + \nu) \alpha \Delta T \right); \\ \sigma_{\beta}^{(1)} &= \bar{E} \left(\nu \varepsilon_{\alpha} + \varepsilon_{\beta} - (1 + \nu) \alpha \Delta T \right),\end{aligned}$$

где $\bar{E} = E/(1-\nu^2)$.

Для слоя 2, композитного силового слоя «о1» на лейнере, состоящего в общем случае из спирального и кольцевого слоёв имеем

$$\begin{aligned}\sigma_{\alpha}^{(2)} &= B_{11}^{o1}\varepsilon_{\alpha}^{o1} + B_{12}^{o1}\varepsilon_{\beta}^{o1} - B_{1T}^{o1}\Delta T; \\ \sigma_{\beta}^{(2)} &= B_{12}^{o1}\varepsilon_{\alpha}^{o1} + B_{22}^{o1}\varepsilon_{\beta}^{o1} - B_{2T}^{o1}\Delta T,\end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned}B_{11}^{o1} &= A_{11}^{\varphi}h_{\varphi}^{o1} + A_{11}^{90}h_{90}^{o1}; \\ B_{12}^{o1} &= A_{12}^{\varphi}h_{\varphi}^{o1} + A_{12}^{90}h_{90}^{o1}; \\ B_{22}^{o1} &= A_{22}^{\varphi}h_{\varphi}^{o1} + A_{22}^{90}h_{90}^{o1}; \\ B_{1T}^{o1} &= A_{1T}^{\varphi}h_{\varphi}^{o1} + A_{1T}^{90}h_{90}^{o1}; \\ B_{2T}^{o1} &= A_{2T}^{\varphi}h_{\varphi}^{o1} + A_{2T}^{90}h_{90}^{o1}.\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}A_{11}^{\varphi} &= E_1^{o1}\cos^4\varphi_{o1} + E_2^{o1}\sin^4\varphi_{o1} + 2(E_1^{o1}\nu_{12}^{o1} + 2G_{12}^{o1})\sin^2\varphi_{o1}\cos^2\varphi_{o1}; \\ A_{12}^{\varphi} &= A_{21}^{\varphi} = E_1^{o1}\nu_{12}^{o1} + (E_1^{o1}(1-2\nu_{12}^{o1}) + E_2^{o1} - 4G_{12}^{o1})\sin^2\varphi_{o1}\cos^2\varphi_{o1}; \\ A_{22}^{\varphi} &= E_1^{o1}\sin^4\varphi_{o1} + E_2^{o1}\cos^4\varphi_{o1} + 2(E_1^{o1}\nu_{12}^{o1} + 2G_{12}^{o1})\sin^2\varphi_{o1}\cos^2\varphi_{o1}; \\ A_{1T}^{\varphi} &= E_1^{o1}(\alpha_1^{o1} + \nu_{12}^{o1}\alpha_2^{o1})\cos^2\varphi_{o1} + (E_1^{o1}\nu_{12}^{o1}\alpha_1^{o1} + E_2^{o1}\alpha_2^{o1})\sin^2\varphi_{o1}; \\ A_{2T}^{\varphi} &= E_1^{o1}(\alpha_1^{o1} + \nu_{12}^{o1}\alpha_2^{o1})\sin^2\varphi_{o1} + (E_1^{o1}\nu_{12}^{o1}\alpha_1^{o1} + E_2^{o1}\alpha_2^{o1})\cos^2\varphi_{o1};\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}A_{11}^{90} &= E_2^{90}; \\ A_{12}^{90} &= A_{21}^{90} = E_1^{90}\nu_{12}^{90}; \\ A_{22}^{90} &= E_1^{90}; \\ A_{1T}^{90} &= E_1^{90}\nu_{12}^{90}\alpha_1^{90} + E_2^{90}\alpha_2^{90}; \\ A_{2T}^{90} &= E_1^{90}(\alpha_1^{90} + \nu_{12}^{90}\alpha_2^{90}).\end{aligned}$$

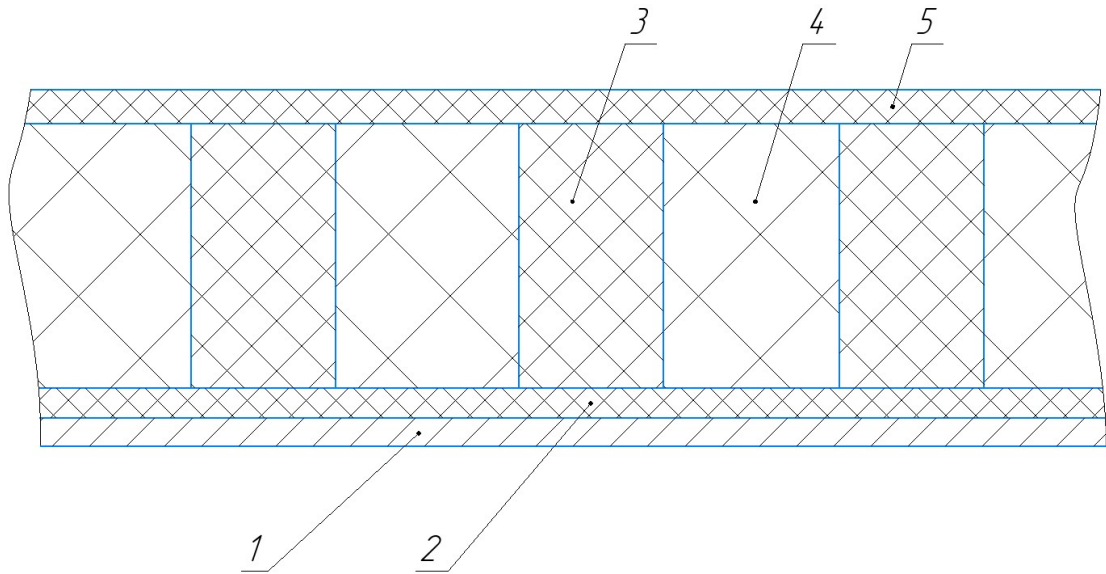


Рисунок 4.1 – Система слоёв, связанных контактными силами

1 – тонкостенный металлический лейнер, 2 – композитная обшивка, намотанная на лейнер, 3 – рёбра сетчатой структуры, формируемые в пенопласте методом намотки, 4 – формообразующий пенопласт, 5 – наружная композитная обшивка

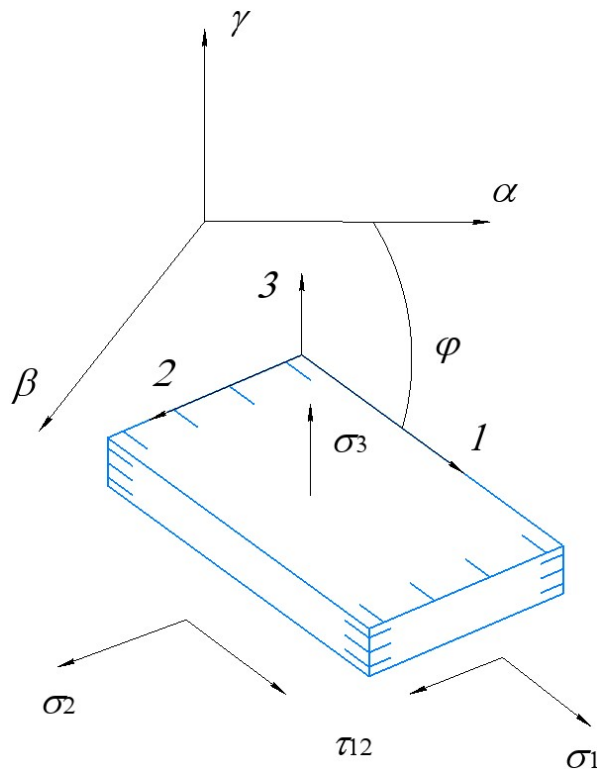


Рисунок 4.2 – Элемент однонаправленного слоя композита в осях α , β , γ конструкции

Для слоя 3. Анизогридная структура в общем случае может состоять из нескольких семейств рёбер: продольных – направленных коллинеарно оси симметрии оболочки, поперечных – направленных в кольцевом направлении оболочки и парного семейства спиральных рёбер – направленных под углом $\pm\varphi_p$ к образующей оболочки. Рассмотрим здесь и далее анизогридную сетку, представляющую собой интегрально пересекающуюся систему рёбер прямоугольного сечения, направленных под углом к образующей (спиральные) и в кольцевом направлении (Рисунок 4.3).

Заменим дискретную систему взаимопересекающихся рёбер (Рисунок 4.4) эквивалентным сплошным слоем с эффективными жёсткостями и такой же толщиной, как у анизогридной структуры (толщиной анизогридной структуры является высота сечения её рёбер). Для этого, используя [2,34], запишем выражения для деформаций и физические соотношения для слоя с сетчатой структурой, введя прогиб w_p , зависящий от координаты γ поскольку учитываются температурные деформации ребра в направлении нормальной координаты γ :

$$\varepsilon_\alpha = const, \quad \varepsilon_\beta^p = \frac{w_p}{R}, \quad \varepsilon_1^p = \varepsilon_\alpha \cos^2 \varphi_p + \varepsilon_\beta^p \sin^2 \varphi_p; \quad \varepsilon_3^p = \varepsilon_\gamma^p = \frac{\partial w_p}{\partial \gamma}. \quad (4.1.1)$$

$$\varepsilon_1^p = \frac{\sigma_1^p}{E_1^p} - \nu_{13}^p \frac{\sigma_3^p}{E_3^p} + \alpha_1^p \Delta T; \quad (4.1.2)$$

$$\varepsilon_3^p = \frac{\sigma_3^p}{E_3^p} - \nu_{31}^p \frac{\sigma_1^p}{E_1^p} + \alpha_3^p \Delta T, \quad (4.1.3)$$

где E_1^p , E_3^p – модули упругости рёбер в направлении армирования и в направлении координаты γ , ν_{ij}^p – соответствующие коэффициенты Пуассона.

Умножим левую и правую части уравнения (4.1.2) на ν_{31}^p и сложим с выражением (4.1.3), получим

$$\varepsilon_1^p \nu_{31}^p + \varepsilon_3^p = (1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p) \frac{\sigma_3^p}{E_3^p} + (\alpha_3^p + \alpha_1^p \nu_{31}^p) \Delta T. \quad (4.1.4)$$

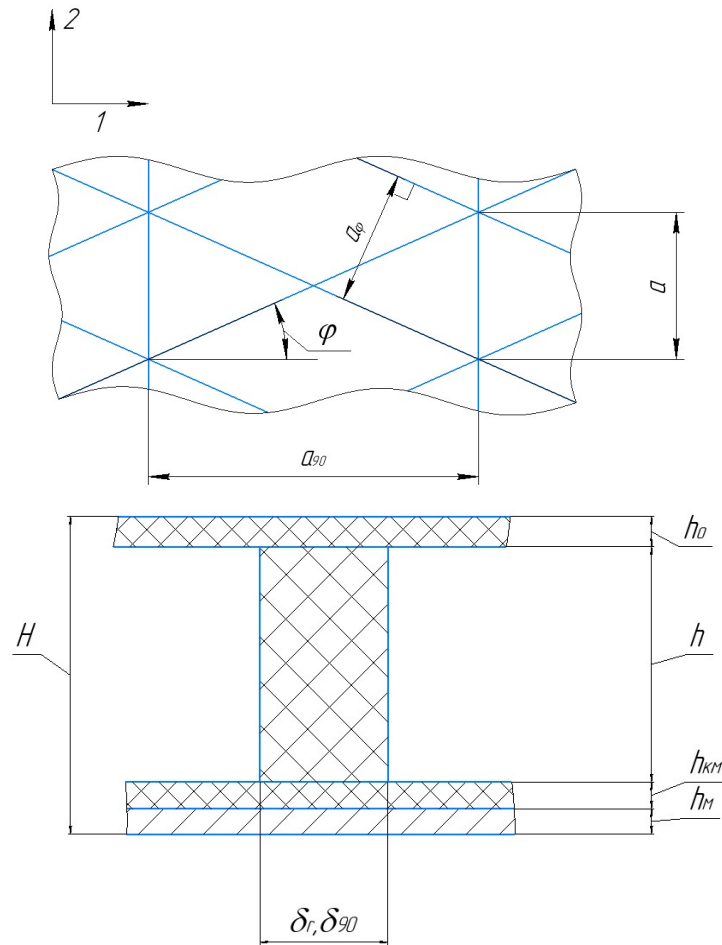


Рисунок 4.3 – Основные параметры сетчатой структуры

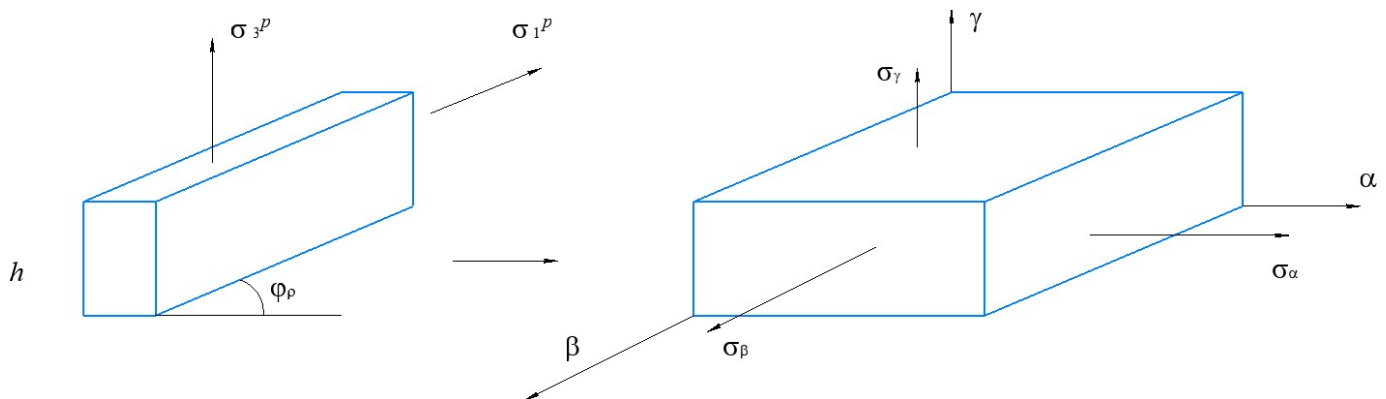


Рисунок 4.4 – Приведение сетчатого слоя с дискретными рёбрами к эквивалентному сплошному слою

Выразим из последнего соотношения напряжение σ_3^p

$$\sigma_3^p = \frac{E_3^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left[\varepsilon_3^p + \nu_{31}^p \varepsilon_1^p - (\alpha_3^p + \alpha_1^p \nu_{31}^p) \Delta T \right]. \quad (4.1.5)$$

Аналогичным образом выразим напряжение σ_1^p

$$\sigma_1^p = \frac{E_1^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left[\varepsilon_1^p + \nu_{13}^p \varepsilon_3^p - (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right]. \quad (4.1.6)$$

Напряжения в координатах слоя запишем в виде

$$\begin{aligned} \sigma_\alpha^{(3)} &= 2\sigma_\varphi^p \cos^2 \varphi_p \bar{\delta}_\varphi \\ \sigma_\beta^{(3)} &= 2\sigma_\varphi^p \sin^2 \varphi_p \bar{\delta}_\varphi + \sigma_{90}^p \bar{\delta}_{90} \\ \sigma_\gamma^{(3)} &= 2\sigma_3^p \bar{\delta}_\varphi + \sigma_3^p \bar{\delta}_{90} = \sigma_3^p (2\bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90}) \end{aligned} \quad (4.1.7)$$

Отметим, что сетчатый слой может деформироваться по своей толщине (в направлении поперёк слоя). Для определения прогиба w_p запишем уравнение равновесия

$$\frac{d\sigma_\gamma}{d\gamma} - \frac{1}{R} \sigma_\beta = 0.$$

Подставляя сюда соотношения из (4.1.7) получим

$$d \left(\frac{\frac{E_3^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left[\varepsilon_3^p + \nu_{31}^p \varepsilon_1^p - (\alpha_3^p + \alpha_1^p \nu_{31}^p) \Delta T \right] (2\bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90})}{d\gamma} - \frac{1}{R} (2\sigma_\varphi^p \sin^2 \varphi_p \bar{\delta}_\varphi + \sigma_{90}^p \bar{\delta}_{90}) \right) = 0,$$

где

$$\begin{aligned} \sigma_\varphi^p &= \frac{E_1^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left[\varepsilon_\alpha \cos^2 \varphi_p + \frac{w_p}{R} \sin^2 \varphi_p + \nu_{13}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right]; \\ \sigma_{90}^p &= \frac{E_1^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left[\frac{w_p}{R} + \nu_{13}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right] \end{aligned}$$

Продолжая подстановку, имеем

$$\left(2\bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90}\right) \frac{E_3^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left(\frac{\partial^2 w_p}{\partial \gamma^2} + \nu_{31}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} \sin^2 \varphi_p \right) - \frac{E_1^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \frac{1}{R} \left(2 \left[\varepsilon_\alpha \cos^2 \varphi_p + \frac{w_p}{R} \sin^2 \varphi_p + \nu_{13}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right] \sin^2 \varphi_p \bar{\delta}_\varphi + \left[\frac{w_p}{R} + \nu_{13}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right] \bar{\delta}_{90} \right) = 0.$$

или

$$\begin{aligned} & \frac{E_1 \nu_{13}}{\nu_{31} (1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} (2\bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90}) \frac{\partial^2 w_p}{\partial \gamma^2} + \frac{E_1^p (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p)}{R (1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} (2 \sin^2 \varphi_p \bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90}) \Delta T + \\ & + \frac{E_1 \nu_{13}}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left(2\bar{\delta}_\varphi \sin^2 \varphi_p \left(1 - \frac{1}{R} \right) + \bar{\delta}_{90} \left(\sin^2 \varphi_p - \frac{1}{R} \right) \right) \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - \\ & - \frac{E_1^p}{R^2 (1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} (2\bar{\delta}_\varphi \sin^4 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}) w_p - \frac{E_1^p \bar{\delta}_\varphi}{2R (1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \sin^2 2\varphi_p \varepsilon_\alpha = 0. \end{aligned}$$

С учётом соотношения $\nu_{31} = E_1 \nu_{13} / E_3$, окончательно имеем

$$\begin{aligned} & \frac{E_3^p}{E_1^p} (2\bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90}) \frac{\partial^2 w_p}{\partial \gamma^2} + \nu_{13}^p \left(\left(2 \left(1 - \frac{1}{R} \right) \bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90} \right) \sin^2 \varphi_p - \frac{\bar{\delta}_{90}}{R} \right) \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - \\ & - \frac{2\bar{\delta}_\varphi \sin^4 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}}{R^2} w_p - \frac{1}{R} \left(\frac{\bar{\delta}_\varphi}{2} \sin^2 2\varphi_p \varepsilon_\alpha - (2\bar{\delta}_\varphi \sin^2 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}) (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right) = 0. \end{aligned}$$

Полученное дифференциальное уравнение второго порядка перепишем в виде

$$a_1 \frac{\partial^2 w_p}{\partial \gamma^2} + a_2 \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - a_3 w_p - a_4 = 0.$$

В этом уравнении введены следующие коэффициенты:

$$\begin{aligned}
a_1 &= \frac{E_3^p}{E_1^p} (2\bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90}); \\
a_2 &= \nu_{13}^p \left(\left(2 \left(1 - \frac{1}{R} \right) \bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90} \right) \sin^2 \varphi_p - \frac{\bar{\delta}_{90}}{R} \right); \\
a_3 &= \frac{2\bar{\delta}_\varphi \sin^4 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}}{R^2}; \\
a_4 &= \frac{1}{R} \left(\frac{\bar{\delta}_\varphi}{2} \sin^2 2\varphi_p \varepsilon_\alpha - (2\bar{\delta}_\varphi \sin^2 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}) (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right).
\end{aligned}$$

Решение полученного дифференциального уравнения имеет вид:

$$w_p = w_p(\gamma) = C_1 F_1(\gamma) + C_2 F_2(\gamma) + w_0. \quad (4.1.8)$$

Здесь введены следующие обозначения

$$w_0 = \frac{a_4}{a_3}; \quad F_1(\gamma) = e^{\left(\frac{-a_2 + \sqrt{4a_3 a_1 + a_2^2}}{2a_1} \right) \gamma}; \quad F_2(\gamma) = e^{-\left(\frac{a_2 + \sqrt{4a_3 a_1 + a_2^2}}{2a_1} \right) \gamma}.$$

Введём контактные и внешние силы (Рисунок 4.5): внутреннее давление – p , внешнее давление $q = 0$. Между металлическим лайнером (слой 1) и слоем композита (слой 2) взаимно действуют контактные силы q_1 . Между композитным слоем (слой 2) и сетчатой структурой (слой 3) взаимно действуют контактные силы q_2 . Между сетчатой структурой (слой 3) и слоем композита (слой 4) взаимно действуют контактные силы q_3 . Для определения постоянных интегрирования уравнения прогиба (4.1.8) запишем граничные условия на верхней и нижней поверхностях сетчатой структуры (Рисунок 4.5)

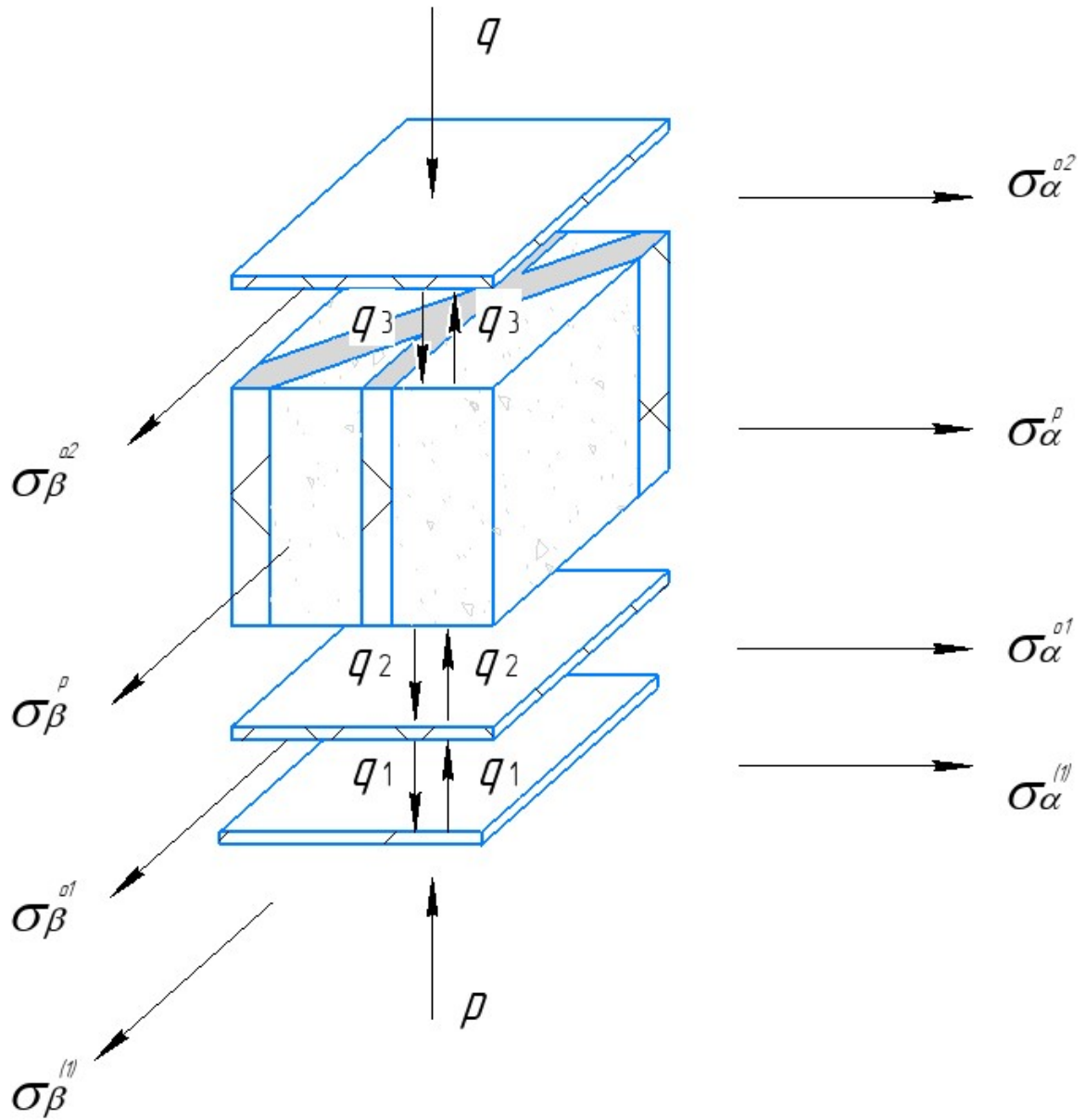


Рисунок 4.5 – Контактные силы, связывающие слои стенки бака

$$\begin{aligned}\sigma_\gamma(\gamma=0) &= q_2; \\ \sigma_\gamma(\gamma=h) &= q_3.\end{aligned}\tag{4.1.9}$$

Здесь напряжение в слое сетчатой структуры в поперечном направлении (σ_γ) определяется третьим соотношением системы (4.1.7) и выражением (4.1.5), т.е.

$$\sigma_\gamma^p = b_1 \left(\frac{\partial w_p}{\partial \gamma} + b_2 w_p + b_3 \right),$$

где

$$\begin{aligned}b_1 &= \frac{E_3^p}{1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p} (2\bar{\delta}_\varphi + \bar{\delta}_{90}); \\ b_2 &= \frac{\nu_{31}^p}{R} \sin^2 \varphi_p; \\ b_3 &= \nu_{31}^p \cos^2 \varphi_p \varepsilon_\alpha - (\alpha_3^p + \alpha_1^p \nu_{31}^p) \Delta T.\end{aligned}$$

Выполняя преобразования, получим постоянные интегрирования

$$\begin{aligned}C_1 &= \frac{2a_1 \left[\left[(b_1 b_3 - q_2) a_3 - a_4 b_1 b_2 \right] e^{\frac{(-a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} + a_3 (q_3 - b_1 b_3) + a_4 b_1 b_2 \right]}{a_3 b_1 \left(e^{\frac{(-a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} - e^{\frac{(a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} \right) \left(a_2 - 2b_2 a_1 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2} \right)}; \\ C_2 &= \frac{2a_1 \left[\left[(b_1 b_3 - q_2) a_3 - a_4 b_1 b_2 \right] e^{\frac{(a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} + a_3 (q_3 - b_1 b_3) + a_4 b_1 b_2 \right]}{a_3 b_1 \left(e^{\frac{(-a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} - e^{\frac{(a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} \right) \left(2b_2 a_1 - a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2} \right)}.\end{aligned}$$

Выражение для прогиба, окончательно, принимает вид

$$\begin{aligned}
w_p = & \frac{2a_1 \left[\left[(b_1 b_3 - q_2) a_3 - a_4 b_1 b_2 \right] e^{\frac{(-a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} + a_3 (q_3 - b_1 b_3) + a_4 b_1 b_2 \right]}{a_3 b_1 \left[e^{\frac{(-a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} - e^{\frac{(a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} \right] \left(a_2 - 2b_2 a_1 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2} \right)} e^{\left(\frac{-a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2}}{2a_1} \right) \gamma} + \\
& + \frac{2a_1 \left[\left[(b_1 b_3 - q_2) a_3 - a_4 b_1 b_2 \right] e^{\frac{(a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} + a_3 (q_3 - b_1 b_3) + a_4 b_1 b_2 \right]}{a_3 b_1 \left[e^{\frac{(-a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} - e^{\frac{(a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2})h}{2a_1}} \right] \left(2b_2 a_1 - a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2} \right)} e^{-\left(\frac{a_2 + \sqrt{4a_1 a_3 + a_2^2}}{2a_1} \right) \gamma} + \frac{a_4}{a_3}.
\end{aligned}$$

Таким образом, дополнительно приняв допущение, что модули упругости спиральных и кольцевых рёбер равны друг другу $E_\varphi^p = E_1^p = E_{90}^p$, искомые напряжения для 3 слоя будут иметь вид:

$$\begin{aligned}
\sigma_\alpha^{(3)} &= 2 \frac{E_1^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left[\varepsilon_\alpha \cos^2 \varphi_p + \frac{w_p}{R} \sin^2 \varphi_p + \nu_{13}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right] \cos^2 \varphi_p \bar{\delta}_\varphi; \\
\sigma_\beta^{(3)} &= 2 \frac{E_1^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left[\varepsilon_\alpha \cos^2 \varphi_p + \frac{w_p}{R} \sin^2 \varphi_p + \nu_{13}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right] \sin^2 \varphi_p \bar{\delta}_\varphi + \\
&+ \frac{E_1^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left[\frac{w_p}{R} + \nu_{13}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} - (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p) \Delta T \right] \bar{\delta}_{90},
\end{aligned}$$

ИЛИ

$$\begin{aligned}
\sigma_\alpha^{(3)} &= \frac{2E_1^p \bar{\delta}_\varphi}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \cos^4 \varphi_p \varepsilon_\alpha + \frac{2E_1^p \bar{\delta}_\varphi \cos^2 \varphi_p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left(\frac{w_p}{R} \sin^2 \varphi_p + \nu_{13}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} \right) - \\
&- \frac{2E_1^p \bar{\delta}_\varphi (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p)}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \cos^2 \varphi_p \Delta T;
\end{aligned}$$

$$\sigma_{\beta}^{(3)} = \frac{E_1^p \bar{\delta}_{\varphi} \sin^2 2\varphi_p}{2(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \varepsilon_{\alpha} + \frac{E_1^p (2\bar{\delta}_{\varphi} \sin^2 \varphi_p + \bar{\delta}_{90})}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} \left(\frac{w_p}{R} + \nu_{13}^p \frac{\partial w_p}{\partial \gamma} \right) -$$

$$- \frac{E_1^p (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p)}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)} (2\bar{\delta}_{\varphi} \sin^2 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}) \Delta T.$$

Окончательно имеем

$$\sigma_{\alpha}^{(3)} = A_{11}^p \varepsilon_{\alpha}^p + A_{12}^p \varepsilon_{\beta}^p + A_{13}^p \varepsilon_{\gamma}^p - A_{1T}^p \Delta T;$$

$$\sigma_{\beta}^{(3)} = A_{21}^p \varepsilon_{\alpha}^p + A_{22}^p \varepsilon_{\beta}^p + A_{23}^p \varepsilon_{\gamma}^p - A_{2T}^p \Delta T.$$

Здесь

$$A_{11}^p = 2\bar{E}_{\varphi}^p \bar{\delta}_{\varphi} \cos^4 \varphi_p;$$

$$A_{12}^p = A_{21}^p = 2\bar{E}_{\varphi}^p \bar{\delta}_{\varphi} \sin^2 \varphi_p \cos^2 \varphi_p;$$

$$A_{13}^p = 2\nu_{13}^p \bar{E}_{\varphi}^p \bar{\delta}_{\varphi} \cos^2 \varphi_p;$$

$$A_{22}^p = \bar{E}_{\varphi}^p (2\bar{\delta}_{\varphi} \sin^2 \varphi_p + \bar{\delta}_{90});$$

$$A_{23}^p = \nu_{13}^p \bar{E}_{\varphi}^p (2\bar{\delta}_{\varphi} \sin^2 \varphi_p + \bar{\delta}_{90});$$

$$A_{1T}^p = 2\bar{E}_{\varphi}^p \bar{\delta}_{\varphi} \cos^2 \varphi_p (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p);$$

$$A_{2T}^p = \bar{E}_{\varphi}^p (2\bar{\delta}_{\varphi} \sin^2 \varphi_p + \bar{\delta}_{90}) (\alpha_1^p + \alpha_3^p \nu_{13}^p);$$

$$\bar{E}_{\varphi}^p = \frac{E_{\varphi}^p}{(1 - \nu_{13}^p \nu_{31}^p)}.$$

Для слоя 4, тонкостенной композитной обшивки бака:

$$\sigma_{\alpha}^{(4)} = A_{11}^{o2} \varepsilon_{\alpha}^{o2} + A_{12}^{o2} \varepsilon_{\beta}^{o2} - A_{1T}^{o2} \Delta T;$$

$$\sigma_{\beta}^{(4)} = A_{12}^{o2} \varepsilon_{\alpha}^{o2} + A_{22}^{o2} \varepsilon_{\beta}^{o2} - A_{2T}^{o2} \Delta T;$$

$$A_{11}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} \cos^4 \varphi_{o2} + \bar{E}_2^{o2} \sin^4 \varphi_{o2} + 2(\bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} + 2G_{12}^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2} \cos^2 \varphi_{o2};$$

$$A_{12}^{o2} = A_{21}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} + (\bar{E}_1^{o2} (1 - 2\nu_{12}^{o2}) + \bar{E}_2^{o2} - 4G_{12}^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2} \cos^2 \varphi_{o2};$$

$$A_{22}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} \sin^4 \varphi_{o2} + \bar{E}_2^{o2} \cos^4 \varphi_{o2} + 2(\bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} + 2G_{12}^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2} \cos^2 \varphi_{o2};$$

$$A_{1T}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} (\alpha_1^{o2} + \nu_{12}^{o2} \alpha_2^{o2}) \cos^2 \varphi_{o2} + (\bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} \alpha_1^{o2} + \bar{E}_2^{o2} \alpha_2^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2};$$

$$A_{2T}^{o2} = \bar{E}_1^{o2} (\alpha_1^{o2} + \nu_{12}^{o2} \alpha_2^{o2}) \sin^2 \varphi_{o2} + (\bar{E}_1^{o2} \nu_{12}^{o2} \alpha_1^{o2} + \bar{E}_2^{o2} \alpha_2^{o2}) \cos^2 \varphi_{o2}.$$

Предположим, что система слоёв 1-4, нагруженная внутренним давлением p и температурой ΔT , связана через контактные силы (Рисунок 4.5). Тогда можно записать следующие условия.

1 В осевом направлении

$$\varepsilon_\alpha^1 = \varepsilon_\alpha^2 = \varepsilon_\alpha^3 = \varepsilon_\alpha^4 = \varepsilon_\alpha;$$

$$\sigma_\alpha^{(1)} h_M + \sigma_\alpha^{(2)} h_{o1} + \int_0^h \sigma_\alpha^{(3)} d\gamma + \sigma_\alpha^{(4)} h_{o2} = \frac{1}{2} pR.$$

2 В кольцевом направлении для первого слоя

$$\sigma_\beta^{(1)} h_M = (p + q_1) R.$$

3 В кольцевом направлении для второго слоя

$$\sigma_\beta^{(2)} h_{o1} = (q_2 - q_1) R.$$

4 В кольцевом направлении для четвёртого слоя

$$\sigma_\beta^{(4)} h_{o2} = -q_3 R.$$

5 Условия совместности деформации слоёв

$$w_p(\gamma = 0) = w_1;$$

$$w_p(\gamma = h) = w_2;$$

Здесь R – радиус оболочки бака, p – внутреннее давление, q_i – контактное давление на поверхности слоя.

В итоге, имеем систему из шести уравнений. Количество неизвестных также равно шести – ε_α , w_1 , w_2 , q_1 , q_2 , q_3 .

Система уравнений является линейной алгебраической и может быть решена аналитически. Несмотря на то, что решения для искомым неизвестных ε_α , w_1 , w_2 , q_1 , q_2 , q_3 являются довольно громоздкими, они могут быть легко использованы в целях программирования (в Приложении А приведён программный код для их использования в вычислениях).

Для иллюстрации, подставим в полученное выше решение значения характеристик материала из Главы 2 (Таблица 2.1) и уточнённые конструктивные параметры силовой стенки бака, полученные в Разделе 2.4.3. В Таблице 4.1 представлены значения прогибов, контактных сил и деформаций трёх осей для различных слоёв стенки бака для двух расчётных случаев:

- Заполнение бака криогенным топливом (в роли рабочего тела выступает жидкий азот) при нормальных начальных условиях ($\Delta T = -216$ К);
- Наддув бака при нормальных начальных условиях до эксплуатационного значения внутреннего давления 0.5 МПа.

Использованы следующие параметры для модельной оболочки, полученные в результате проектирования в Главе 2: толщина титанового лайнера 1.0 мм, толщина спиральных слоёв «o1» – 0.6 мм, толщина кольцевого слоя «o1» 0.3 мм, толщина спиральных слоёв наружной обшивки «o2» – 0.25 мм. Геометрические параметры сетчатой оболочки: количество пар спиральных рёбер – 48; угол их наклона к образующей – 13° ; ширина спиральных и кольцевых рёбер – 8 и 4 мм соответственно; толщина сетчатой структуры, $h = 19$ мм.

Таблица 4.1 – Значения величин прогибов, контактных сил и деформаций для рассматриваемых расчётных случаев

Значение	Расчётный случай 1, $\Delta T = -216 \text{ К}, p = 0 \text{ Па}$	Расчётный случай 2, $\Delta T = 0 \text{ К}, p = 500 \text{ кПа}$
Прогиб герметизирующего лейнера, w_1 , мм	- 0.500	0.447
Прогиб наружной оболочки, w_2 , мм	- 0.488	0.450
Контактное давление между силовой композитной оболочкой и металлическим лейнером, q_1 , кПа	315.300	- 302.245
Контактное давление между силовой композитной оболочкой и сетчатой структурой, q_2 , кПа	124.217	- 124.013
Контактное давление между сетчатой структурой и наружной оболочкой, q_3 , кПа	83.648	- 69.702
Кольцевая деформация герметизирующего лейнера и силовой композитной оболочки, $\varepsilon_{\beta}^M = \varepsilon_{\beta}^{o1}$, %	- 0.095	0.085
Радиальная деформация сетчатой структуры, ε_{γ}^p , %	0.033	- 0.027
Кольцевая деформация наружной обшивки, ε_{β}^{o2} , %	- 0.092	0.08
Осевая деформация стенки бака, ε_{α} , %	- 0.021	0.01

Таблица 4.2 – Результаты расчёта на совместное действие криогенной температуры и внутреннего давления наддува

Значение	Расчётный случай 3, $\Delta T = -216$ К, $p = 500$ кПа.
Прогиб герметизирующего лайнера, w_1 , мм	– 0.053
Прогиб наружной оболочки, w_2 , мм	– 0.038
Контактное давление между силовой композитной оболочкой и металлическим лайнером, q_1 , кПа	13.055
Контактное давление между силовой композитной оболочкой и сетчатой структурой, q_2 , кПа	0.204
Контактное давление между сетчатой структурой и наружной оболочкой, q_3 , кПа	13.946
Кольцевая деформация герметизирующего лайнера и силовой композитной оболочки, $\varepsilon_{\beta}^M = \varepsilon_{\beta}^{o1}$, %	– 0.002
Радиальная деформация сетчатой структуры, ε_{γ}^p , %	0.007
Кольцевая деформация наружной обшивки, ε_{β}^{o2} , %	– 0.001
Осевая деформация стенки бака, ε_{α} , %	– 0.012

В представленных в Таблице 4.1 результатах, положительное значение деформаций соответствует растяжению, положительное значение прогиба направлено наружу. В Таблице 4.2 представлен расчётный случай 3 – совместное действие криогенной температуры и внутреннего давления наддува. Как видно из представленных результатов, внутренний наддув определённой величины практически полностью компенсирует возникающие в слоях оболочки бака контактные давления, пытающиеся привести к расслоению силовой оболочки.

Для того, чтобы остаточное контактное давление q_1 в основном эксплуатационном случае (Таблица 4.2) не привело к отслаиванию

герметизирующего лайнера может быть применён специализированный эластичный клей марки ЦМК-12 [50], имеющий при криогенных температурах прочность на разрыв более 6 МПа. Поверхности нанесения клея между функциональными слоями стенки бака показаны на Рисунке 2.13.

Отличительной особенностью выведенных соотношений для определения прогибов и контактных давлений является учёт температурной деформации рёбер сетчатой структуры по толщине. Если температурной деформативностью сетчатой структуры пренебречь и считать рёбра недеформируемыми по высоте, выражению упрощаются и принимают вид уравнений из Раздела 3.2.3.

В Таблице 4.3 приведены значения прогиба, контактного давления и деформаций для рассмотренной в Главе 3, Раздел 3.2.3 постановки задачи отдельно для случаев захлаживания и наддува, а также величина погрешности, привнесённой введёнными упрощениями.

Таблица 4.3 – Значения величин прогибов, контактных сил и деформаций в безмоментной постановке

Значение	Расчётный случай 1, $\Delta T = -216 \text{ К}, p = 0 \text{ Па}$	Отклонение результата в сравнении с учётом поперечной деформируемости сетчатой структуры
Прогиб герметизирующего лейнера, w , мм	– 0.446	10.8%
Контактное давление между силовой композитной оболочкой и металлическим лайнером, q_1 , кПа	344.0	8.3%

Анализируя представленные в Таблице 4.3 результаты можно отметить, что погрешность, привнесённая значительным упрощением модели рассматриваемой

стенки бака, составляет около 10%. В целях проектировочных расчётов такая погрешность условно может считаться допустимой.

4.2 Влияние шпангоута на контактные силы в стенке бака

В реальной конструкции стенки бака, как правило, применяются подкрепляющие шпангоуты. Применение шпангоутов преследует различные цели, такие как, например, обеспечение технологичности и качества сварного шва при изготовлении металлического лайнера (Рисунок 4.6), или подкрепление тонкостенной конструкции герметизирующего лайнера для обеспечения его жёсткости и прочности в процессе его изготовления, транспортирования, закрепления на оборудовании для последующего изготовления металлокомпозитного топливного бака на его основе. Наличие элемента, обладающего значительно отличающейся от жёсткостью от жёсткости рядом находящихся слоёв в конструкции стенки бака, приводит к локальным изменениям величины действующих контактных сил между слоями. Такое изменение в свою очередь может негативно сказаться на эксплуатации металлокомпозитного криогенного топливного бака, приводя, например, к отслоению герметизирующего лайнера от остальных слоёв стенки бака в районе шпангоута. В настоящем Разделе оценивается влияние шпангоута на величину контактных сил между слоями и предлагается вариант конструктивного исполнения шпангоута, снижающий его негативное влияние.

Для анализа напряжённо-деформированного состояния лайнера в районе шпангоута используется описанная выше упрощённая модель оболочки, не учитывающая температурную деформацию сетчатого слоя по его толщине.

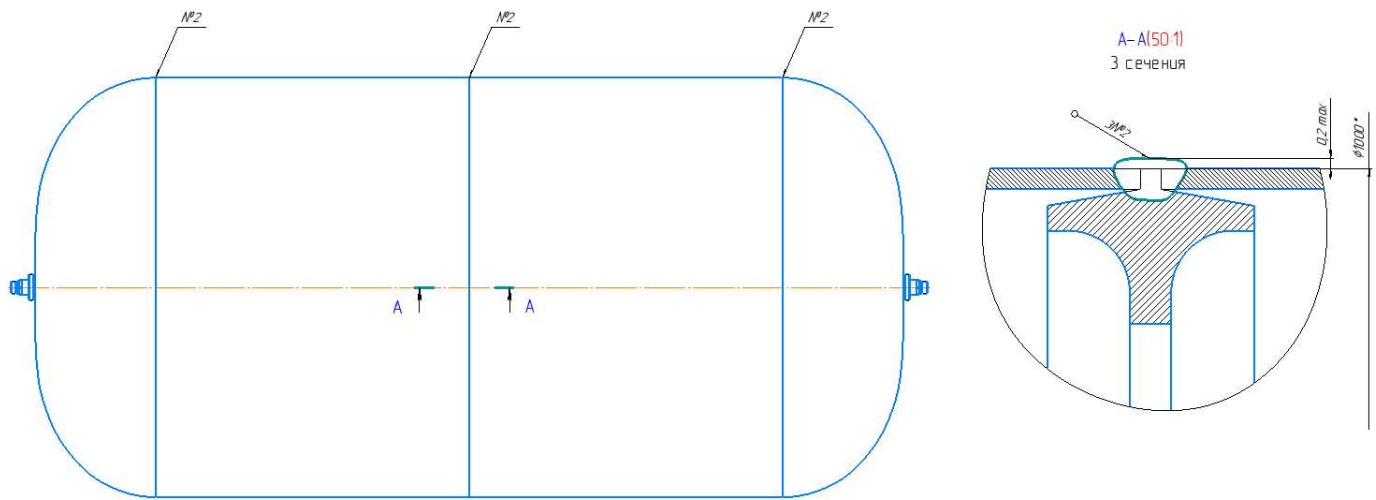


Рисунок 4.6 – Применение технологического шпангоута для изготовления тонкостенного герметизирующего лайнера

Рассмотрим осесимметричную задачу в следующей постановке. Замкнутая цилиндрическая оболочка нагружена осевым усилием N и внутренним давлением p , постоянными по кольцевой координате. Согласно [34] при такой постановке ненулевыми являются только осевые перемещения u и прогиб w , которые зависят от продольной координаты x . Запишем исходные уравнения равновесия [34]

$$\frac{\partial N_x}{\partial x} = 0; \frac{\partial M_x}{\partial x} - Q_x = 0; \frac{\partial Q_x}{\partial x} - \frac{N_y}{R} + p = 0. \quad (4.1.10)$$

Будем обозначать далее штрихом производную по координате x . Кроме этого, зададим координату начальной поверхности e так, чтобы смешанная жёсткость C_{11} обратилась в ноль [34]. Тогда усилия, момент и поперечная сила, входящие в уравнения системы (4.1.10), выражаются следующим образом:

$$\begin{aligned} N_x &= B_{11}\varepsilon_x + B_{12}\varepsilon_y - B_{1T}\Delta T; \\ N_y &= B_{21}\varepsilon_x + B_{22}\varepsilon_y + C_{21}\chi_x - B_{2T}\Delta T; \\ M_x &= C_{12}\varepsilon_y + D_{11}\chi_x - D_{1T}\Delta T; \\ Q_x &= K_x\Psi_x. \end{aligned} \quad (4.1.11)$$

Геометрические соотношения имеют вид

$$\varepsilon_x = u'; \varepsilon_y = \frac{w}{R}; \chi_x = \theta'_x; \theta_x = \psi_x - w'. \quad (4.1.12)$$

В соотношениях (4.1.11) введены следующие коэффициенты [34]:

$$\begin{aligned} B_{11} &= I_{11}^{(0)} = A_{11}^M h_M + A_{11}^{o1} h_{o1} + A_{11}^p h + A_{11}^{o2} h_{o2}; \\ B_{12} &= B_{21} = I_{12}^{(0)} = I_{21}^{(0)} = A_{12}^M h_M + A_{12}^{o1} h_{o1} + A_{12}^p h + A_{12}^{o2} h_{o2}; \\ B_{22} &= I_{22}^{(0)} = A_{22}^M h_M + A_{22}^{o1} h_{o1} + A_{22}^p h + A_{22}^{o2} h_{o2}; \\ B_{1T} &= I_{1T}^{(0)} = A_{1T}^M h_M + A_{1T}^{o1} h_{o1} + A_{1T}^p h + A_{1T}^{o2} h_{o2}; \\ B_{2T} &= I_{2T}^{(0)} = A_{2T}^M h_M + A_{2T}^{o1} h_{o1} + A_{2T}^p h + A_{2T}^{o2} h_{o2}; \\ C_{12} &= C_{21} = I_{12}^{(1)} - eI_{12}^{(0)}; \quad D_{11} = I_{11}^{(2)} - 2eI_{11}^{(1)} + e^2I_{11}^{(0)}; \quad D_{1T} = I_{1T}^{(2)} - 2eI_{1T}^{(1)} + e^2I_{1T}^{(0)}. \end{aligned}$$

$$I_{11}^{(1)} = \frac{1}{2} \left(A_{11}^M h_M^2 + A_{11}^{o1} (h_{o1}^2 - h_M^2) + A_{11}^p (h^2 - h_{o1}^2) + A_{11}^{o2} (h_{o2}^2 - h^2) \right);$$

$$e = \frac{I_{11}^{(1)}}{I_{11}^{(0)}}; \quad K_x = \frac{H^2}{\frac{h_M}{G} + \frac{h_{o1}}{G_{13}^{o1}} + \frac{h}{G_{13}^p} + \frac{h_{o2}}{G_{13}^{o2}}};$$

$$I_{12}^{(1)} = I_{21}^{(1)} = \frac{1}{2} \left(A_{12}^M h_M^2 + A_{12}^{o1} (h_{o1}^2 - h_M^2) + A_{12}^p (h^2 - h_{o1}^2) + A_{12}^{o2} (h_{o2}^2 - h^2) \right);$$

$$I_{1T}^{(1)} = \frac{1}{2} \left(A_{1T}^M h_M^2 + A_{1T}^{o1} (h_{o1}^2 - h_M^2) + A_{1T}^p (h^2 - h_{o1}^2) + A_{1T}^{o2} (h_{o2}^2 - h^2) \right);$$

$$I_{1T}^{(2)} = \frac{1}{3} \left(A_{1T}^M h_M^3 + A_{1T}^{o1} (h_{o1}^3 - h_M^3) + A_{1T}^p (h^3 - h_{o1}^3) + A_{1T}^{o2} (h_{o2}^3 - h^3) \right);$$

$$I_{11}^{(2)} = \frac{1}{3} \left(A_{11}^M h_M^3 + A_{11}^{o1} (h_{o1}^3 - h_M^3) + A_{11}^p (h^3 - h_{o1}^3) + A_{11}^{o2} (h_{o2}^3 - h^3) \right);$$

В приведённых выше выражениях коэффициенты жёсткости слоёв стенки A_{ij} приводятся в Главе 3 настоящей работы и в Разделе 4.1. В результате, соотношения (4.1.11) с учётом (4.1.12) можно переписать следующим образом

$$N_x = B_{11} u' + B_{12} \frac{w}{R} - B_{1T} \Delta T; \quad (4.1.13)$$

$$N_y = B_{12} u' + B_{22} \frac{w}{R} + C_{12} (\psi'_x - w'') - B_{2T} \Delta T; \quad (4.1.14)$$

$$M_x = C_{12} \frac{w}{R} + D_{11} (\psi'_x - w'') - D_{1T} \Delta T; \quad (4.1.15)$$

$$Q_x = K_x \psi_x. \quad (4.1.16)$$

Таким образом, рассматриваемая задача сводится к уравнениям (4.1.10) и (4.1.13)-(4.1.16). Из первого уравнения (4.1.10) с учётом граничных условий, показанных на Рисунке 4.7 получим $N_x = N$. Тогда из (4.1.13) найдём

$$u' = \frac{1}{B_{11}} \left(N - B_{12} \frac{w}{R} + B_{1T} \Delta T \right). \quad (4.1.17)$$

Заменим в третьем уравнении (4.1.10) перерезывающую силу Q_x с помощью соотношения (4.16) и найдём ψ'_x

$$\psi'_x = \frac{1}{K_x} \left(\frac{N_y}{R} - p \right).$$

С учётом равенств (4.1.14) и (4.1.17) окончательно имеем

$$\psi'_x = \frac{1}{RK_x b} \left(\frac{1}{B_{11}} \left[B_{12} N + B \frac{w}{R} + B_T \Delta T \right] - C_{12} w'' - pR \right). \quad (4.1.18)$$

где

$$B = B_{11} B_{22} - B_{12}^2; \quad B_T = B_{12} B_{1T} - B_{11} B_{2T}; \quad b = 1 - \frac{C_{12}}{RK_x}.$$

Подставим теперь момент и перерезывающую силу из (4.1.15) и (4.1.16) во второе уравнение (4.1.10):

$$\frac{C_{12}}{R} w' + D_{11} (\psi''_x - w''') - K_x \psi_x = 0,$$

продифференцируем его

$$\frac{C_{12}}{R} w'' + D_{11} (\psi'''_x - w''') - K_x \psi'_x = 0,$$

и с помощью равенства (4.1.18) исключим ψ'_x . В результате получим следующее основное уравнение осесимметричной задачи для цилиндрической оболочки

$$\begin{aligned} C_{12} \frac{w''}{R} + D_{11} \left(\frac{1}{RK_x b} \left(\frac{B}{B_{11} R} w'' - C_{12} w'''' \right) - w'''' \right) - \frac{1}{Rb} \left(\frac{1}{B_{11}} \left[B_{12} N + B \frac{w}{R} + B_T \Delta T \right] - C_{12} w'' - pR \right) &= 0; \\ D_{11} \left(Rb + \frac{C_{12}}{K_x} \right) w'''' - \left(C_{12} b + C_{12} + \frac{BD_{11}}{B_{11} RK_x} \right) w'' + \frac{B}{B_{11} R} w &= \left(pR - \frac{1}{B_{11}} \left[B_{12} N + B_T \Delta T \right] \right); \\ w'''' - \frac{\left(C_{12} (1+b) + \frac{BD_{11}}{B_{11} RK_x} \right)}{D_{11} \left(Rb + \frac{C_{12}}{K_x} \right)} w'' + \frac{B}{RB_{11} D_{11} \left(Rb + \frac{C_{12}}{K_x} \right)} w &= \frac{\left(pR - \frac{1}{B_{11}} \left[B_{12} N + B_T \Delta T \right] \right)}{D_{11} \left(Rb + \frac{C_{12}}{K_x} \right)}; \end{aligned}$$

Запишем основное разрешающее уравнение в виде

$$w^{IV} - 2k_1^2 w'' + k_2^4 w = k_p, \quad (4.1.19)$$

где

$$k_1^2 = \frac{\left(C_{12}(1+b) + \frac{BD_{11}}{RB_{11}K_x} \right)}{2D_{11} \left(Rb + \frac{C_{12}}{K_x} \right)}; k_2^4 = \frac{B}{RB_{11}D_{11} \left(Rb + \frac{C_{12}}{K_x} \right)}; k_p = \frac{\left(pR - \frac{1}{B_{11}} [B_{12}N + B_T \Delta T] \right)}{D_{11} \left(Rb + \frac{C_{12}}{K_x} \right)}.$$

решением данного дифференциального уравнения будет функция

$$w = w_0 + \sum_{i=1}^4 C_i \Phi_i(x).$$

Здесь w_0 – частное решение, соответствующее безмоментному решению и имеющее вид

$$w_0 = \frac{k_p}{k_2^4} = \frac{R}{B} \left(pRB_{11} - [B_{12}N + B_T \Delta T] \right). \quad (4.1.20)$$

Форма функций $\Phi_i(x)$ зависит от соотношения между k_1^2 и k_2^2 . В случае $k_1^2 < k_2^2$, выражение для прогиба оболочки выглядит следующим образом

$$w = w_0 + C_1 e^{-rx} \cos tx + C_2 e^{-rx} \sin tx + C_3 e^{rx} \cos tx + C_4 e^{rx} \sin tx,$$

где

$$r = \sqrt{\frac{1}{2}(k_2^2 + k_1^2)}; t = \sqrt{\frac{1}{2}(k_2^2 - k_1^2)}. \quad (4.1.21)$$

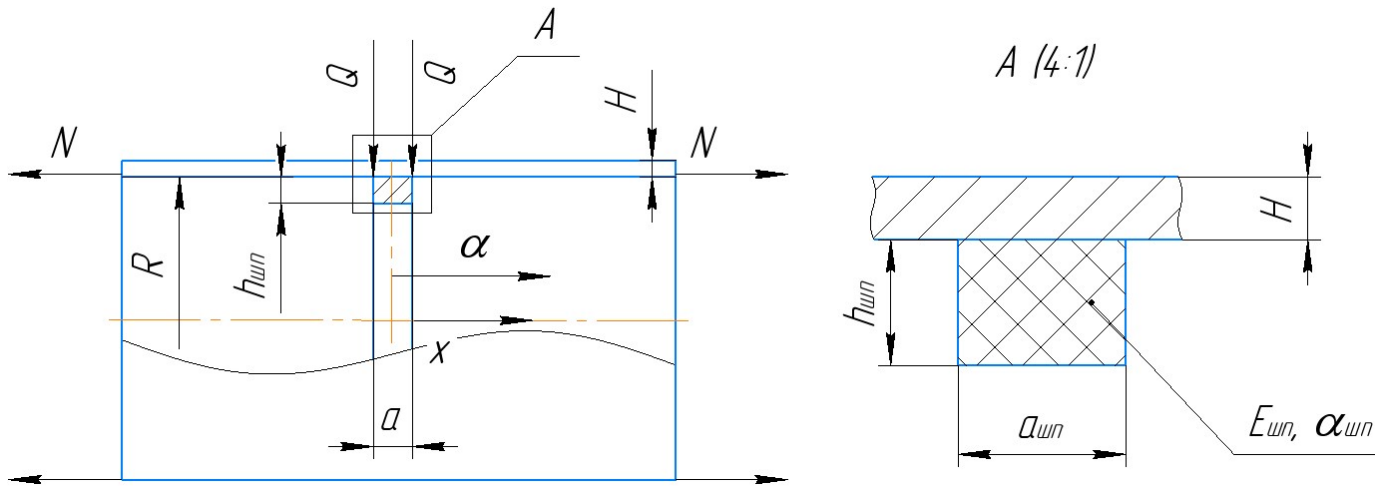


Рисунок 4.7 – Геометрические характеристики упругого шпангоута и действующие на него силы

В случае равномерного давления p , считая оболочку длинной и рассматривая её поведение в окрестности шпангоута, примем $C_3 = C_4 = 0$, т.е. учитываем только затухающую по оси бака часть решения [34].

Рассмотрим случай абсолютно жёсткого шпангоута. Граничными условиями в этом случае будут следующие уравнения:

$$w(0) = 0; w'(0) = 0.$$

Тогда константы интегрирования могут быть определены следующим образом:

$$C_1 = -w_0; C_2 = -w_0 \sqrt{\frac{(k_2^2 + k_1^2)}{(k_2^2 - k_1^2)}}.$$

На Рисунке 4.8 показана форма прогиба в районе абсолютно жёсткого шпангоута при приложении $\Delta T = -216$ К (штриховая линия).

Рассмотрим упругий шпангоут с учётом его линейного температурного деформирования (Рисунок 4.7). Считая оболочку длинной и рассматривая её поведение в окрестностях шпангоута, аналогично предыдущему рассмотренному случаю с жёстким шпангоутом, запишем следующие граничные условия:

$$w(0) = w_{un}; w'(0) = 0.$$

Представим сечение рассматриваемого шпангоута в виде точки, характеризуемой площадью сечения, исходя из предположения о жёсткости сечения шпангоута. Также шпангоут обладает возможностью деформироваться при действии температуры [34] и обладает жёсткостью в кольцевом направлении.

Запишем уравнение радиального перемещения шпангоута (см. Рисунок 4.7), нагруженного внутренним давлением, осевой силой и краевыми усилиями Q_R в соответствии с граничными условиями [34]

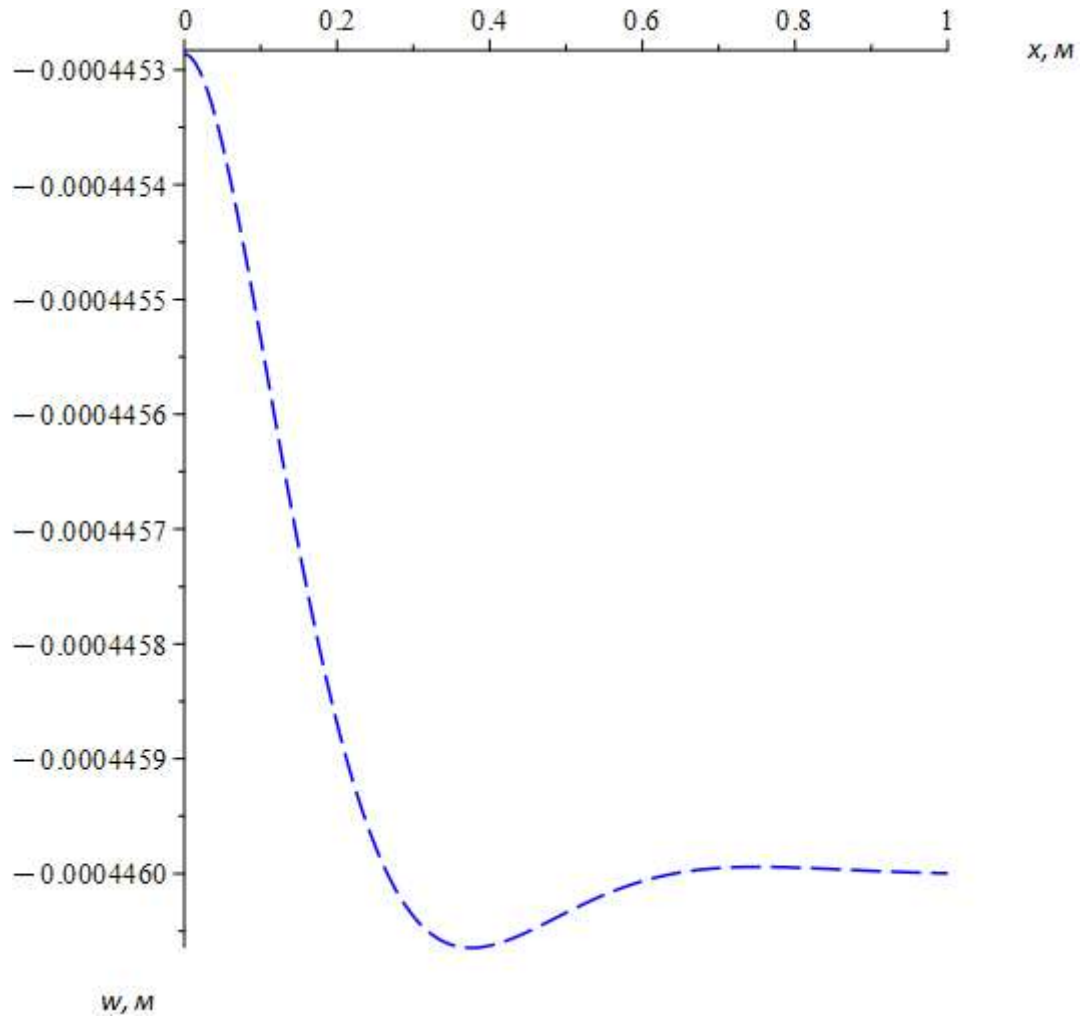


Рисунок 4.8 – Прогиб стенки бака в районе абсолютно жёсткого шпангоута при $\Delta T = -216$ К

$$w_{un} = \frac{R^2}{B_{un}} (pa_{un} + 2Q_R + Nw'(0)) + R\alpha_{un}\Delta T$$

Здесь B_{un} – жёсткость шпангоута с учётом соприкасающейся с ним части оболочки определяется соотношением

$$B_{un} = (E_{un}h_{un} + B_{22}H)a_{un},$$

и

$$Q_R = M'_x = \frac{1}{R} \left(C_{12} + \frac{BD_{11}}{B_{11}RK_x b} \right) w'(0) - D_{11} \left(\frac{C_{12}}{RK_x b} + 1 \right) w'''(0), \quad N = \frac{pR}{2}.$$

В предпоследнем выражении общая толщина оболочки определяется толщинами отдельных слоёв как

$$H = h_M + h_{o1} + h + h_{o2}.$$

Выражения для прогиба, его первой и третьей производной имеют вид:

$$w = w_0 + C_1 e^{-rx} \cos tx + C_2 e^{-rx} \sin tx,$$

$$w' = -e^{-rx} (C_1 (t \sin tx + r \cos tx) + C_2 (r \sin tx - t \cos tx)),$$

$$w''' = -e^{-rx} \left(C_1 \left((3r^2 t - t^3) \sin tx + (r^3 - 3rt^2) \cos tx \right) + C_2 \left((r^3 - 3rt^2) \sin tx - (3r^2 t - t^3) \cos tx \right) \right).$$

Запишем уравнение прогиба шпангоута и перерезывающей силы для координаты $x = 0$:

$$\begin{aligned} w_{un} = & C_1 \left(4RD_{11} \left(\frac{C_{12}}{RK_x b} + 1 \right) (r^3 - 3rt^2) - \left(2 \left(C_{12} + \frac{BD_{11}}{B_{11}RK_x b} \right) + RN \right) r \right) \frac{R}{B_{un}} + \\ & + C_2 \left(\left(2 \left(C_{12} + \frac{BD_{11}}{B_{11}RK_x b} \right) + RN \right) t - 2RD_{11} \left(\frac{C_{12}}{RK_x b} + 1 \right) (3r^2 t - t^3) \right) \frac{R}{B_{un}} + \\ & + \frac{R^2}{B_{un}} pa_{un} + R\alpha_{un}\Delta T. \end{aligned}$$

$$Q_R = \frac{1}{R} \left(C_{12} + \frac{BD_{11}}{B_{11}RK_x b} \right) (C_2 t - C_1 r) - D_{11} \left(\frac{C_{12}}{RK_x b} + 1 \right) \left(C_2 (3r^2 t - t^3) - C_1 (r^3 - 3rt^2) \right).$$

Из граничных условий найдём

$$C_1 = w_{un} - w_0, C_2 = C_1 \frac{r}{t} = (w_{un} - w_0) \frac{r}{t}.$$

Решая эту систему уравнений, определим константы интегрирования, которые имеют вид

$$C_1 = - \frac{w_0 - \frac{R^2}{B_{un}} p a_{un} - R \alpha_{un} \Delta T}{1 + \frac{2D_{11}R^2}{B_{un}} \left(1 + \frac{C_{12}}{RK_x b} \right) (r^2 + 7t^2) r},$$

$$C_2 = - \frac{\left(w_0 - \frac{R^2}{B_{un}} p a_{un} - R \alpha_{un} \Delta T \right) \frac{r}{t}}{1 + \frac{2D_{11}R^2}{B_{un}} \left(1 + \frac{C_{12}}{RK_x b} \right) (r^2 + 7t^2) r}.$$

Таким образом, прогиб будет определяться соотношением

$$w = w_0 - \frac{w_0 - \frac{R^2}{B_{un}} p a_{un} - R \alpha_{un} \Delta T}{1 + \frac{2D_{11}R^2}{B_{un}} \left(1 + \frac{C_{12}}{RK_x b} \right) (r^2 + 7t^2) r} e^{-rx} \left(\cos tx + \frac{r}{t} \sin tx \right). \quad (4.1.22)$$

В уравнении (4.1.22) коэффициенты r , t определяются при помощи выражений (4.1.21). На Рисунке 4.9 представлена функция прогиба, соответствующая решению для упругого шпангоута и решению для абсолютно жёсткого шпангоута (штриховая линия).

Определим величину контактного давления (аналогично предыдущему Разделу), возникающего между силовой обшивкой бака «01» и металлическим лайнером с учётом металлического шпангоута. Запишем уравнение равновесия в кольцевом направлении для металлического лайнера в виде:

$$\sigma_{\beta}^M h_M = (p + q) R, \quad (4.1.23)$$

где q – контактное давление между лейнером и композитным слоем. Подставляя в (4.1.23) выражения для кольцевого напряжения из (4.1.1), получим

$$\left(\bar{E}v\varepsilon_\alpha + \bar{E}\varepsilon_\beta - (1+v)\alpha\Delta T\right)h_M = (p+q)R. \quad (4.1.24)$$

В уравнении (4.1.24) кольцевая деформация ε_β определяется равенствами (4.1.20)

и $\varepsilon_\beta = w_0 / R$, а осевая деформация ε_α при помощи уравнения (4.1.15), т.е.

$$\varepsilon_\beta = \frac{w}{R}, \quad \varepsilon_\alpha = \frac{1}{B_{11}} \left(N - B_{12} \frac{w}{R} + B_{1T} \Delta T \right).$$

Таким образом, имеем

$$\frac{\bar{E}v}{B_{11}} \left(N - B_{12} \frac{w}{R} + B_{1T} \Delta T \right) + \bar{E} \frac{w}{R} - (1+v)\alpha\Delta T = (p+q) \frac{R}{h_M}. \quad (4.1.25)$$

Окончательно, выражение для вычисления контактного давления на металлический лейнер в зоне шпангоута имеет вид

$$q = \left(\bar{E} \left[1 - \frac{vB_{12}}{B_{11}} \right] \left[\frac{w_0}{R} - \frac{\left(\frac{w_0}{R} - \frac{R}{B_{un}} pa_{un} - \alpha_{un} \Delta T \right) e^{-rx} \left(\cos tx + \frac{r}{t} \sin tx \right)}{1 + \frac{2D_{11}R^2}{B_{un}} \left(1 + \frac{C_{12}}{RK_x b} \right) (r^2 + 7t^2)r} \right] + \frac{v}{B_{11}} N \right) + \frac{h_M}{R} - p. \quad (4.1.26)$$

$$+ \left[\bar{E} \frac{vB_{1T}}{B_{11}} - (1+v)\alpha \right] \Delta T$$

Зависимость контактного давления q от осевой координаты представлена на Рисунке 4.10.

Зная значение контактного давления в зоне шпангоута, можно обеспечить процесс проектирования металлического лейнера и его шпангоутов таким образом, чтобы коэффициенты линейной температурной расширения шпангоутов были по возможности близки по своим величинам КЛТР лейнера. Это позволит обеспечить одинаковое контактное давление в зоне шпангоута и в зонах, удалённых от него, близкое по величине к давлению, создаваемому прогибом w_0 – штриховая линия на Рисунке 4.10.

Для реализации изложенного выше способа температурной компенсации шпангоута предлагается конструкция шпангоута, показанная на Рисунке 4.11. Шпангоут представляет собой U – образный профиль, соединённый с лейнером, и имеющий внутри намотанный композитный материал. Кольцевая жёсткость такого шпангоута может быть вычислена по формуле

$$B_{um}^* = E_M \frac{\delta(a + 2(H - \delta))}{aH} + E_1^{KM} \left(1 - \frac{\delta(a + 2(H - \delta))}{aH} \right); \quad (4.1.27)$$

Также может быть определён коэффициент линейного температурного расширения в кольцевом направлении согласно выражению

$$\alpha_{um}^* = \alpha_M \frac{\delta(a + 2(H - \delta))}{aH} + \alpha_{KM} \left(1 - \frac{\delta(a + 2(H - \delta))}{aH} \right). \quad (4.1.28)$$

Конкретные геометрические параметры стенки шпангоута – толщина, высота, ширина полки – а также выбор материала, вмотанного в шпангоут подбираются таким образом, чтобы КЛТР модифицированного шпангоута был максимально приближен к КЛТР металлического лейнера.

На Рисунке 4.12 представлено контактное давление между силовой стенкой бака и герметизирующим лейнером при $\Delta T = -216$ К, в случае использования шпангоута с управляемой жёсткостью.

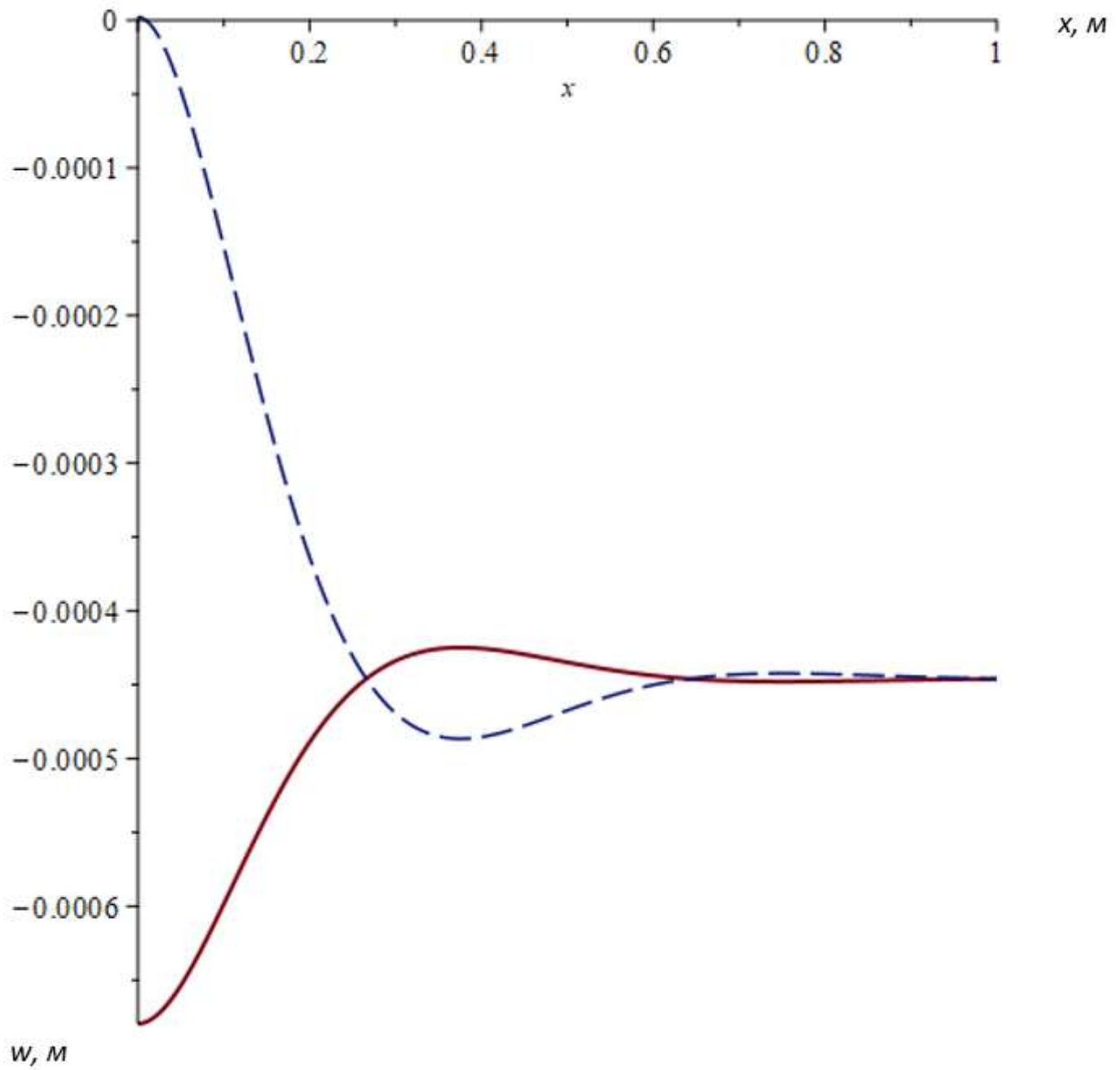


Рисунок 4.9 – Прогиб стенки бака, соответствующий решению для упругого шпангоута (сплошная линия) и решению для абсолютно жёсткого шпангоута (штриховая линия), при $\Delta T = -216$ К

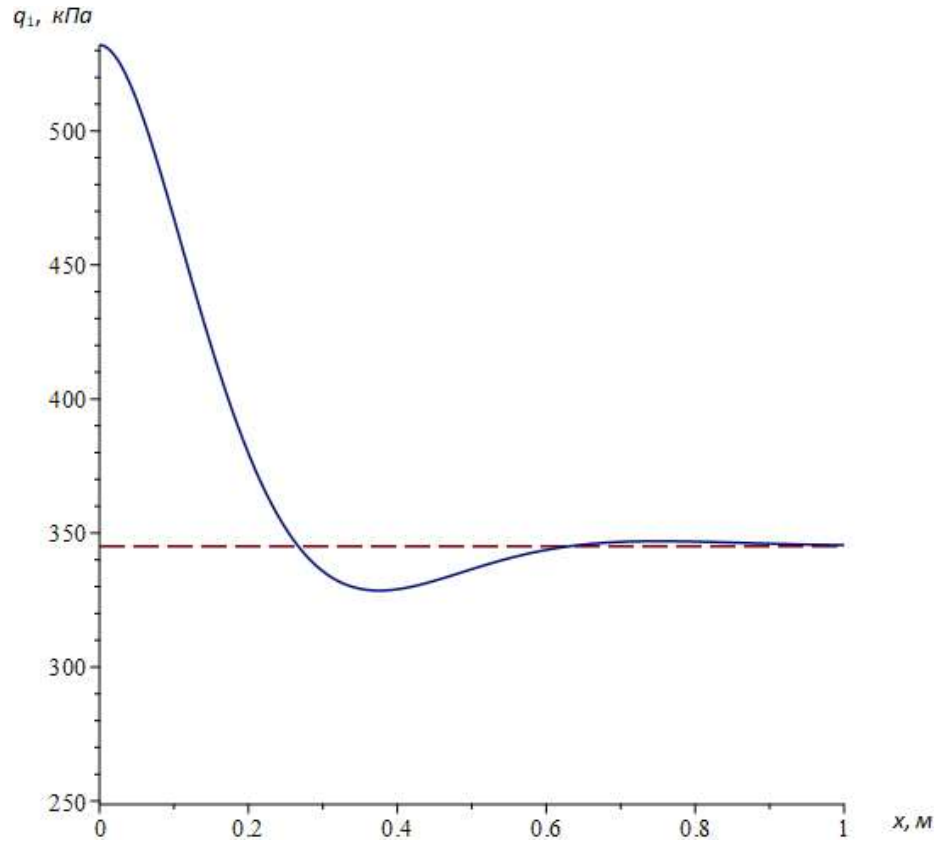


Рисунок 4.10 – Зависимость контактного давления (в МПа) между лейнером и силовой оболочкой от осевой координаты (в м) при $\Delta T = -216$ К

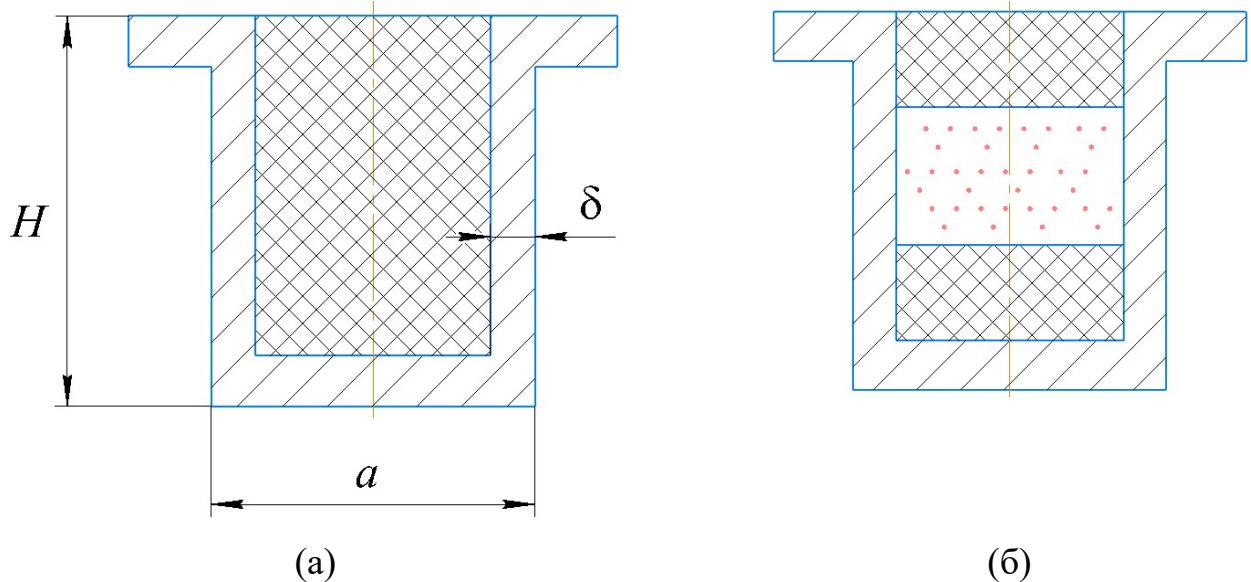


Рисунок 4.11 – Конструкция шпангоута с управляемой кольцевой жёсткостью.
А – полное заполнение; Б – вариант с неполным заполнением шпангоута

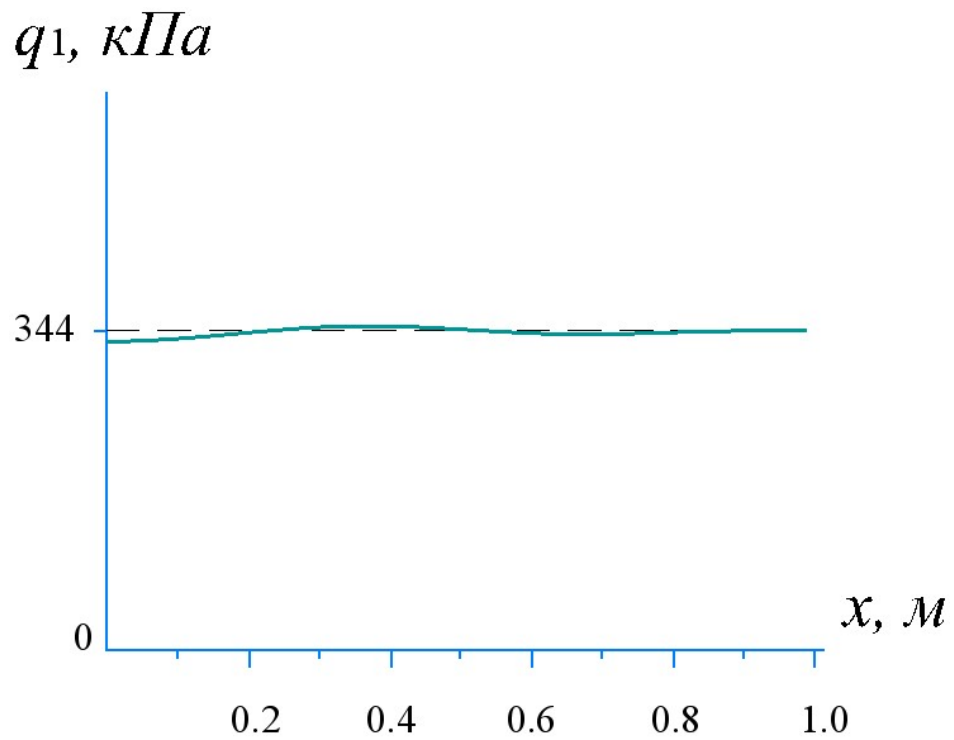


Рисунок 4.12 – Зависимость контактного давления (в МПа) при использовании модифицированного шпангоута между лайнером и силовой оболочкой от осевой координаты (в м) при $\Delta T = -216 \text{ К}$

4.3 Устойчивость лейнера при осевом сжатии

Как уже неоднократно отмечалось выше, эксплуатационные нагрузки для баков могут быть приведены к эквивалентной осевой сжимающей силе, от действия которой в композитной стенке бака и в лейнере возникают сжимающие напряжения. Такие напряжения могут привести к потере устойчивости лейнера, приводящей к его отслоению от наружной силовой композитной оболочки (Рисунок 4.13) радиуса R . Решение рассматриваемой задачи автору неизвестно. В имеющихся работах рассматривается оболочка в виде стержня на упругом основании [175,195] или воздействие наружного слоя на оболочку моделируется внешним давлением [152]. Решение аналогичной задачи для случая внешнего давления представлено в настоящей работе в Главе 3.

Будем считать композитный слой бака абсолютно жёстким по отношению к тонкому изотропному лейнеру, который сохраняет цилиндрическую форму до момента потери устойчивости лейнера. Рассмотрим отслоившийся участок оболочки, показанный на Рисунке 4.13. Действующие на рассматриваемом участке силы и перемещения показаны на Рисунке 4.14. Рассмотрим участок 0-1 и запишем уравнение равновесия для проекции сил на ось α

$$N_0 = -N.$$

В промежуточной точке на участке 0-1 из этого же условия получим

$$N + N_\alpha - Q_\alpha \bar{w}' = 0,$$

откуда

$$N_\alpha = Q_\alpha \bar{w}' - N. \tag{4.2.1}$$

Уравнение равновесия для проекции сил, действующих на элемент оболочки, на её радиус запишем в форме

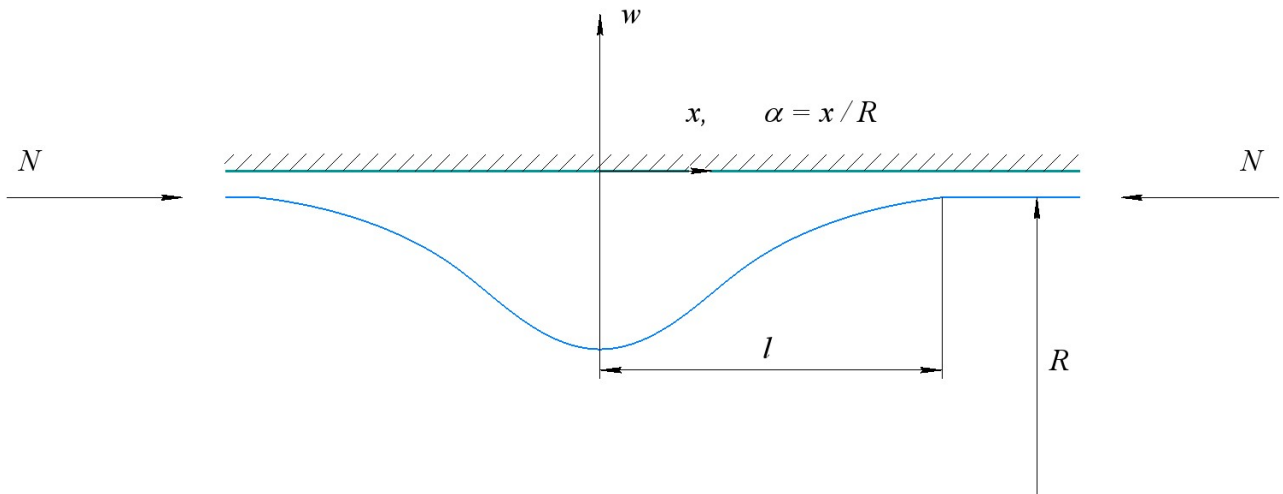


Рисунок 4.13 – Форма потери устойчивости лайнера композитного бака при действии осевой сжимающей силы

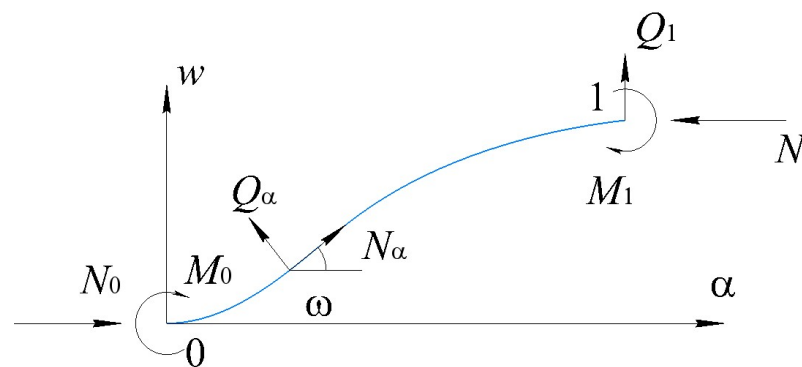


Рисунок 4.14 – Силы и перемещения на рассматриваемом участке лайнера

$$Q'_\alpha + (N_\alpha \bar{w}') - N_\beta = 0. \quad (4.2.2)$$

Уравнение моментов имеет вид

$$M'_\alpha - RQ_\alpha = 0. \quad (4.2.3)$$

Соотношения упругости запишем следующим образом

$$N_\alpha = \bar{E}h(\xi_\alpha + \nu\varepsilon_\beta), \quad N_\beta = \bar{E}h(\varepsilon_\beta + \nu\xi_\alpha), \quad M_\alpha = D\alpha_\alpha. \quad (4.2.4)$$

Здесь $\bar{E} = E/(1-\nu^2)$, $D = \bar{E}h^3/12$,

где E – модуль упругости материала лайнера, ν – коэффициент Пуассона, h – толщина лайнера.

Геометрические соотношения имеют вид

$$\xi_\alpha = \varepsilon_\alpha + \frac{\omega^2}{2} = \frac{1}{R} \frac{du}{d\alpha} + \frac{1}{2}(\bar{w}')^2 = \bar{u}' + \frac{1}{2}(\bar{w}')^2, \quad (4.2.5)$$

где $\bar{u} = u/R$ и $\bar{w} = w/R$,

$$\varepsilon_\beta = \bar{w}, \quad \alpha_\alpha = \frac{\omega'}{R}, \quad \omega = -\bar{w}'. \quad (4.2.6)$$

В уравнениях (4.2.1)-(4.2.6) N , Q , M – осевое усилие, поперечное усилие и изгибающий момент, действующие в осевом (α) и кольцевом (β) направлениях. Их положительные направления показаны на Рисунке 4.14, u , w – осевое перемещение и прогиб, направленный по наружной нормали, ω – угол поворота нормали к поверхности оболочки, $(\cdot)' = d(\cdot)/d\alpha$. Уравнения (4.2.4)-(4.2.6) соответствуют бесконечно длинной цилиндрической оболочке.

Рассмотрим соотношения упругости. Из первого уравнения (4.2.4) выразим деформацию

$$\xi_\alpha = \frac{N_\alpha}{\bar{E}h} - \nu\varepsilon_\beta.$$

С учётом соотношений (4.2.1) и (4.2.6), перепишем это выражение в виде

$$\xi_{\alpha} = \frac{Q_{\alpha}}{\bar{E}h} \bar{w}' - \frac{N}{\bar{E}h} - \nu \bar{w}.$$

Подставляя полученное соотношение во второе уравнение (4.2.4) получим усилие в кольцевом направлении в виде

$$N_{\beta} = \bar{E}h\bar{w} + \nu Q_{\alpha} \bar{w}' - \nu N. \quad (4.2.7)$$

Из уравнения моментов (4.4.3) выразим поперечную силу и с помощью равенств (4.4.4) и (4.4.6) представим её в виде

$$Q_{\alpha} = \frac{M'_{\alpha}}{R} = -D \frac{\bar{w}'''}{R^2}. \quad (4.2.8)$$

Возвращаясь к уравнениям равновесия, рассмотрим уравнение (4.2.2). Подставляя в него выражения (4.2.8), (4.2.1) и (4.2.7), получим дифференциальное уравнение 4 порядка относительно прогиба лейнера

$$\left(1 + (\bar{w}')^2\right) \bar{w}^{IV} + 2\bar{w}'\bar{w}''\bar{w}''' - \nu\bar{w}'\bar{w}'' + \frac{\bar{E}hR^2}{D} \bar{w} + \frac{NR^2}{D} (\bar{w}'' - \nu) = 0. \quad (4.2.9)$$

Это уравнение имеет очевидное частное решение, вызванное эффектом Пуассона, т.е.

$$\bar{w}_p = \frac{\nu N}{\bar{E}h}.$$

Прогиб, соответствующий данному решению, не соответствует условиям решаемой задачи – наружный слой не позволяет оболочке деформироваться таким образом. Для того, чтобы исключить этот эффект, предположим, что наружный композитный слой обладает таким же коэффициентом Пуассона, что и внутренняя изотропная оболочка. Представим решение уравнения (4.2.9) в виде

$$\bar{w} = \bar{w}_p + f(\alpha). \quad (4.2.10)$$

Подставляя это решение в (4.2.9), получим

$$L(f) = \left(1 + (f')^2\right) f^{IV} + 2ff''f''' + 12r \left(f + \varepsilon(1 - \nu^2)\right) f'' = 0. \quad (4.2.11)$$

Здесь

$$r = \frac{R^2}{h^2}, \quad \varepsilon = \frac{N}{hE},$$

а неизвестными являются функция прогиба и деформация ε .

Для приближённого решения уравнения (4.2.11) воспользуемся методом Бубнова-Галёркина [75], приняв искомую функцию прогиба в виде

$$f = f_0 + C_1 \alpha^2 + C_2 \alpha^4, \quad (4.2.12)$$

где f_0 – безразмерная амплитуда прогиба.

Запишем граничные условия рассматриваемой задачи. При $\alpha = 0$ имеем

$$f' = 0 \text{ и } Q_\alpha = 0, \text{ т.е. } f''' = 0.$$

При $\alpha = \bar{l} = l/R$, где l – длина полуволны зоны потери устойчивости (Рисунок 4.13) имеем $f = 0$ и $f' = 0$.

Удовлетворяя граничные условия, найдём константы интегрирования:

$$C_1 = -2 \frac{f_0}{\bar{l}^2}, \quad C_2 = \frac{f_0}{\bar{l}^4}.$$

Таким образом, выражение (4.2.12) для прогиба принимает вид

$$f = f_0 \left(1 - \frac{\alpha^2}{\bar{l}^2} \left(2 - \frac{\alpha^2}{\bar{l}^2}\right)\right). \quad (4.2.13)$$

Согласно методу Бубнова-Галёркина запишем следующее уравнение для f_0 :

$$\int_0^{\bar{l}} L(f) \left(1 - \frac{\alpha^2}{\bar{l}^2} \left(2 - \frac{\alpha^2}{\bar{l}^2}\right)\right) d\alpha = 0. \quad (4.2.14)$$

В результате интегрирования получим

$$f_0^2 + \frac{11\bar{l}^2}{48} \left(r\bar{l}^2 \left[\bar{l}^2 - 3\varepsilon(1-\nu^2) \right] + \frac{21}{8} \right) = 0. \quad (4.2.15)$$

Решение этого уравнения имеет вид

$$f_0 = -\frac{\bar{l}}{48} \sqrt{1584\varepsilon\bar{l}^2 r(1-\nu^2) - 528\bar{l}^4 r - 1386}.$$

Проанализируем полученное решение. Для выполнения условия существования действительного значения f_0 , необходимо потребовать, чтобы подкоренное выражение было неотрицательным, т.е.

$$1584\varepsilon\bar{l}^2 r(1-\nu^2) - 528\bar{l}^4 r - 1386 \geq 0.$$

Преобразуя это неравенство, получим следующую зависимость относительно искомой деформации ε

$$\varepsilon \geq \frac{8\bar{l}^4 r + 21}{24\bar{l}^2 r(1-\nu^2)}. \quad (4.2.16)$$

Для заданного параметра $r = R^2 / h^2$ можно построить зависимость деформации ε от длины полуволны \bar{l} (Рисунок 4.15). Критическим является минимальное значение этой деформации, т.е. $\varepsilon_{cr} = \min(\varepsilon)$. Для тонкостенного лайнера при $R / h = 500$ и $\nu = 0.3$ получим $\varepsilon_{cr} = 0.23 \%$. На Рисунке 4.16 показан прогиб, определяемый согласно уравнению (4.2.13), для оболочки с отношением $R / h = 500$, соответствующим модельному баку с геометрическими параметрами, представленными в Главе 2.

Для определения значения длины полуволны \bar{l} , соответствующего минимальному значению деформации найдём экстремум функции деформации от \bar{l} , т.е. $d\varepsilon/d\bar{l} = 0$:

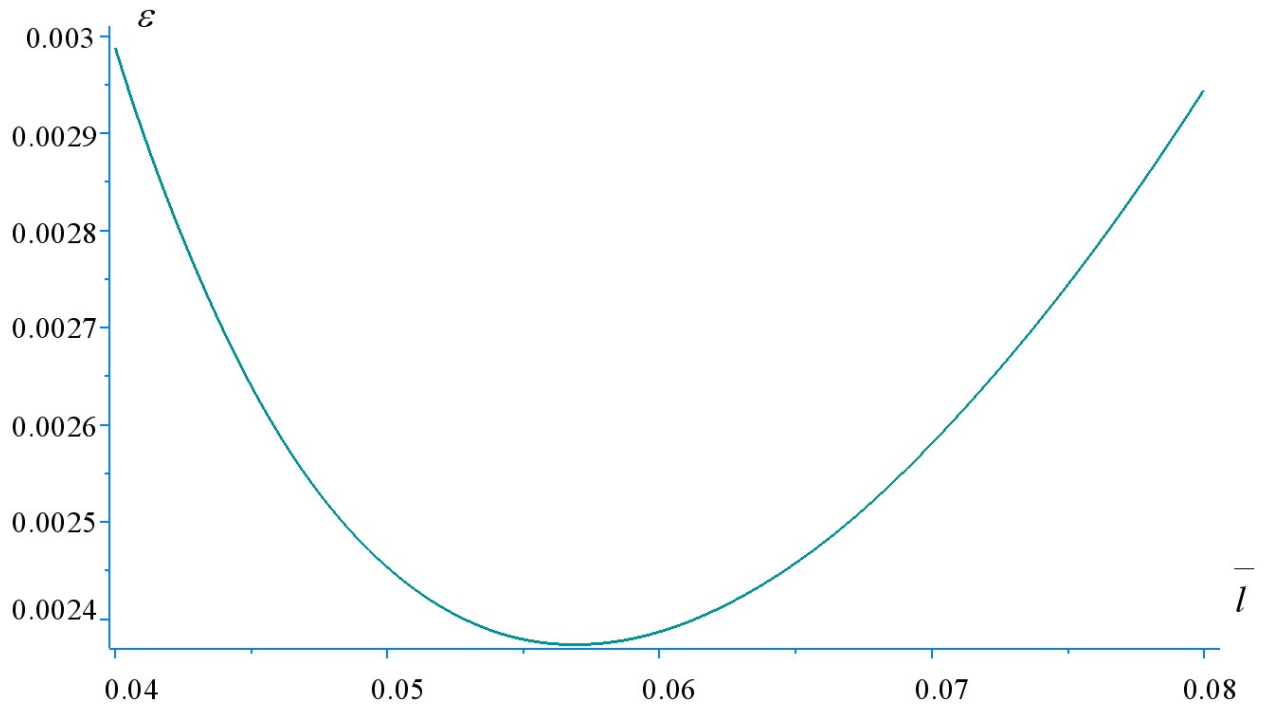


Рисунок 4.15 – Зависимость деформации ε от длины полуволны \bar{l} для $R/h = 500$

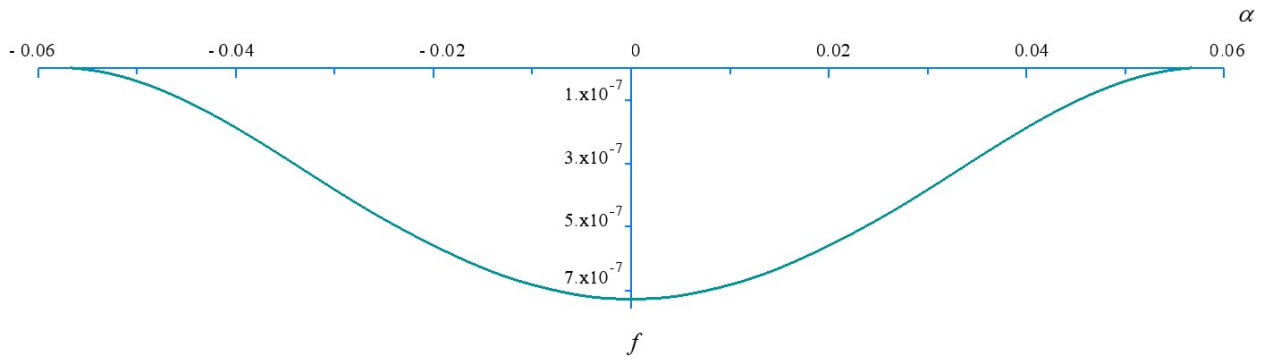


Рисунок 4.16 – Прогиб оболочки с $R/h = 500$ при критической деформации

$$\frac{4\bar{l}}{3(1-v^2)} - \frac{8\bar{l}^4 r + 21}{12r\bar{l}^3(1-v^2)} = 0,$$

или

$$\bar{l}^4 = \frac{21}{8r}.$$

С помощью данного значения длины полуволны выражение (4.2.16) можно записать в окончательном виде

$$\varepsilon_{cr} = \frac{7}{\sqrt{42r(1-v^2)}}.$$

4.4 Определение коэффициента теплопроводности оболочки

Как уже отмечалось выше, в конструкции стенки криогенного топливного металлокомпозитного бака для формообразования рёбер сетчатой структуры применяется лёгкий наполнитель, в роли которого выступает конструкционный пенопласт с наиболее низкой плотностью. Вместе с тем, в криогенном баке лёгкий наполнитель служит не только как формообразующий материал, но и является теплоизолирующим слоем, что позволяет использовать бак без дополнительных теплоизолирующих слоёв при температурном воздействии при заправке криогенным топливом. В данном Разделе определяется коэффициент теплопроводности стенки бака в радиальном направлении для оценки теплоизолирующих свойств криогенного металлокомпозитного бака рассматриваемой конструкции.

Рассмотрим сечение стенки металлокомпозитного криогенного топливного бака летательного аппарата. Несущая стенка рассматриваемой цилиндрической оболочки, являющаяся элементом криогенной ёмкости, состоит из несущей сетчатой структуры, лёгкого наполнителя и наружного и внутреннего слоёв, которые могут представлять собой изотропный материал (металлический сплав), слоистый композит или металлокомпозитную структуру. Лёгкий наполнитель, в первую очередь применяющийся в баке в технологических целях (для формообразования рёбер сетчатой структуры), на стадии жизненного цикла бака «эксплуатация» выполняет роль промежуточного теплоизолирующего слоя (Рисунок 4.17). Внутренний композитный силовой слой на тонкостенном металлическом лейнере и внешняя обшивка изготавливаются из композиционного материала методом непрерывной намотки. Помимо высоких удельной жёсткости и прочности одним их отличительных свойств ПКМ является более низкая по сравнению с металлическими сплавами теплопроводность. Наличие конструкционного пенопласта внутри стенки бака позволяет создавать криогенные

баки с внутренней теплоизоляцией. Стенка бака сходна по своей конструкции трёхслойными панелями и обладает схожими свойствами:

– внешняя обшивка предохраняет рёбра сетчатой структуры и лёгкий наполнитель от возможных случайных повреждений при наземной эксплуатации и транспортировке;

– лёгкий наполнитель и сетчатая структура защищены от действия солнечного излучения, погодных условий, радиации, микрометеоритов, аэродинамического напора и внешней температуры;

– лайнер и внутренний композитный слой защищают лёгкий наполнитель и сетчатую структуру от температурного и химического воздействия криогенного рабочего тела и продуктов конденсации на криогенной полости.

Определим температурное распределение в рассматриваемой системе слоёв (Рисунок 4.18), состоящей из слоёв 1 и 2 композиционного материала, слоя теплоизоляции 3 и дискретных рёбер сетчатой структуры 4. Абсолютные температуры рабочего тела T_0 и внешней среды T_∞ , окружающей бак, считаем известными. Считая процесс теплопередачи стационарным, а также полагая толщину стенки оболочки H малой по отношению к радиусу бака, получим следующие уравнения теплопроводности:

$$\frac{d^2 T_2}{d\gamma_2^2} = \frac{d^2 T}{d\gamma^2} = \frac{d^2 T_1}{d\gamma_1^2} = 0.$$

Отсюда

$$T_2 = A_1 \gamma_2 + A_2; \quad T = B_1 \gamma + B_2; \quad T_1 = C_1 \gamma_1 + C_2. \quad (4.3.1)$$

Для определения шести постоянных A , B , и C запишем условия непрерывности температуры на границах слоёв

$$T_2(h_2) = T_0; \quad T_2(0) = T(0); \quad T(h) = T_1(0); \quad T_1(h_1) = T^* \quad (4.3.2)$$

и условие постоянства теплового потока

$$\lambda_{2t} \frac{dT_2}{d\gamma_2} = \lambda_t \frac{dT}{d\gamma} = \lambda_{2t} \frac{dT_1}{d\gamma_1} = q. \quad (4.3.3)$$

В равенстве (4.3.2) через T^* обозначена температура наружной стенки, а в равенстве (4.3.3) λ_i – коэффициенты теплопроводности материала. При этом для среднего слоя, представляющего собой сетчатую систему спиральных и кольцевых рёбер в лёгком заполнителе, коэффициент теплопроводности λ_t записывается в виде:

$$\lambda_t = \lambda_p \frac{f}{S} + \lambda_3 \left(1 - \frac{f}{S}\right).$$

Здесь λ_p – коэффициент теплопроводности материала рёбер сетчатой структуры в направлении толщины анизогридной оболочки, λ_3 – коэффициент теплопроводности лёгкого заполнителя, f – площадь, занимаемая сетчатой структурой в плоскости слоя, S – площадь поверхности слоя.

Подставляя решение (4.3.1) в условия (4.3.2) и (4.3.3) и определяя контакты, окончательно получим

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{\Delta} \left[\frac{\gamma}{\lambda_t} (T^* - T_0) + \frac{h_2}{\lambda_{2t}} T^* + \left(\frac{h}{\lambda_t} + \frac{h_1}{\lambda_{1t}} \right) T_0 \right]; \\ T_1 &= \frac{1}{\Delta} \left[\frac{\gamma}{\lambda_{1t}} (T^* - T_0) + \frac{h_1}{\lambda_{1t}} T_0 + \left(\frac{h}{\lambda_t} + \frac{h_2}{\lambda_{2t}} \right) T^* \right], \end{aligned} \quad (4.3.4)$$

где

$$\Delta = \frac{h_2}{\lambda_{2t}} + \frac{h}{\lambda_t} + \frac{h_1}{\lambda_{1t}}.$$

Введём эффективный коэффициент теплопроводности стенки

$$\lambda_{\text{эф}} = \frac{H}{\Delta}. \quad (4.3.5)$$

Для модельного бака с характеристиками материала и толщинами слоёв стенки, приведёнными в Разделе 4.1 эффективный коэффициент теплопроводности стенки бака $\lambda_{эф} = 0.132$.

На Рисунке 4.19 можно показана эффективного коэффициента теплопроводности стенки бака от толщины сетчатого слоя. Далее из (4.3.3) и (4.3.5) получим

$$q = \frac{\lambda_{эф}}{H} (T^* - T_0). \quad (4.3.6)$$

Найдём температуру на наружной поверхности T^* . Условие теплопередачи на наружной поверхности бака имеет вид

$$q = \alpha (T_\infty - T^*). \quad (4.3.7)$$

Коэффициент теплопередачи выражается [156] через критерии Нуссельта Nu , Грасгофа Gr и Прандтля Pr . Для случая свободной конвекции тонкостенного бака ($H \ll R$), ориентированного внутрь холодной поверхностью в горячей среде, зависимости выражаются следующим образом [156]:

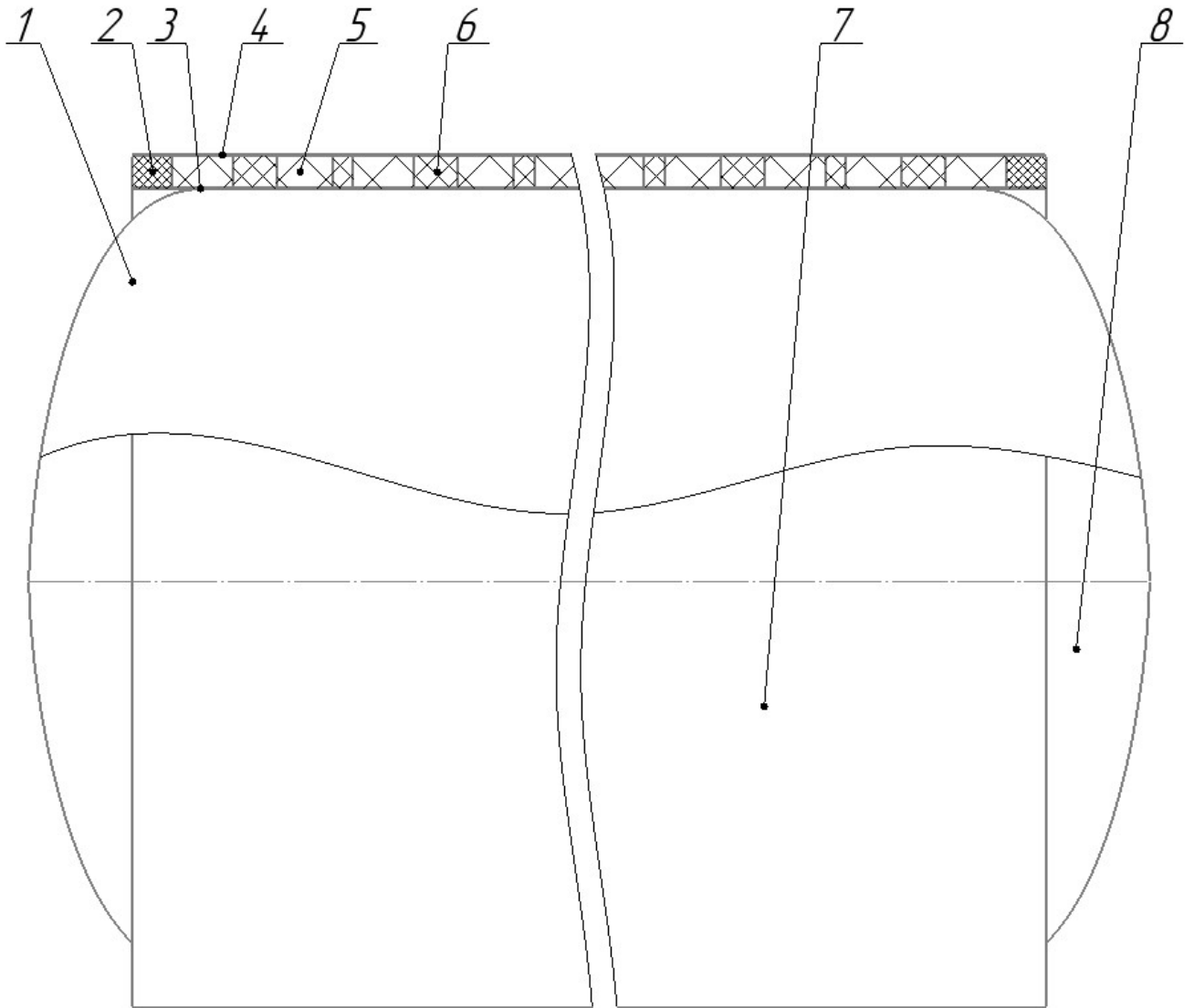


Рисунок 4.17 – Схематическое изображение бака

1 – металлический лайнер, внутренняя поверхность; 2 – торцевой силовой шпангоут; 3 – внутренняя композитная оболочка; 4 – наружная композитная оболочка; 5 – формообразующий пенопласт (лёгкий наполнитель); 6 – рёбра сетчатой структуры; 7 – силовая оболочка бака; 8 – днище бака.

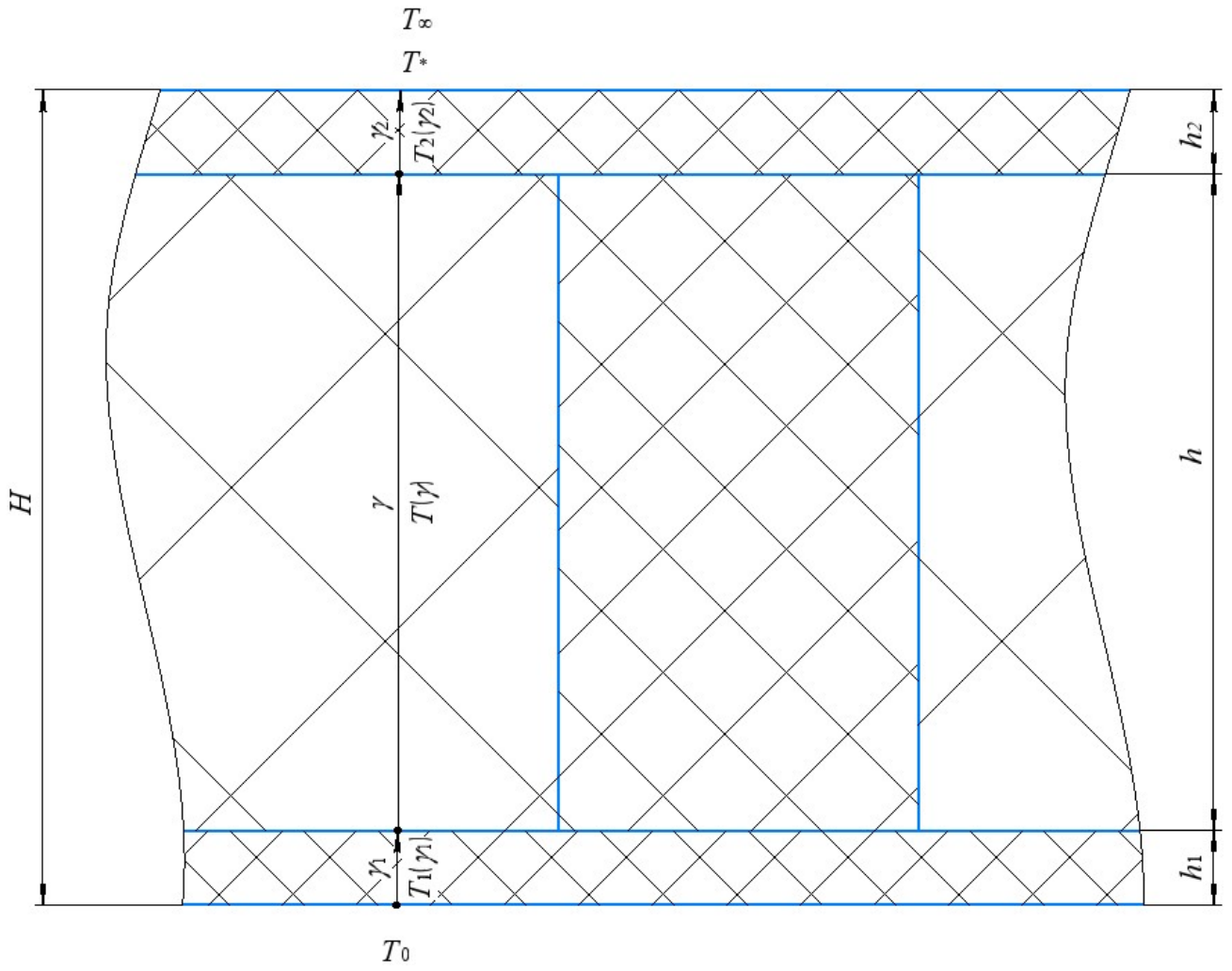


Рисунок 4.18 – Зоны температуры в стенке бака

$$Nu = \frac{\alpha l}{\lambda} = 0.15(Ra)^{\frac{1}{3}},$$

$$Gr = \frac{2gl^3(T_{\infty} - T^*)}{\nu^2(T_{\infty} + T)}, Pr = \frac{\nu}{a}. \quad (4.3.8)$$

Здесь

$$Ra = Gr \cdot Pr -$$

число Рэлея; g – ускорение свободного падения; l – длина оболочки; λ , ν , a – коэффициенты теплопроводности, кинематической вязкости и температуропроводности окружающей среды. Из равенств (4.3.8) найдём коэффициент теплопередачи

$$\alpha = 0.15\lambda_3 \sqrt[3]{\frac{2(T_{\infty} - T^*)g}{a(T_{\infty} + T^*)\nu}}. \quad (4.3.9)$$

Окончательно при помощи выражений (4.3.6), (4.3.7) и (4.3.9) можно получить уравнение, определяющее температуру на наружной поверхности бака

$$T^* = T_0 + 0.15\sqrt[3]{\frac{2(T_{\infty} - T^*)g}{a(T_{\infty} + T^*)\nu\lambda_{эф}}} (T_{\infty} - T^*). \quad (4.3.10)$$

Уравнение (4.3.10) может быть решено графически или численно. На Рисунках 4.20-4.21 представлены графики, показывающие зависимость температуры на внешней стенке бака от эффективного коэффициента теплопроводности стенки бака при захолаживании бака жидким азотом. Таким образом, распределение температуры по слоям стенки оболочки бака в зонах, содержащих лёгкий наполнитель, определяется уравнениями (4.3.4).

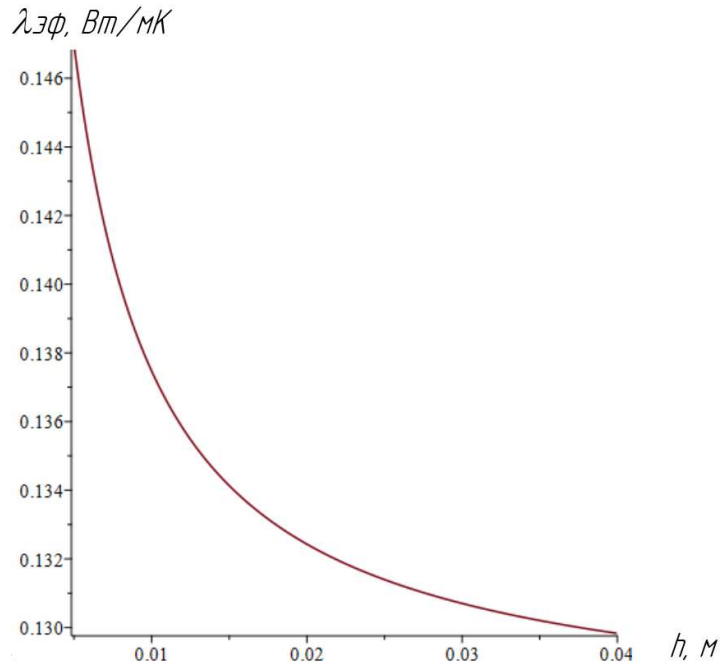


Рисунок 4.19 – Зависимость эффективного коэффициента теплопроводности стенки бака от толщины сетчатого слоя

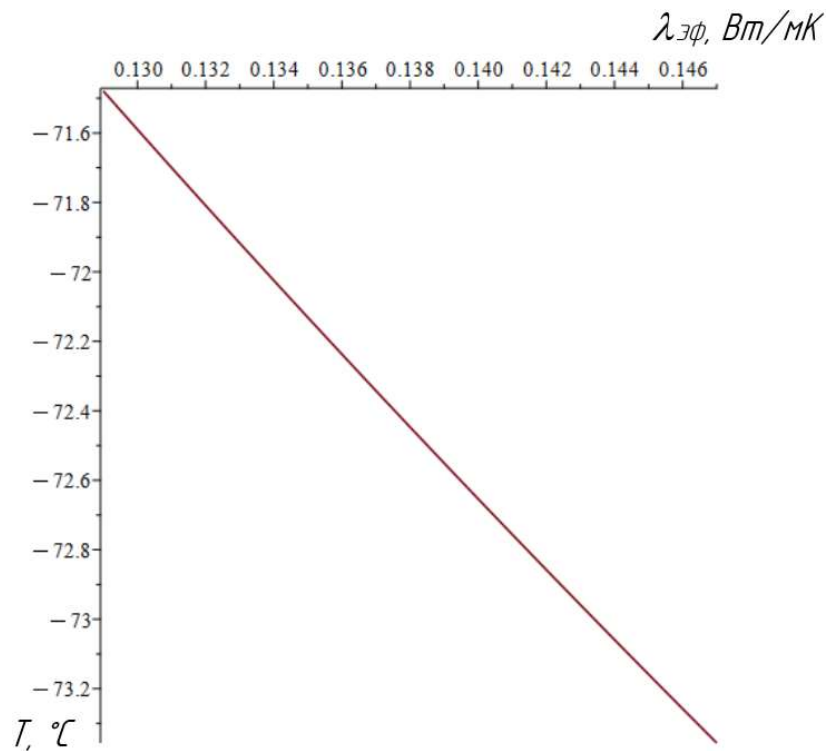


Рисунок 4.20 – Зависимость температуры на внешней стенке бака от эффективного коэффициента теплопроводности стенки бака при захолаживании бака жидким азотом.

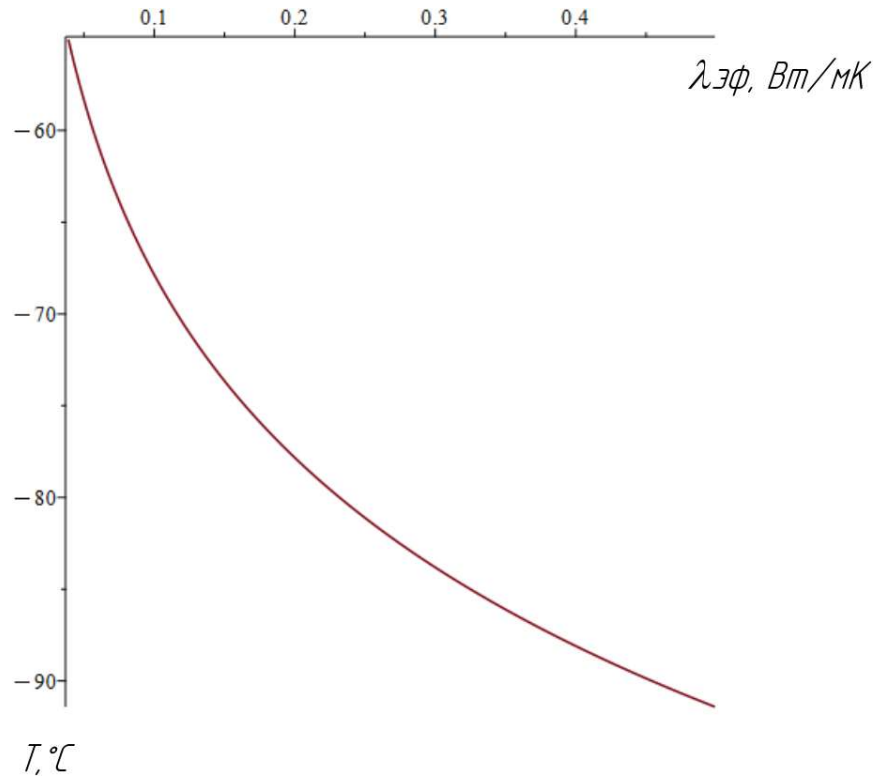


Рисунок 4.21 – Зависимость температуры на внешней стенке бака от эффективного коэффициента теплопроводности стенки бака при захолаживании бака жидким азотом. Для модельного бака $\lambda_{эф} = 0.132$

ГЛАВА 5 ИЗГОТОВЛЕНИЕ И ИСПЫТАНИЯ МЕТАЛЛОКОМПОЗИТНОГО КРИОГЕННОГО ТОПЛИВНОГО БАКА

В настоящей Главе рассматриваются результаты проектирования, изготовления и испытаний модельного криогенного металлокомпозитного топливного бака, предназначенного для демонстрации технологической возможности его изготовления, а также работоспособности предлагаемой конструктивно-силовой схемы. В Главе представлены результаты расчёта технологических параметров изготовления модельного бака, рассмотренные в Главе 3, описана методика и программа проведения испытаний модельного бака, представлены результаты испытаний.

Дополнительно рассматриваются вопросы, связанные с использованием измерительных систем на основе оптоволоконных датчиков температуры и деформации, внедрённых в конструкцию и материал модельного бака, возникающие в процессе проведения испытаний и эксплуатации металлокомпозитного криогенного топливного бака в режиме реального времени.

5.1 Расчёт технологических параметров изготовления модельного бака

5.1.1 Расчёт силы натяжения жгута при намотке оболочек «01», «02»

Технологической особенностью изготовления металлокомпозитного криогенного топливного бака является отсутствие специализированных оправок для намотки силовых композитных слоёв. В качестве технологической оправки используется металлический лейнер бака. Для предотвращения потери устойчивости в процессе намотки, требуется определить максимально допустимые усилия натяжения жгута препрега или пропитанного армирующего материала в процессе его изготовления.

Намотка спиральных слоёв с углом намотки $\pm 5^\circ$ как на днищах металлического лейнера, так и на цилиндрической обечайке вносит незначительный вклад в кольцевую деформацию и усилием натяжения при намотке двойного спирального слоя силовой обшивки «о1» можно пренебречь.

Подставляя параметры цилиндрической части лейнера в уравнение для определения критического натяжения (Раздел 3.2.1), получим максимальную силу натяжения

$$T_{cr} = \frac{\lambda_{cr}^2 E h^3}{9R^2} = 35.1 \text{ кН}.$$

В случае равномерного давления на лейнер, максимальная сила натяжения составит величину 144 Н.

Во время намотки углепластикового жгута на основе волокна UMT-49S на используемом в АО «ЦНИИСМ» намоточном оборудовании сила натяжения жгута находится в пределах от 30 до 100 Н. Как уже отмечено выше, при намотке изделий из непрерывно армированных ПКМ с дополнительным натяжением жгута при намотке до 10-15% от его несущей способности приводит к повышению характеристик материала в готовом изделии.

Максимальные напряжения при растяжении неотверждённого жгута UMT-49S составляют ≈ 2 ГПа, что соответствует силе натяжения 4.8 кН при ширине жгута 8 мм и технологической толщине 0.3 мм (10% от данной величины составляет 480 Н).

Таким образом сила натяжения жгута при намотке оболочки «о1» может быть определена максимально допускаемой нитепропиточным трактом величиной 100 Н или 10 кгс на пропиточный тракт.

Для оболочки «о2» возрастает толщина структуры и увеличивается жёсткость оболочки. Исходя из этого, критическое напряжение в оболочке становится меньше и без дополнительного пересчёта можно принять силу натяжения жгута при намотке обшивки «о2» также равной 100 Н.

Приведённая в настоящей работе методика расчёта максимального натяжения раскладчика нитей при мокрой намотке баков внедрена на предприятиях АО «ЦНИИСМ» и АО «ЦПР» (Приложение В, Акты внедрения) при изготовлении серийных изделий, а также реализована в виде специального программного обеспечения «Программное обеспечение для расчёта максимальной силы натяжения раскладчика» [108] для использования технологическими службами предприятия.

5.1.2 Расчёт силы натяжения жгута при намотке сетчатой структуры силовой стенки модели бака

Перед этапом наклейки формообразующего пенопласта и намотки сетчатой структуры с обшивкой остаточная деформация в титановом лейнере составляет величину $\varepsilon_k^{\text{ост}} = 0.0238 \%$.

При этом материал после полимеризации связующего в композитной оболочке «01» представляет собой трёхслойный композиционный материал, состоящий из следующих слоёв (Рисунок 5.1): металлический слой, двойной спиральный и кольцевой слои.

В кольцевом направлении осреднённый модуль упругости такого слоистого материала составляет 77,57 ГПа.

В процессе намотки сетчатой структуры в пазы пенопласта на лейнер с силовой оболочкой будет действовать две различные силы натяжения, складывающиеся между собой и влияющие в совокупности и каждая по отдельности на деформацию титанового лейнера. Первая сила действует от натяжения спиральных рёбер под углом $\pm 13^\circ$, а вторая сила от натяжения кольцевых рёбер под углом 90° .

Максимальная сила натяжения при намотке сетчатой оболочки (Раздел 3.2.1) составит величину

$$T_{cr} = \frac{\lambda_{cr}^2 E h^3}{9R^2} = 172.7 \text{ кН.}$$

В случае равномерного давления на лейнер, максимальная сила натяжения составит величину 708 Н.

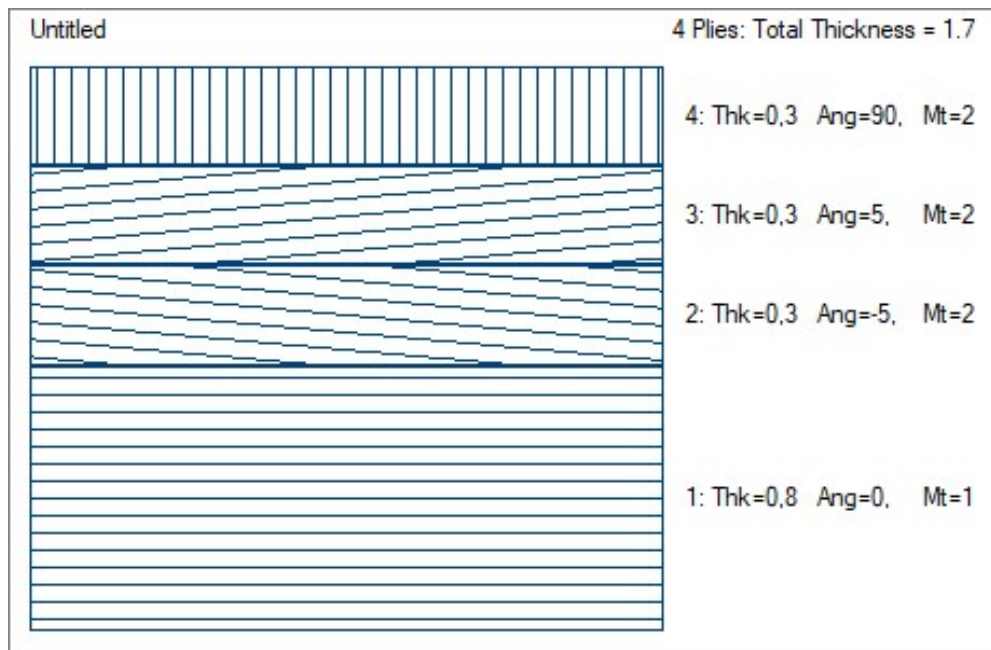


Рисунок 5.1 – Пакет ламината заготовки модели металлокомпозитного бака

5.1.3 Расчёт температурного режима отверждения заготовки модели бака

Расчёт режима температурного отверждения заготовок модели бака осуществляется с учётом геометрических параметров заготовки, теплофизических характеристик стенки заготовки и оправки, особенностей работы температурной камеры обработки и физико-химических процессов отверждения (полимеризации) связующего в процессе температурной обработки. Основные температурно-технологические режимы приняты типовыми с учётом Технических условий на используемое связующее и типовые технологические регламенты АО «ЦНИИСМ». С помощью специализированного программного обеспечения, разработанного АО «ЦНИИСМ» [112], получены следующие графики режимов температурной обработки заготовок модели бака. Температурный режим промежуточной термообработки лейнера с намотанной оболочкой «01» на Рисунке 5.2, температурный режим окончательной термообработки заготовки изделия на Рисунке 5.3.

5.1.4 Расчёт необходимого давления наддува в процессе термообработки заготовки бака

Исходя из методики расчёта, представленной в Разделе 3.2.3 настоящей работы (Уравнение (3.45)) и температурного режима обработки бака, представленного на Рисунке 5.2, определим температурную деформацию цилиндрической части металлического лейнера от перепада температур в термокамере

$$\varepsilon_M^{\Delta T} = 0.042 \%$$

и критическую деформацию устойчивости оболочки в жёсткой среде по заданным геометрическим параметрам оболочки

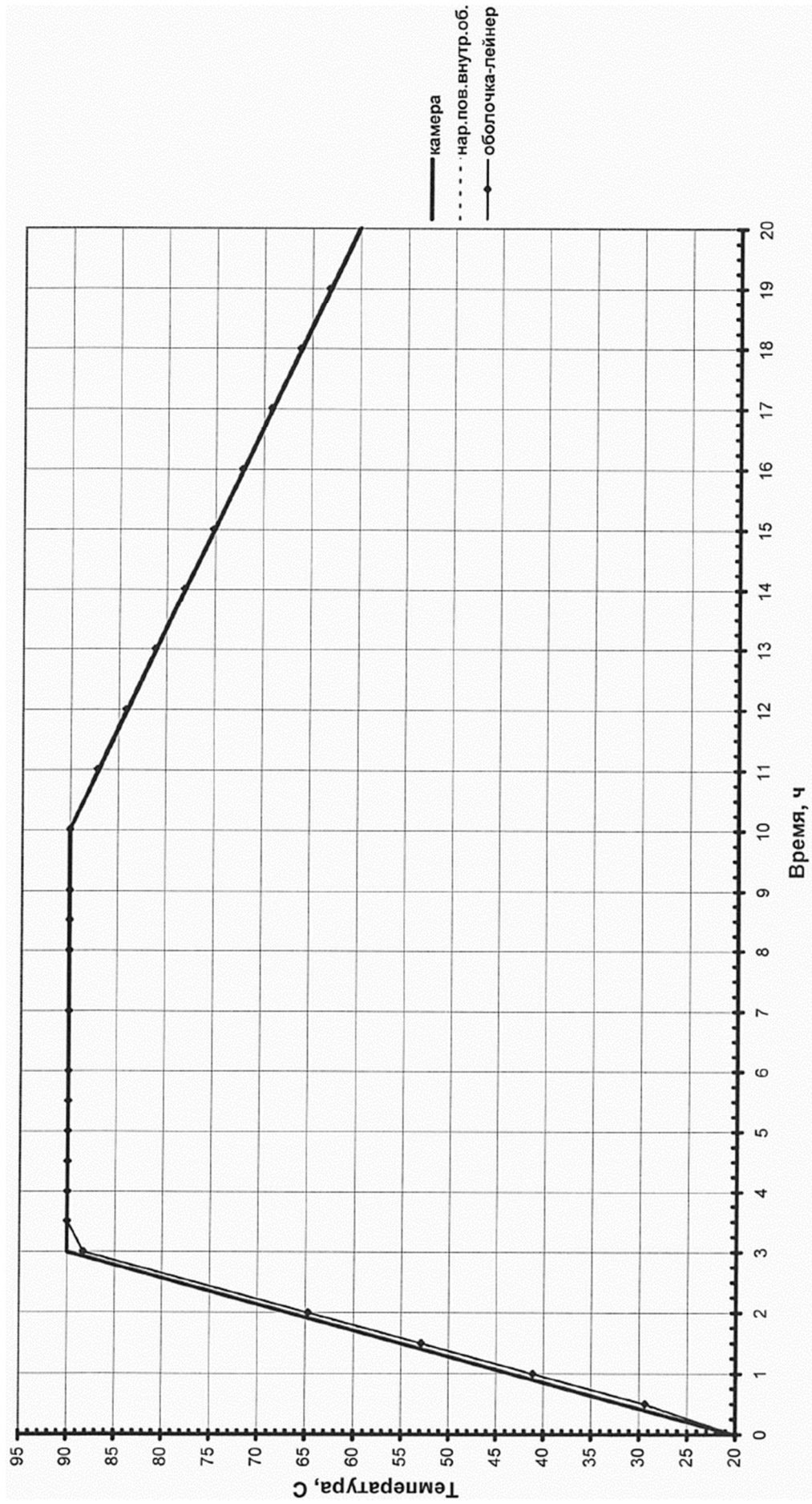


Рисунок 5.2 – Режим температурной обработки заготовки оболочки «01» на металлическом лейнере

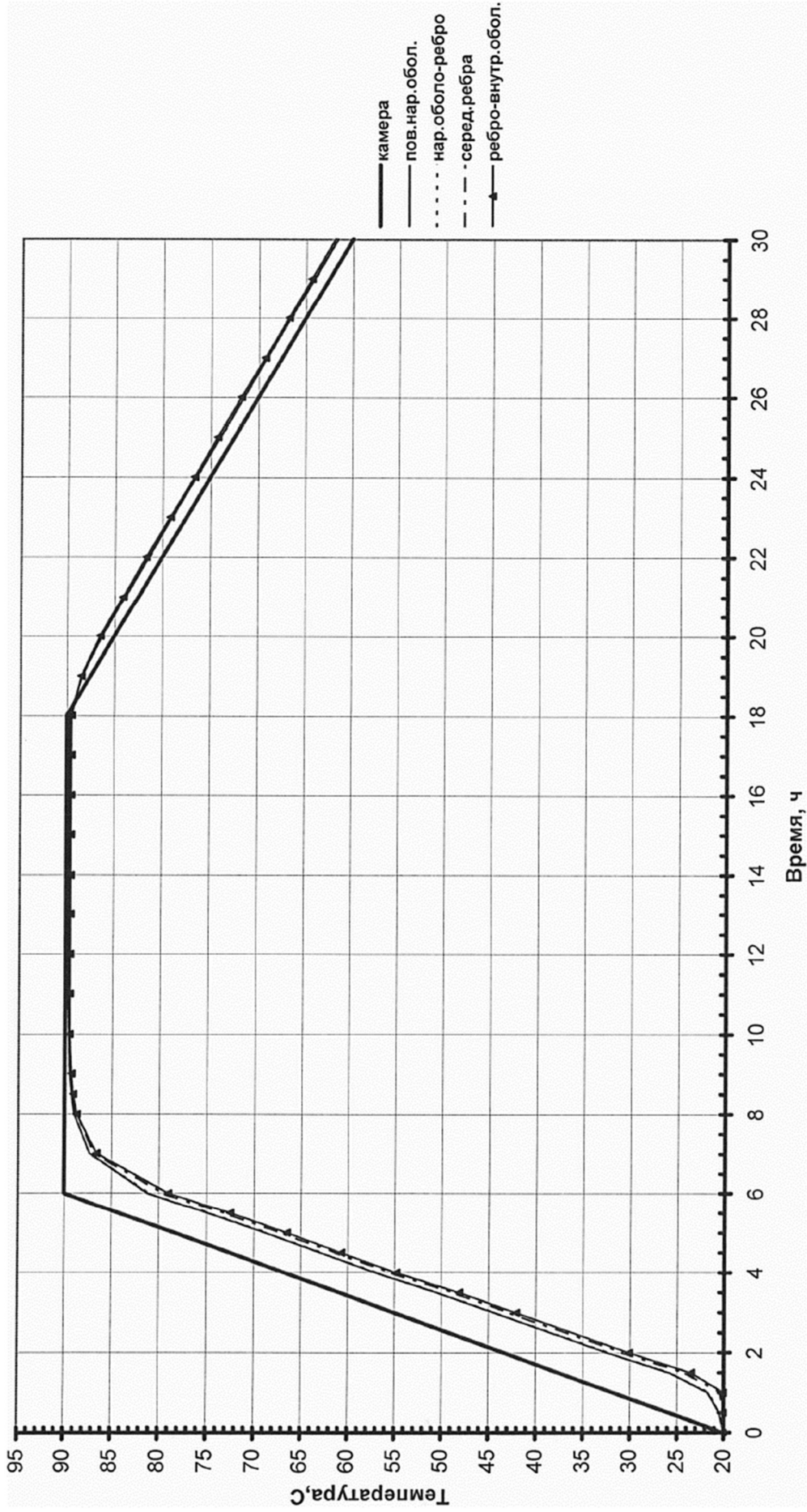


Рисунок 5.3 – Режим итоговой температурной обработки заготовки модели бака

$$\varepsilon_{cr} = 0.73 \left(\frac{h}{R} \right)^{1.2} = 0.04212 \%.$$

Полученный результат расчёта — $\varepsilon_{\Delta T} < \varepsilon_{cr}$ — демонстрирует отсутствие необходимости дополнительного наддува заготовки бака в процессе её термообработки. Относительно малый запас по деформации возрастает за счёт внутреннего расширения воздуха внутри герметично закрытого лайнера при $\Delta T = 90^\circ$ на величину $p \approx 20$ кПа. Деформация от наддува имеет вид:

$$\varepsilon = pR / (E_1 h_1).$$

Приведённая в настоящей работе методика расчёта необходимости наддува баков при термообработке внедрена на предприятиях АО «ЦНИИСМ» и АО «ЦПР» (Приложение В, Акты внедрения) при изготовлении серийных изделий, а также реализована в виде специального программного обеспечения «Программное обеспечение для расчёта минимального давления наддува лайнера заготовки композитного бака давления» [109] для использования технологическими службами.

5.2 Изготовление модельного металлокомпозитного криогенного топливного бака

Изготовленный в результате оптимального проектирования, полученных в Главе 2, модельный криогенный металлокомпозитных топливный бак [110] представлен на Рисунке 5.4. На Рисунке 5.5 приведён чертёж общего вида модельного бака с указанием его габаритных размеров. Вид А чертежа общего вида приведён выше в Главе 2 на Рисунке 2.13.

В Таблице 5.1 для цилиндрической части криогенного топливного бака демонстратора, соответствующей цилиндрической части титанового лайнера толщиной 1 мм (длина цилиндрической части 1516 мм) приведены фактические массы составных частей модельного металлокомпозитного криогенного топливного бака, изготовленного для подтверждения предлагаемой конструктивно-силовой схемы несущего криогенного топливного бака из полимерных композитных материалов.

После изготовления модельный бак был подвергнут в АО «ЦНИИмаш» криогенно-статическим и повторно-статическим испытаниям с использованием жидкого азота и испытательной оснастки для нагружения осевой эквивалентной сжимающей силой для проверки его работоспособности [110].

Таблица 5.1 – Весовая сводка изготовленного модельного бака

Наименование	Вес, кг
Металлический титановый лайнер цилиндрической части, толщина 1 мм	22,7
Внутренняя силовая оболочка, толщиной 0.9 мм	7,0
Сетчатая структура цилиндрическая часть	36,1
Внешняя обшивка, толщиной 0.3 мм	2,2
Конструкционный пенопласт	3,2
Клей ЦМК-12	2,0
Общий вес цилиндрической части*:	73,2
Вес 1 м² несущей стенки бака:	14,59
Примечание: * – при использовании алюминиевого лайнера толщиной 1 мм общий вес цилиндрической части бака составит 63,25 кг (вес 1 м ² : 12,61 кг)	



Рисунок 5.4 – Внешний вид изготовленного модельного бака

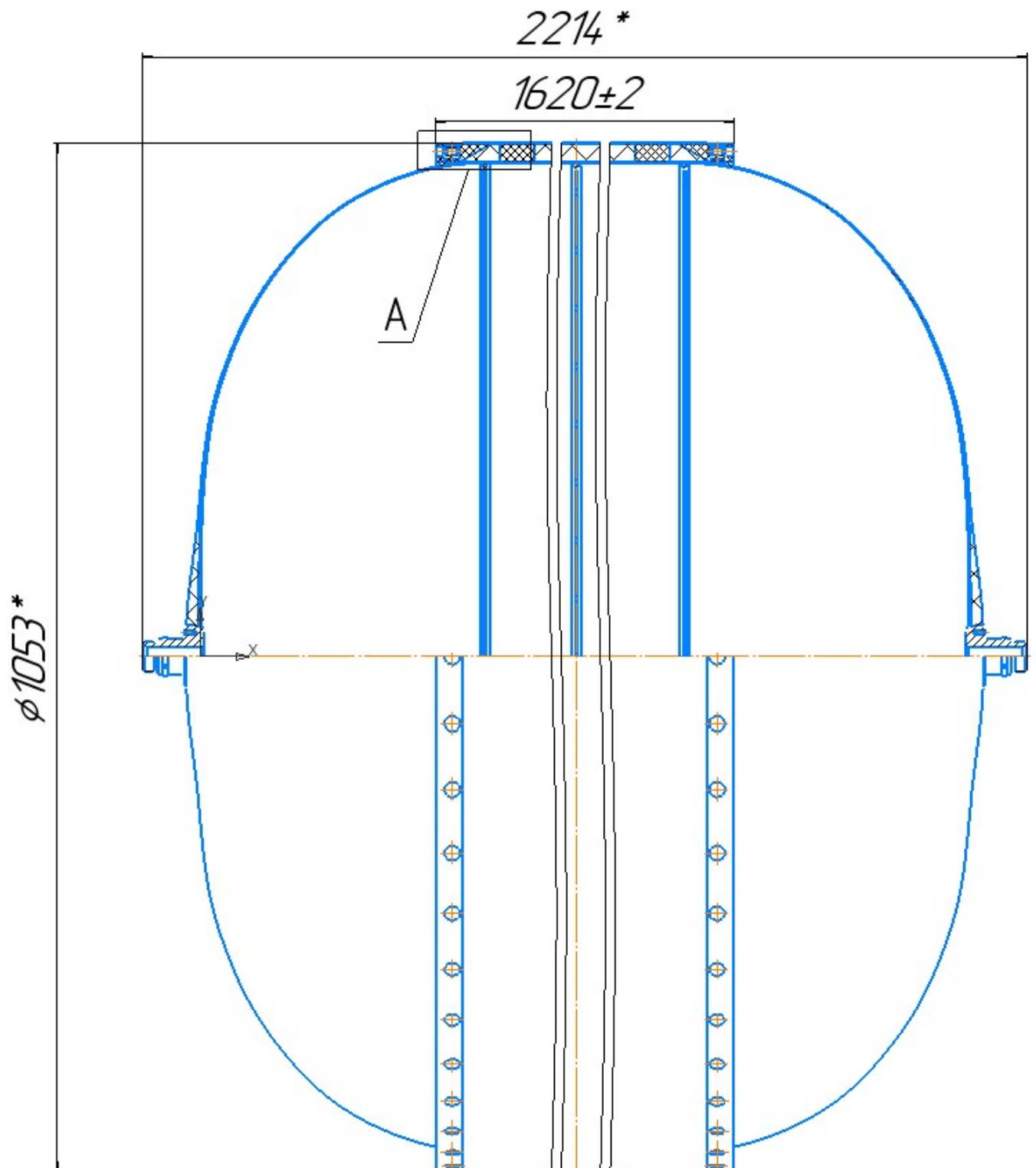


Рисунок 5.5 – Общий вид и габаритные размеры модельного бака

5.3 Испытания модельного бака

5.3.1 Планирование испытаний модельного бака

Для подтверждения работоспособности предлагаемой конструктивно-силовой схемы металлокомпозитного криогенного топливного бака и для подтверждения технологической возможности его изготовления и применения в ракетах-носителях были предусмотрены криогенно-статические и повторно-статические испытания криогенного топливного бака. Испытания модельного бака проведены в испытательном комплексе АО «ЦНИИМаш» [110] совместно с автором с применением методик, изложенных в работе [125].

Основными целями испытаний являлись:

– подтверждение технологической возможности изготовления и применения в ракетах-носителях (РН) несущих криогенных топливных баков с тонкостенным металлическим лейнером и наружной силовой оболочкой из полимерных композиционных материалов;

– обоснование экономической и весовой эффективности применения несущих криогенных баков ракет-носителей с тонкостенным металлическим лейнером и наружной силовой оболочкой из полимерных композиционных материалов по сравнению со штатными топливными баками РН с вафельным фоном с использованием результатов испытаний бака-демонстратора.

Для достижения вышеуказанных целей были выполнены следующие работы:

– проведены статические и повторно-статические испытания криогенного топливного бака-демонстратора с металлическим лейнером и наружной силовой оболочкой из ПКМ в условиях, имитирующих эксплуатационные;

– получены экспериментальные данные в части влияния температурных и силовых деформаций на совместную работу металлического лейнера и наружной силовой оболочки из полимерного композитного материала при моделировании силового воздействия и заправки криогенного топлива;

– успешно подтверждены 10 циклов температурного воздействия (имитирующих заправку и слив криогенного топлива РН на стартовом комплексе в количестве 6 раз) с коэффициентом 1.5;

– определена несущая способность конструкции бака-демонстратора.

Схема нагружения бака (Объект Испытаний, ОИ) приведена на Рисунке 5.6. Условия проведения испытаний должны соответствовать следующим требованиям:

– температура окружающей среды 15-40 °С;

– относительная влажность воздуха 45-80 %;

– давление воздуха 93,4-106,6 кПа.

Управление величиной усилий, а также контроль и регистрация величины нагрузки воспроизводимой в каждом канале и на каждом этапе нагружения, производится системой автоматизированного управления нагружением. Структурная схема нагружения сосредоточенными силами приведена на Рисунке 5.7.

При проведении статических и повторно-статических испытаний бака-демонстратора измеряются величины прикладываемых усилий, внутреннего давления, температуры (криогенной), деформации и перемещений элементов конструкции ОИ, регистрация всех измеряемых параметров осуществляется непрерывно в течение каждого испытания.

Измерение деформаций осуществлялось АО «ЦНИИмаш» совместно с АО «ЦНИИСМ», в том числе с использованием измерительных средств АО «ЦНИИСМ». Измерение деформаций внутри композитных слоёв осуществляется оптоволоконном с нанесёнными решётками Брэгга. Измерение деформаций на внешней поверхности бака-демонстратора происходит как оптоволоконном с нанесёнными решётками Брэгга, так и тензорезисторами.

В качестве первичных преобразователей перемещений используются датчики ВТ-713 и/или РФ251 с диапазоном измерений 0-16 мм и 0-25 мм соответственно. Датчики перемещений устанавливаются на элементы конструкции

ОИ и на испытательную оснастку при помощи специальной фермы и державок. Измерение перемещений проводится в соответствии с «Методикой измерений линейных перемещений при температурно-статических испытаниях конструкций на прочность и воздействию климатических факторов» № 5553-2019-02. В качестве первичных преобразователей силы используются тензометрические датчики силы типа ТВ с номиналом 50 тс (500 кН), устанавливаемые в силовые цепочки испытательной оснастки. Измерение сил проводится в соответствии с «Методикой измерений сил при статических испытаниях на прочность конструкций РКТ» № 5551-1-2018.

Измерение внутреннего давления в ОИ при испытании осуществляется с помощью первичного преобразователя типа ЛХ-412 или Вт-212 с диапазоном 0-10 кгс/см² (0-0,1 МПа) и 0-28 кгс/см² (0-0,28 МПа) соответственно, а также с помощью стрелочных манометров с диапазоном измерения 0-10 кгс/см² (0-0,1 МПа). Измерение давления проводится в соответствии с «Методикой измерений давлений при температурно-статических испытаниях конструкций на прочность и воздействию климатических факторов» № 5553-2019-01.

Измерение температур осуществляется АО «ЦНИИмаш» совместно с АО «ЦНИИСМ», в том числе с использованием измерительных средств АО «ЦНИИСМ». Измерение температуры между лайнером и композитным слоем осуществляется оптоволоконном с нанесёнными решётками Брэгга. Измерение температуры на внешней поверхности происходит термопарами ХК с диапазоном измерения от минус 196 до плюс 600 °С в соответствии с «Методикой измерения температуры при температурно-статических испытаниях конструкций на прочность и воздействию климатических факторов» № 5553-2017-1. Кроме этого, измерение температуры на внешней поверхности производится оптоволоконном с нанесёнными решётками Брэгга и при помощи тепловизионного контроля.

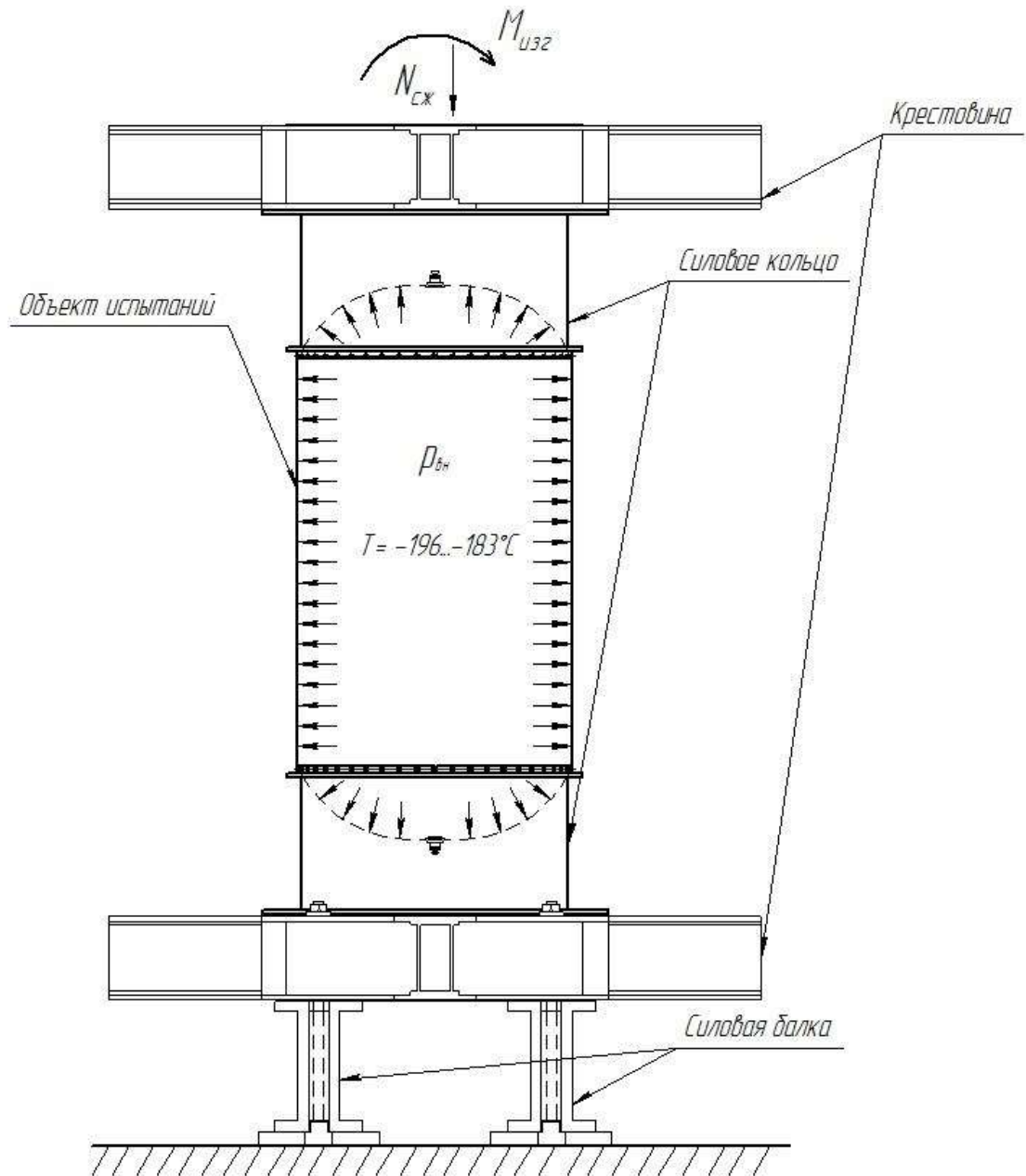


Рисунок 5.6 – Схема нагружения модельного бака

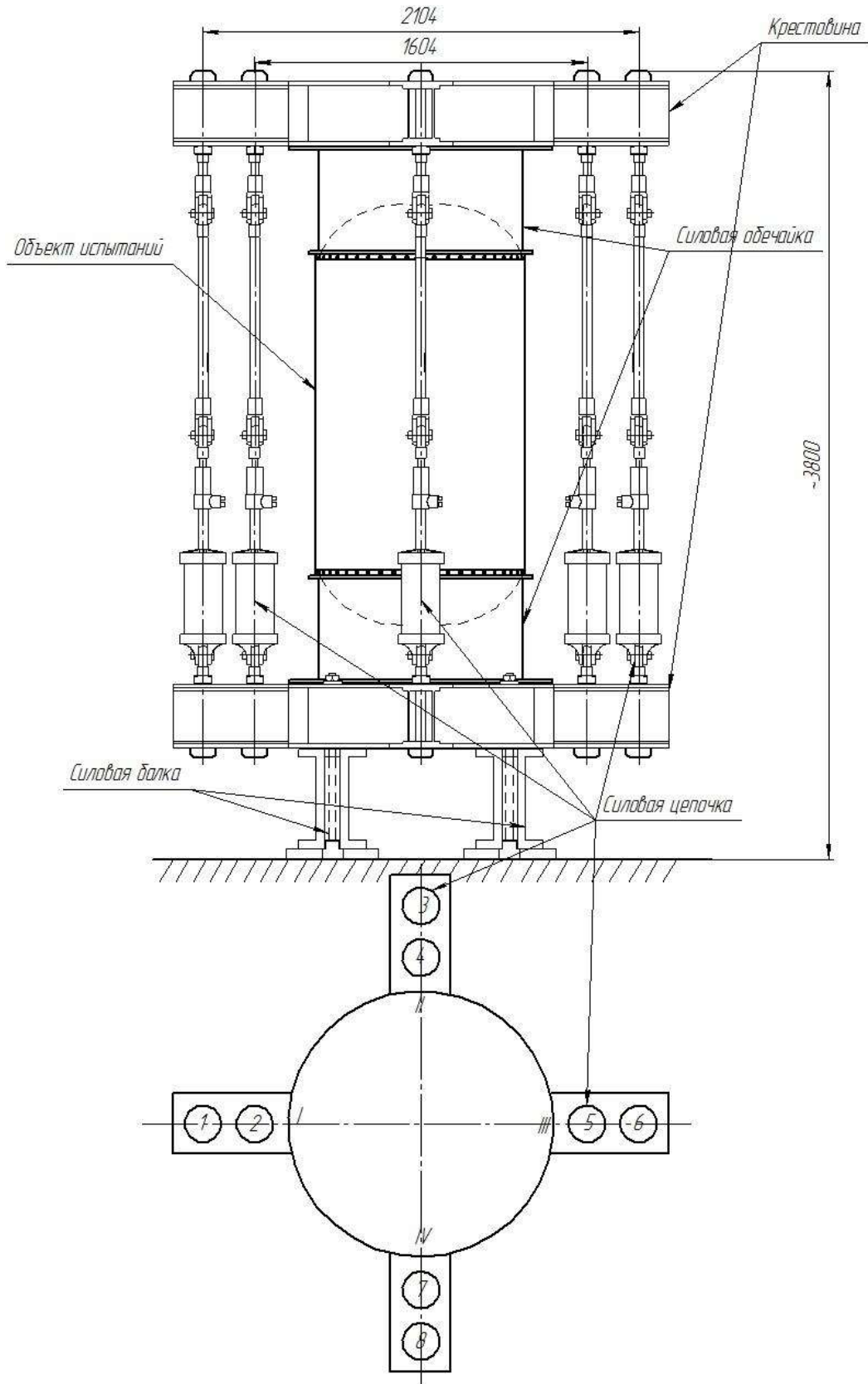


Рисунок 5.7 – Структурная схема нагружения

Измерение и регистрация деформаций и перемещений оптоволоконном осуществляется оптическим интеррогатором PXIe-4844. Измерение и регистрация других измеряемых параметров осуществляется непрерывно в темпе эксперимента с помощью установок измерительных LTR фирмы ООО «Л-Кард» и отображаются в процессе испытаний на дисплее промышленного компьютера. Результаты обработки отображаются также на дисплее автоматизированного рабочего места (АРМ), на которое информация поступает по сети Ethernet. Результаты измерений записываются на жёсткий диск промышленного компьютера и дублируются на жёсткий диск АРМ.

Измерение и регистрация величин сил осуществляется непрерывно в реальном времени факультативно контроллером PXI-1050 фирмы National Instruments для отработки программы управления нагружением. Величины усилий отображаются на дисплее АРМ, соединённого с контроллером сетью Ethernet.

5.3.2 Проведение испытаний модельного бака

Порядок проведения 10 циклов температурного захлаживания заключался в следующем. Бак заполнялся на треть объёма жидким азотом, выдерживался в течение 15 минут после чего осуществлялся слив азота. После высыхания бака процесс повторялся 10 раз. На Рисунке 5.8 приведён внешний вид бака на одном из этапов заполнения его жидким азотом. Хорошо видны перепады температуры в зонах разнородности силовой оболочки корпуса. На Рисунке 5.9 приведена термограмма внешней оболочки, полученная тепловизором ИРТИС 2000.

Испытания на 10 циклов температурного захлаживания бака завершены успешно в полном объёме. Разрушения металлокомпозитного криогенного топливного бака или нарушения герметичности не зафиксировано.



Рисунок 5.8 – Сетка холода на наружной обшивке бака

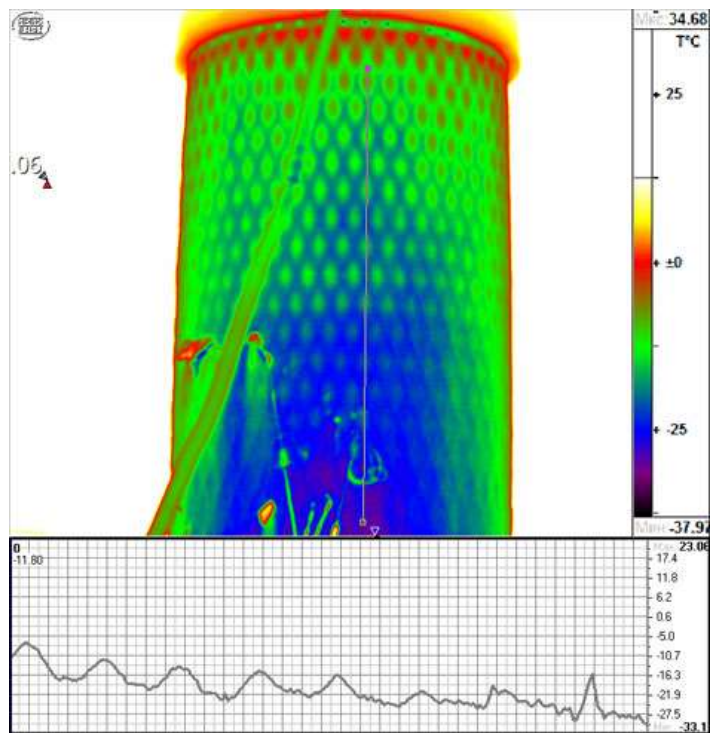


Рисунок 5.9 – Термограмма наружной обшивки бака

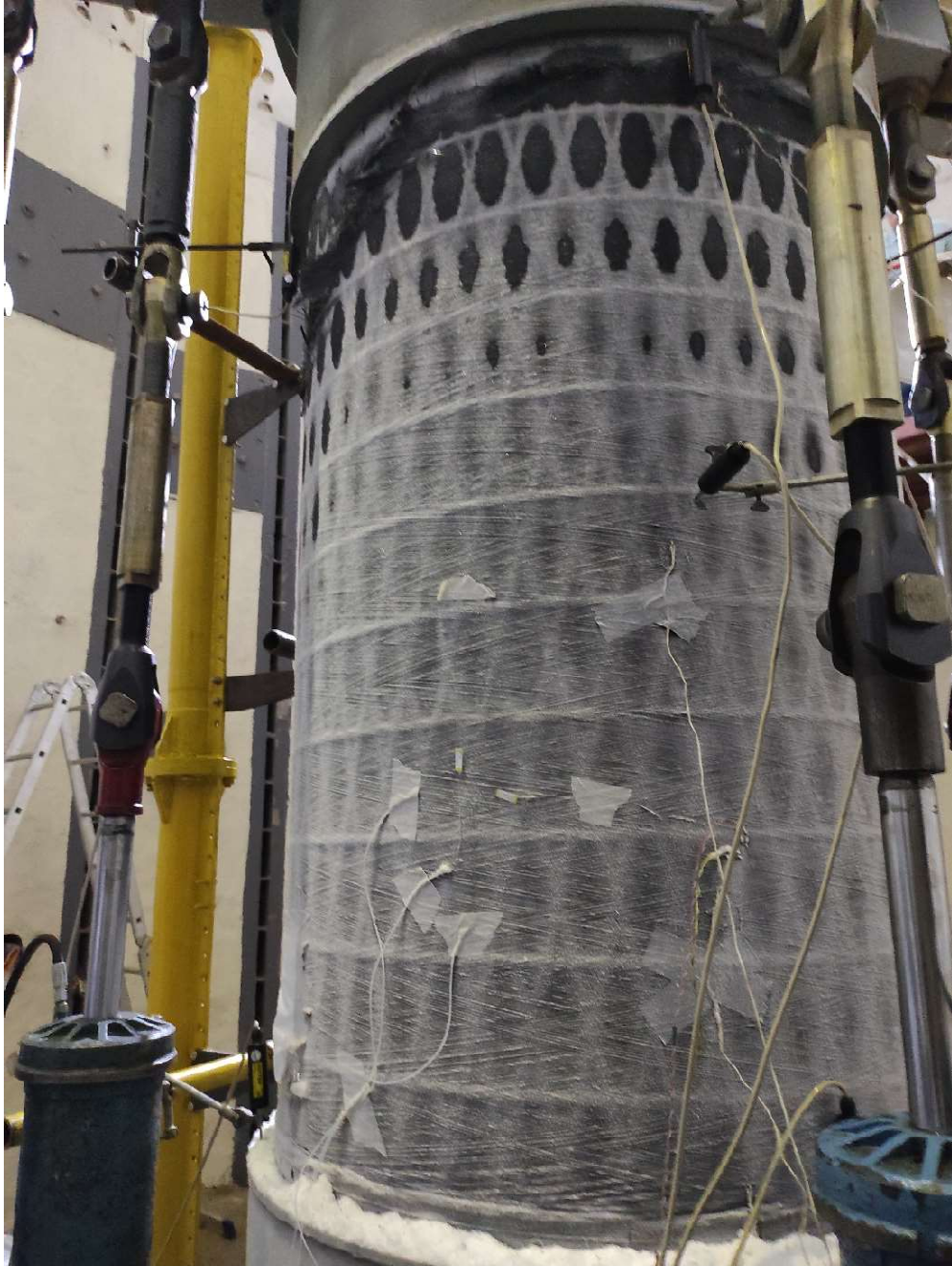


Рисунок 5.10 – Разрушение модельного бака во время испытаний

5.3.3 Результаты испытаний модельного бака

Проведённые на базе АО «ЦНИИмаш» криостатические и силовые испытания [70,110] макета-демонстратора криогенного топливного бака на основе полимерных композиционных материалов с металлическим лейнером можно признать успешными. В результате испытаний модель металлокомпозитного криогенного топливного бака (Рисунок 5.11) диаметром 1 м и длиной между фланцевыми соединениями 2 м выдержал 10 захолаживаний жидким азотом, а затем был разрушен осевой сжимающей эквивалентной силой 3,7 МН (расчётная нагрузка составляет 3.92 МН) при давлении заправленного жидкого азота 0,5 МПа. При этом разрушению подверглась только силовая оболочка (Рисунок 5.12), нарушения герметичности бака не произошло.

В конструкции бака были применены имплементированные в структуру композита оптоволоконные сенсоры на основе решёток Брэгга [53], показания (значения деформации и температуры) которых были сняты в режиме реального времени во время испытаний. Следует отметить, что такие исследования с использованием аналогичных измерительных систем при испытании криогенных топливных баков на многоразовых РН проводились и проводятся за рубежом [148], ведутся работы по созданию интеллектуальных или «смарт» материалов и конструкций, контроль за которыми возможно производить постоянно в режиме реального времени.

Результаты проведённых испытаний подтвердили технологическую возможность изготовления и применения в ракетах-носителях несущих криогенных топливных баков с тонкостенным металлическим лейнером и силовой оболочкой из полимерных композиционных материалов [110].

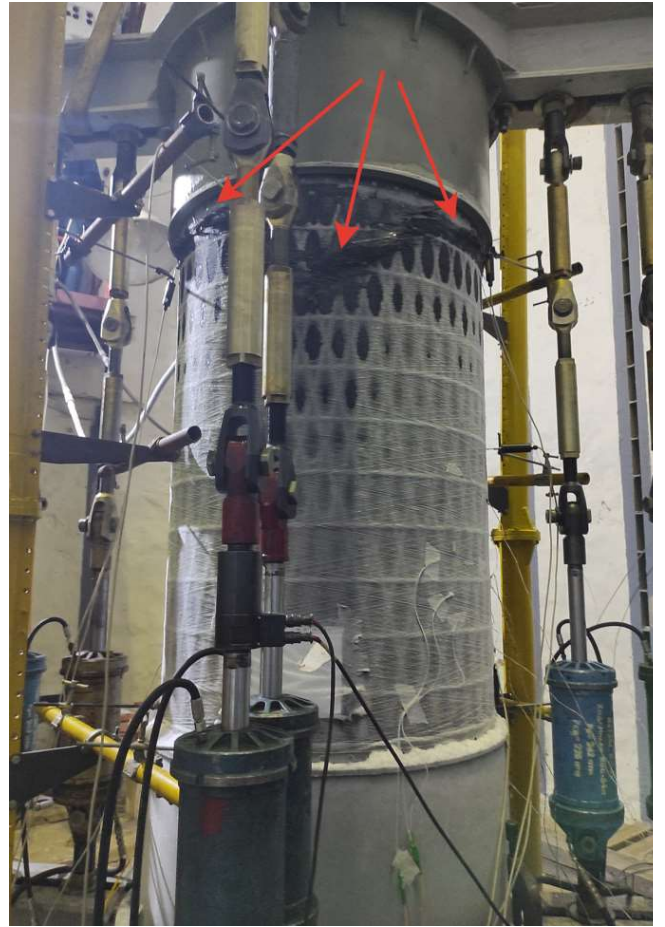
Наличие металлического лейнера позволяет сохранить герметичность бака даже при разрушении силовой композитной сетчатой оболочки [110].



Рисунок 5.11 – Модельный бак и испытательная оснастка перед началом испытаний



(a)



(б)

Рисунок 5.12 – Модельный бак с присоединённым испытательным кольцом до проведения комплексных испытаний на испытательной базе АО «ЦНИИмаш» (a) и после разрушения при испытаниях (б) – стрелками показана зона разрушения сетчатой структуры и наружной обшивки

Сроки изготовления металлокомпозитных криогенных топливных баков с металлическим лайнером составляют не более половины от сроков изготовления аналогичных по размерам баков из алюминиевых сплавов с вафельным фоном. При этом возможно снижение массы металлокомпозитных баков по сравнению с металлическими не менее, чем на 10%.

Для изготовления металлокомпозитных криогенных топливных баков используется типовое оборудование и штатная внутренняя комплектация баков, что позволяет минимизировать затраты на создание серийного производства баков такого рода.

Согласно проведённой совместно с АО «Организация «АГАТ» технико-экономической оценке, производство металлокомпозитных топливных баков дешевле баков с вафельным фоном в среднем на 15% [70,110].

5.4 Вопросы использования оптоволоконных измерительных систем в процессе испытаний и эксплуатации модельного бака в режиме реального времени

В процессе изготовления, как уже отмечалось выше, в различных зонах модельного бака были установлены датчики деформации и температуры на основе Брэгговских решёток в соответствии со схемой, приведённой на Рисунке 5.13. В общей сложности установлено 6 датчиков деформации и два датчика температуры.

Кроме ВБР использованы распределённые датчики на основе регистрации Рэлеевского рассеяния. Эти датчики позволяют регистрировать одновременное воздействие температуры и деформации с пространственным разрешением от 0,4 мм на всей длине датчика. Датчики охватывают всю длину окружности, при этом один датчик расположен на лейнере, второй – под первым слоем наружной оболочки.

Датчики на ВБР распределены следующим образом:

- непосредственно на лейнере расположены 2 датчика температуры длиной волны $\Lambda_1=1557,06$ нм, $\Lambda_2=1581,28$ нм и датчик деформации $\Lambda_3=1569,34$ нм;
- на внутренней оболочке датчики деформации в зоне узла 1527,45 нм, в зоне ребра 1538, 90 нм, 1551,00 нм;
- по середине конструкционной толщины в зоне узла 1533,23 нм, в зоне ребра 1563,16 нм, 1574, 90 нм;
- по наружной оболочке по дуге датчик деформации 1552,00 нм.

На наружной поверхности бака термокомпенсирующая ВБР была приклеена в непосредственной близости (3...5 мм) от ВБР, предназначенной для измерения собственно деформации. В процессе циклических испытаний проводилось измерение деформации наружной оболочки бака с использованием ВБР,

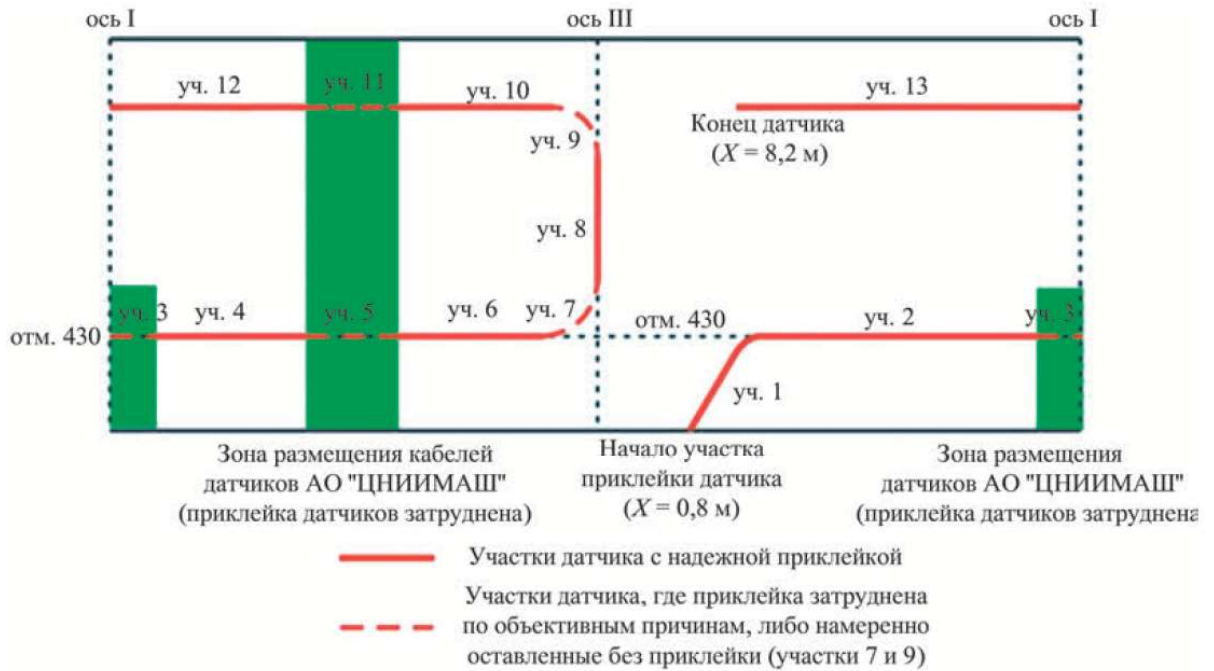


Рисунок 5.13 – Схема размещения распределённого датчика рэлеевского рассеяния на основе оптоволокна (АО «ЦНИИСМ») относительно развёртки наружной поверхности криогенного бака с указанием контрольных мест размещения тензодатчиков АО «ЦНИИМаш»



Рисунок 5.14 – Модельный криогенный металлокомпозитный топливный бак в испытательном комплексе в процессе криостатических испытаний

распределённого датчика рэлеевского рассеяния с применением системы ODiSI 6104 и тензодатчиков. Датчики деформации и температурной компенсации располагались на расстоянии 430 ± 15 мм от нижнего торца шпангоута. На Рисунке 5.13 зона расположения датчиков показана как отм. 430 (отметка 430).

На Рисунке 5.14 – общий вид бака на испытательном стенде для проведения термоциклических испытаний. Измерения проводились в течение цикла от начала заполнения бака жидким азотом до его высыхания после слива азота.

При проведении испытаний бака установлено, что показания датчиков на основе ВБР и на основе обратного рэлеевского рассеяния, установленных на наружную поверхность бака, практически совпадают до того момента времени, пока наружная оболочка бака не начинает охлаждаться и не требуется температурная компенсация показаний датчиков, которая затруднена для датчика на основе рэлеевского рассеяния вследствие неоднородности теплового поля на наружной поверхности.

Таким образом, установлено, что существенной проблемой при использовании оптоволоконных датчиков в процессе эксплуатации металлокомпозитного криогенного топливного бака является широкий диапазон рабочих температур. Так как в процессе использования температура внутренней поверхности бака – лайнера – может меняться на величину более 200 К, а наружной поверхности до 60-80 К. В этом случае необходима корректировка информации с ВОД с учётом температуры. Корректировка с учётом температуры (термокомпенсация) осуществляется посредством ВБР, рабочая часть которой была вклеена в металлическую оболочку наружным диаметром 0,2 мм и длиной 12 мм, что позволяет изолировать ВБР от действия деформации.

На Рисунке 5.15 приведён график изменений деформации, зарегистрированных ВБР в окружном направлении (D2-T) и по образующей (D4-T) бака с учётом температурной компенсации. Измерения проводились в течение цикла от начала заполнения бака жидким азотом до его высыхания после слива азота. На Рисунке 5.16 представлен график изменения деформации за то же время,

полученный распределённым датчиком (без температурной компенсации). График приведён для участка, относительно свободного от других типов навесного оборудования, используемого при испытаниях. Анализ Рисунков 5.15 и 5.16 показывает их качественное совпадение в процессе проведения испытаний за исключением начального участка испытаний. Кроме того, в начальный момент времени (до 9 мин с момента начала испытаний) показания датчиков ВБР и распределённой линии практически совпадают по абсолютному значению деформации (0,028 % для ВБР и $300 \text{ мкм/м} = 0,03 \text{ %}$ – для распределённой линии измерения). Это объясняется тем, что первые 9 мин на наружной оболочке бака проявляются деформации, вызванные расширением бака за счёт небольшого избыточного давления испаряющегося азота. Далее преобладающее значение на деформацию поверхности и соответственно датчиков оказывает температура, компенсация которой была проведена для датчиков ВБР, а распределённый датчик регистрировал деформацию без температурной компенсации. Незначительное расхождение в результатах измерений может быть объяснено не совсем точной компенсацией температуры для датчиков ВБР из-за существенного разброса температуры даже в рядом лежащих точках, что принципиально при снятии показаний с ВБР.

На Рисунке 5.17 приведены детальные графики изменения деформации в первые 20 мин после начала заполнения бака жидким азотом на одном из циклов испытаний. Из графиков видно, что деформация углепластиковой оболочки начинается немного позже начала деформации лайнера, что объясняется наличием клеевой (в рассматриваемом случае демпфирующей) прослойки.

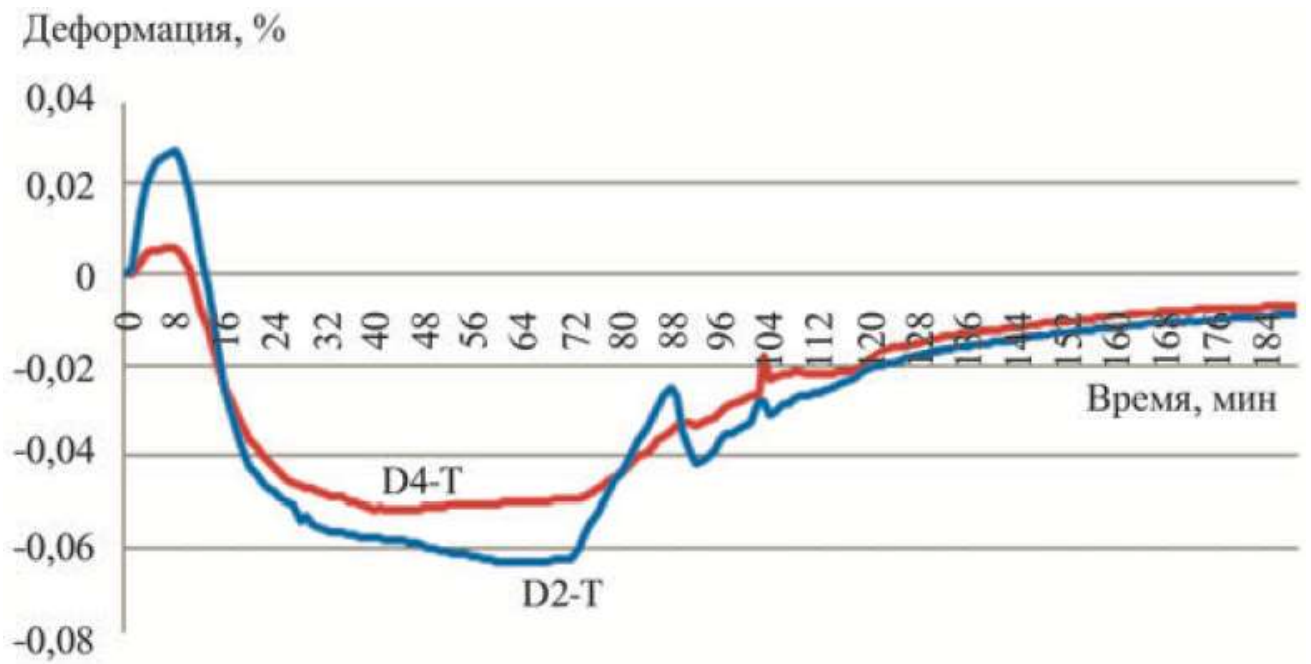


Рисунок 5.15 – Относительная деформация с учётом температурной компенсации, полученная посредством ВБР

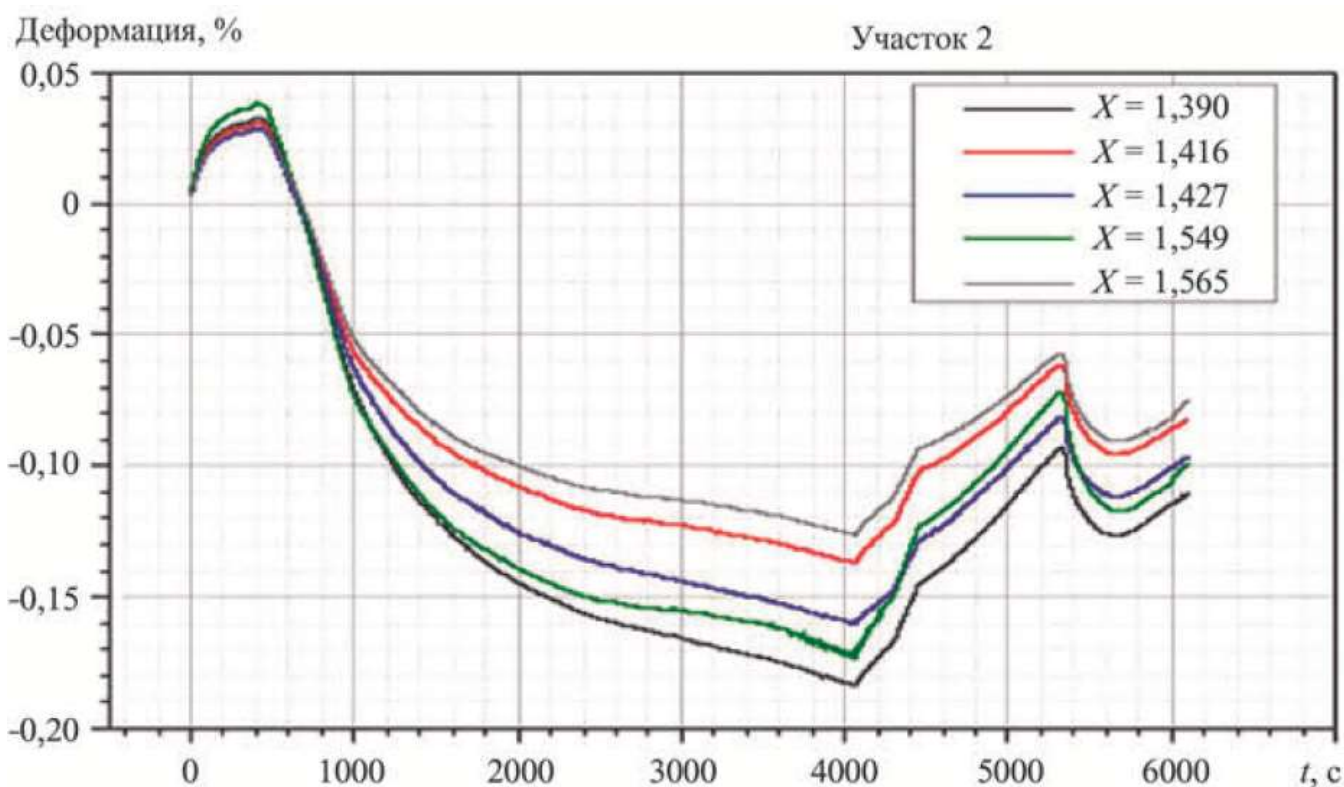


Рисунок 5.16 – Относительная деформация в различных точках наружной поверхности бака, полученная распределённым датчиком без учёта температурной компенсации:

X – расстояние в миллиметрах от начала измерительной линии рэлеевского рассеяния до точки, в которой непосредственно снимались значения относительной деформации

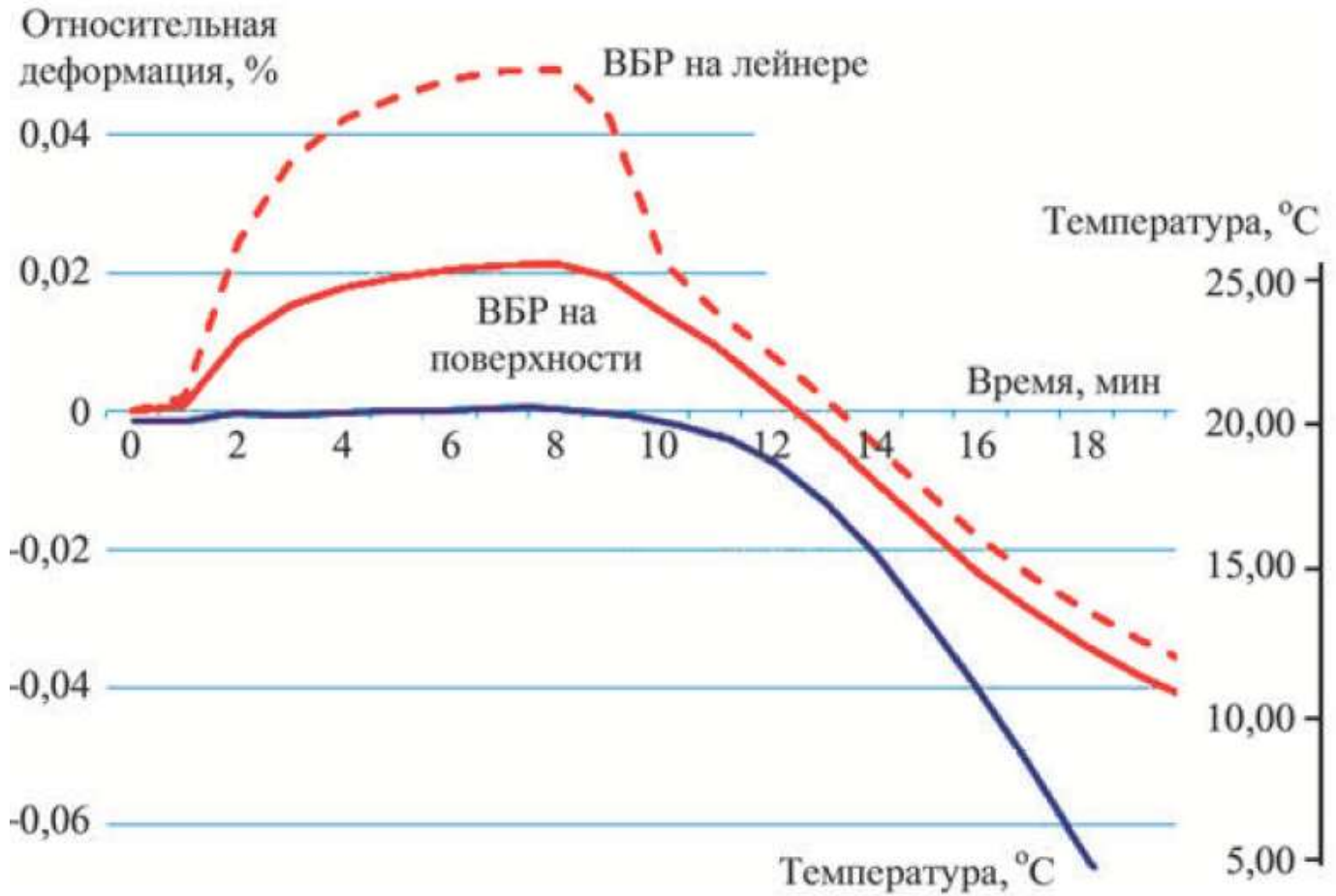


Рисунок 5.17 – Графики температуры и деформации на начальном этапе криостатических испытаний

ГЛАВА 6 ПРОЕКТИРОВАНИЕ НАТУРНОГО БАКА

Предложенная в настоящей работе концепция конструктивно-технологического решения вопроса внедрения композитных материалов в конструкцию криогенных топливных баков вызвала заинтересованность производителей средств-выведения, таких как АО «РКЦ «Прогресс», АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», производителей космических аппаратов АО «КБ «Арсенал» и др. В настоящей Главе приводятся проектные параметры и конструктивные предложения по созданию полноразмерных натуральных баков, конструктивно подобных баку окислителя (бак «О») первой ступени перспективного космического носителя среднего класса.

6.1 Проектирование бака «О» первой ступени перспективной ракеты-носителя среднего класса

Наибольший по размеру бак первой ступени перспективного космического носителя среднего класса имеет ориентировочный диаметр 4100 мм, и ориентировочную общую длину цилиндрической части 19 200 мм. Для целей проектирования принимаются максимальные нагрузки на обечайку бака – его цилиндрическую часть:

– расчётное внутреннее давление $p = 0,84$ МПа (максимальное расчётное давление с учётом гидростолба при расчётах на прочность для расчётного случая Старт ПТК);

– минимальное эксплуатационное давление наддува бака – 0,142 МПа;

– максимальное эксплуатационное давление наддува бака $p_э = 0,277$ МПа (давление с учётом гидростолба при расчётах на устойчивость, расчётный случай потеря управляемости ПТК);

– расчётное осевое эквивалентное сжимающее усилие $T_{экс} = 11\,390,24$ кН (в расчётном случае с минимальным внутренним давлением и минимальными запасами устойчивости, расчётный случай устойчивость оболочки);

– рабочее тело – жидкий кислород или сжиженный природный газ.

В основу предлагаемых концепций конструктивно-силовых схем реализации полноразмерного криогенного металлокомпозитного топливного бака диаметром 4,1 м и длиной цилиндрической части 19,2 м положено использование описанной в Главе 2 настоящей работы конструкции металлокомпозитного бака с использованием штатных металлических днищ баков первой ступени использующихся в настоящий момент ракет-носителей.

Эскиз сечения оболочки бака представлен на Рисунке 2.5. Согласно методике проектирования, изложенной в Главе 2, отдельно проектируется часть стенки бака, обеспечивающая нагружение внутренним давлением и отдельно силовая сетчатая структура с торцевыми шпангоутами и наружной обшивкой, обеспечивающая восприятие нагрузок на корпус первой ступени. Существенным является замечание о том, что в реальной конструкции сетчатая структура будет участвовать в работе по восприятию внутреннего давления, а металлический герметизирующий лейнер и силовая композитная оболочка примут участие в работе по восприятию нагрузок на корпус РН. Однако на начальном этапе проектирования их работа рассматривается по отдельности, что увеличивает значение итоговых коэффициентов безопасности разрабатываемой конструкции. Учёт одновременной работы сетчатой структуры и герметизирующих слоёв бака приведёт в дальнейшем к возможностям снижения массы изделия на этапах отработки и запуска в серийное изготовление.

Герметизация внутренней полости бака осуществляется при помощи металлического тонкостенного лейнера толщиной 0,3–0,5 мм, свариваемого с торцевыми шпангоутами. Предлагается применение алюминиевого сплава АМгб, листы которого, представляющие листы стандартного сортамента не требуют дополнительных трудоёмких операций по достижению заданной толщины,

свариваются на металлической оправке. Данная металлическая оправка обеспечивает прочность и жёсткость герметизирующего лейнера в процессе его изготовления и в процессе создания на нём силовой сетчатой стенки бака.

При помощи композитных материалов изготавливается силовая цилиндрическая часть оболочки. На торцах цилиндрической оболочки расположены металлические шпангоуты, обеспечивающие возможность соединения с металлическими днищами, например при помощи сварки. Данные шпангоуты соединяются с лейнером, обеспечивающим герметичность бака, а также в шпангоутах выполнены пазы под намотку сетчатой структуры по аналогии со шпангоутом, показанным на Рисунке 6.1.

Структура композитных слоёв стенки бака соответствует рассмотренной в предыдущих Главах (Рисунок 2.13). На металлический лейнер производится намотка силового композитного слоя необходимой толщины для обеспечения восприятия внутреннего давления наддува бака. На отверждённый силовой композитный слой в промежутке между шпангоутами наносится конструкционный пенопласт, в котором выполняются формообразующие пазы для обеспечения намотки сетчатой структуры. После этого производится намотка сетчатой структуры и наружной обшивки и окончательное отверждение бака. В завершение работ механически обрабатываются металлические шпангоуты и удаляется технологическая зона разворота нитей намотанной сетчатой структуры после чего цилиндрическая оболочка, представляющая собой герметичную силовую стенку бака полностью готова к соединению со штатными металлическими днищами и сборке с испытательной оснасткой или соседними отсеками. Результат 3D моделирования рассматриваемого бака представлен на Рисунке 6.2.

Предлагаемая концепция металлокомпозитного криогенного топливного бака позволяет создавать как непрерывные цилиндрические оболочки заданной длины (до 19,2 м, см. Рисунок 6.2), так и сборные из нескольких более коротких сегментов. Вариант



Рисунок 6.1 – Металлические шпангоуты с предварительно выполненными пазами, в которые осуществляется намотка сетчатой структуры



Рисунок 6.2 – 3D модель полноразмерного топливного бака

сборной по длине оболочки показан на Рисунке 6.3. Длина таких сегментов может быть различной, начиная от стандартной ширины прокатного листа между стыковыми шпангоутами, и заканчивая половиной заданной длины цилиндрической стенки бака. Стыковые шпангоуты могут быть выполнены также при помощи металлических закладных шпангоутов с заранее выполненными пазами, но площадь их сечения может быть меньшей, по сравнению с торцевыми шпангоутами, соединяемыми с соседними отсеками или испытательной оснасткой. Изготовление длинномерного бака из отдельных коротких секций не противоречит сложившейся в настоящий момент практике сваривания баков «О» первой ступени вафельной конструкции РН среднего класса проводится из нескольких коротких секций с финальным привариванием силовых торцевых шпангоутов и штатных металлических днищ.

Дополнительным преимуществом изготовления полноразмерного бака из нескольких стыкуемых при помощи сварки лайнера и клее-механического соединения шпангоутов секций бака будет возможность параллельной намотки отдельных секций бака, значительно ускоряющих процесс производства, а также возможность изменения мощности сетчатой структуры по длине бака, так как нагрузки в различных по осевой координате сечениях бака могут значительно отличаться друг от друга, что повлечёт за собой снижение массы готового изделия. Возможность такого процесса изготовления секций бака критически не увеличит сложность внедрения технологии изготовления металлокомпозитных баков в серийное производство: стоимость автоматизированных станков для намотки и печей для термообработки практически на порядок ниже стоимости механообрабатывающих комплексов для фрезерования 30 мм алюминиевых плит криволинейной формы для формирования вафельной структуры металлической обечайки.

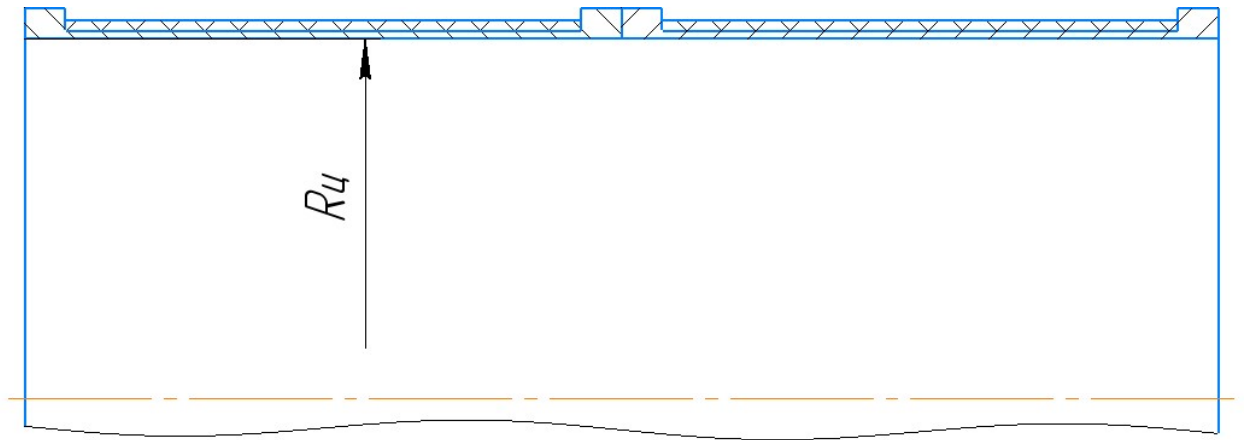


Рисунок 6.3 – Концепция изготовления металлокомпозитной оболочки из сборных сегментов, эскиз

В качестве примера может быть рассмотрен вариант из двух 4.5-метровых по длине сегментов диаметром 4.1 м (Рисунок 6.3). Конструкция и технология изготовления каждого из сегментов в общем случае идентична друг другу.

Возвращаясь к изложенной выше в данном Разделе концепции изготовления тонкостенного герметизирующего лайнера из листов типового сортамента алюминиевого сплава, можно отметить, что данный подход может быть реализован двумя различными вариантами. Первый вариант (Рисунок 6.4) предполагает использование многоразовой металлической оправки, на которой происходит установка металлических шпангоутов и сварка тонкостенной оболочки-лейнера. При этом, жёсткость и прочность конструкции лайнера обеспечивается оправкой. Изготовление композитной части конструкции предполагается в этом случае без съёма лайнера, на оправке.

Второй вариант (Рисунок 6.5) предполагает отдельное изготовление тонкостенного лайнера с кольцевыми подкрепляющими шпангоутами – рёбрами жёсткости, конструктивно подобными шпангоутам, рассмотренным в Главе 4 (Рисунок 4.6). Дальнейшее изготовление бака предполагается осуществлять на лайнере, используя его собственную прочность и жёсткость аналогично предыдущему рассмотренному варианту и конструктивно-технологической концепции металлокомпозитного криогенного топливного бака в целом. Установка лайнера с подкрепляющими шпангоутами на станки для намотки и мехобработки производится при помощи отработанной техники с использованием специализированных распорных колец и цапф, как показано на Рисунке 6.6.

Исходя из представленной в Главе 2 настоящей работы методики проектирования топливных баков традиционной металлической вафельной и металлокомпозитной конструктивно-силовых схем, а также механических характеристик используемых материалов (Таблица 2.1), в Таблице 6.1 получена проектировочная весовая оценка для 1 м^2 цилиндрической оболочки бака диаметром

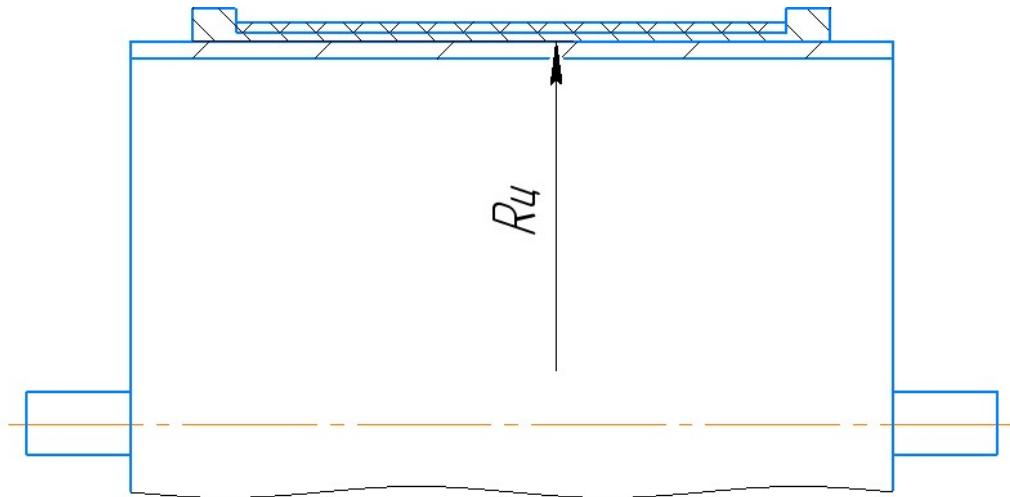


Рисунок 6.4 – Использование многоразовой металлической оправки для изготовления секций металлокомпозитного бака

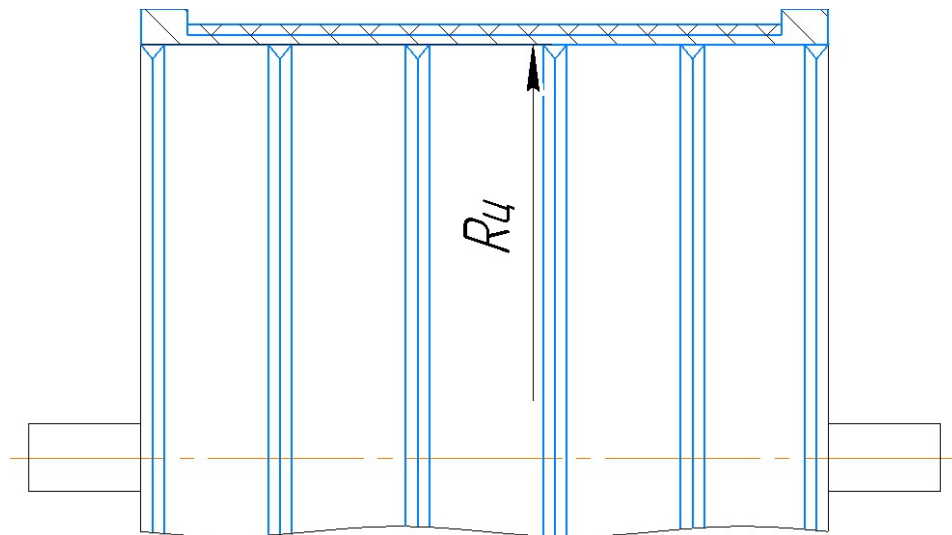


Рисунок 6.5 – Схематическое изображение конструкции тонкостенного металлического лайнера с элементами жёсткости, служащая оснасткой для изготовления бака

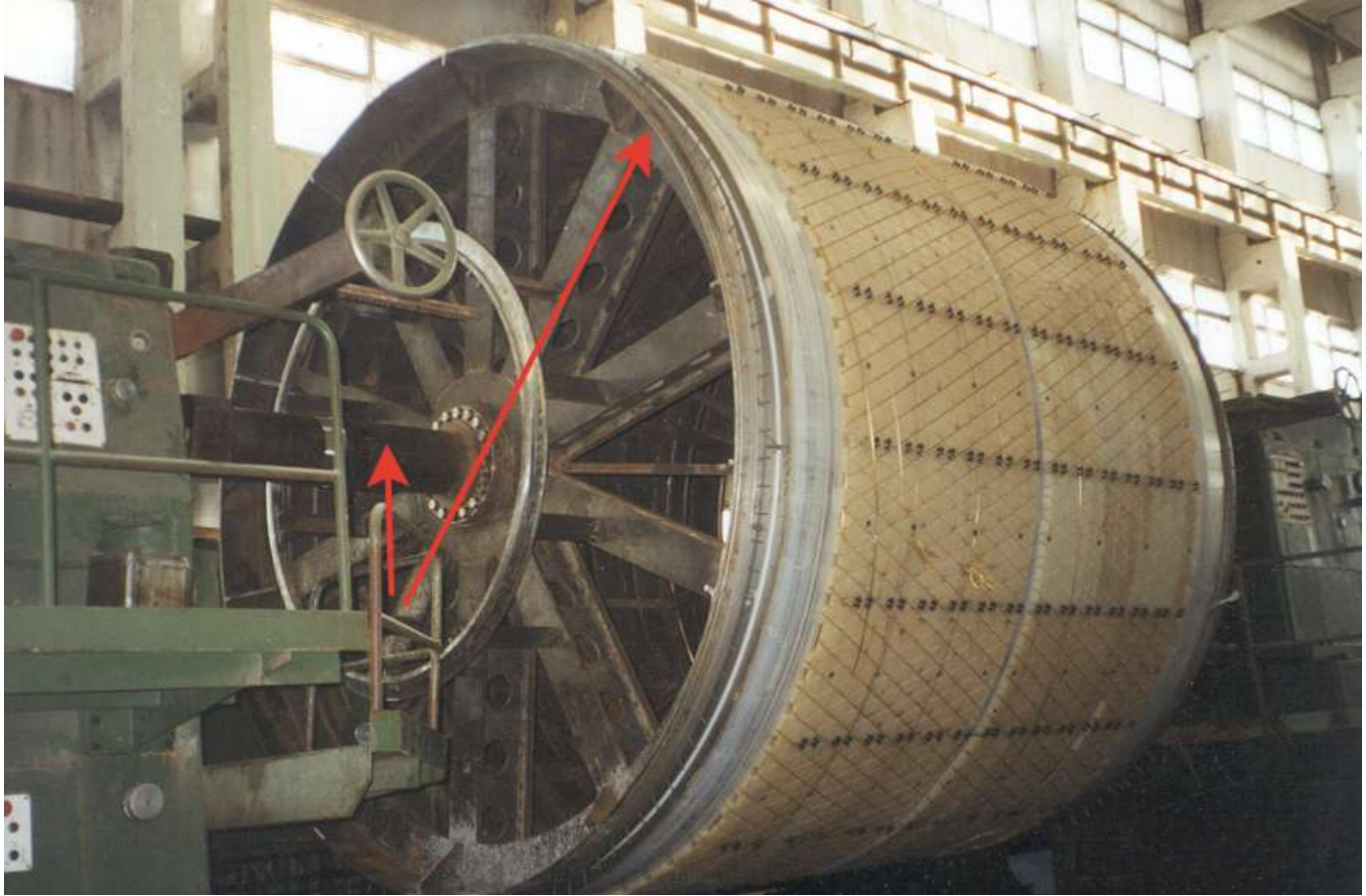


Рисунок 6.6 – Применение специализированных приспособлений для обработки цилиндрических оболочек

4.1 м и длиной 19.158 м, спроектированной на нагрузки, приведённые в начале Раздела. Проектирование проводилось на одновременное действие максимальных нагрузок, дополнительно был введён коэффициент безопасности 1.25 для осевой эквивалентной сжимающей силы. Проектирование силовой стенки бака (сетчатой структуры) осуществлялось без учёта несущей способности лайнера и обшивки.

В Таблице 6.1 толщина лайнера, выполненного из алюминиевого сплава, составляет 1.0 мм, толщина силовой оболочки на лайнере 1.0 мм, толщина пенопласта и сетчатой структуры 27 мм, толщина наружной обшивки 0.25 мм. Вес днищ и шпангоутов не учитывается. Можно отметить, что вес применяемых в предлагаемой концепции металлических шпангоутов будет сопоставим или даже ниже, чем у используемых алюминиевых, в связи с тем, что внутри объёма шпангоута значительная часть металла замещена углепластиком со значительно более низкой плотностью материала (Таблица 2.1).

Оптимизация несущей стенки бака проведена при помощи алгоритма, описанного в Главе 2, зависимости массы, геометрических параметров, жёсткостей и запасов прочности и устойчивости от φ представлены на Рисунках 6.7 – 6.10.

Угол наклона рёбер к образующей варьировался в диапазоне от 16° до 32° . Для ширины рёбер был задан диапазон от 2 до 10 мм, а для высоты сетчатой структуры – от 2 до 35 мм, что соответствует имеющимся минимальным технологическим ограничениям. Количество пар спиральных рёбер было принято равным 160.

Согласно зависимости массы сетчатой структуры от угла наклона спиральных рёбер, показанной на Рисунке 6.7, минимальное значение массы достигается при угле наклона спиральных рёбер $23\text{--}24^\circ$. Для $\varphi = 24^\circ$ согласно Рисунку 6.8 имеем следующие геометрические параметры:

- число пар спиральных рёбер в сечении оболочки – 160,
- угол наклона спиральных рёбер к образующей $\varphi = \pm 24^\circ$,
- высота сетчатой структуры $h = 27$ мм,
- ширина спиральных рёбер $\delta_\varphi = 5.8$ мм,

– ширина кольцевых рёбер $\delta_{90} = 3.2$ мм.

Как следует из Рисунка 6.9, активными являются ограничения по осесимметричной и неосесимметричной устойчивости оболочки и устойчивости спиральных рёбер (для них запас соответствует заданному минимальному запасу 1.25), а ограничение по прочности рёбер сетчатой структуры выполняется с запасом 1.6.

Таблица 6.1 – Сводная весовая характеристика 1 м^2 силовой стенки металлокомпозитного бака и бака вафельной конструкции, спроектированных согласно методике, изложенной в Главе 2

Конструкция металлокомпозитного бака	Вес 1 м^2 стенки, кг
Металлический герметизирующий лайнер	2.68
Внутренний силовой композитный слой для восприятия давления	1.45
Сетчатый слой	7.33
Конструкционный пенопласт	0.89
Конструкционный криогенный клей ЦМК-12	1.2
Наружная обшивка	0.36
Всего:	13.91

В результате, как видно из Таблицы 6.1, расчётная масса 1 м^2 стенки бака с учётом конструкционного пенопласта, металлического лайнера, обшивки составляет 13,91 кг. При проектировании бака традиционной вафельной конструкции аналогичных размеров на действие таких же по величине нагрузок по методике, описанной в Главе 2 настоящей работы, можно получить массу 1 м^2 стенки бака вафельной конструкции, которая составляет 18.34 кг.

Таким образом, результаты проектирования баков с диаметрами, приближенными к реальным диаметрам ступеней РН, показывают возможность снижения массы при использовании предлагаемой концепции до 34,0%. Этот

результат, а также значительно более низкая трудоёмкость изготовления и более высокий коэффициент использования материалов в металлокомпозитном баке, открывают широкие возможности эффективной реализации предлагаемой конструктивно-технологической концепции в ракетной технике.

В расчётах и работе в целом применены физико-механические характеристики материалов отечественного производства: углепластики на основе углеродных волокон Umatex – Госкорпорация Росатом, эпоксидного связующего и конструкционного пенопласта производства АО «ЦНИИСМ» и АО «НИИ полимеров» – филиала АО «ОНПП «Технология» им. А.Г. Ромашина» Госкорпорация Ростех.

6.2 Комплексная модель оценки прочности

Исходя из представленных в работе методик проектирования, расчёта на прочность и устойчивость несущей стенки металлокомпозитного криогенного топливного бака, расчёта технологических параметров и эксплуатационных режимов работы, а также результатов испытаний комплексная задача по оценке прочности предложенной конструктивно-технологической концепции может быть решена реализацией следующих входящих в неё подзадач и вопросов (Рисунок 6.11) при помощи:

- оптимального проектирования металлокомпозитного криогенного топливного бака по заданным коэффициентам запаса прочности и устойчивости;
- проведения поверочного расчёта конструкции при помощи МКЭ по уточнённой подробной модели металлокомпозитного криогенного топливного бака;
- расчёта технологических параметров изготовления металлокомпозитного бака с заданными коэффициентами запаса прочности и устойчивости;
- расчёта эксплуатационных режимов работы металлокомпозитного бака с заданными коэффициентами запаса прочности и устойчивости;
- проведения испытаний конструкции металлокомпозитного криогенного топливного бака;
- непрерывного неразрушающего контроля напряжённо-деформированного состояния и температурного поля в заданных точках и по заданным траекториям как внутри композитного материала конструкции бака, так и на границах функциональных слоёв стенки бака при помощи волоконно-оптических датчиков на протяжении всех этапов жизненного цикла бака: изготовления, испытаний и эксплуатации по назначению.

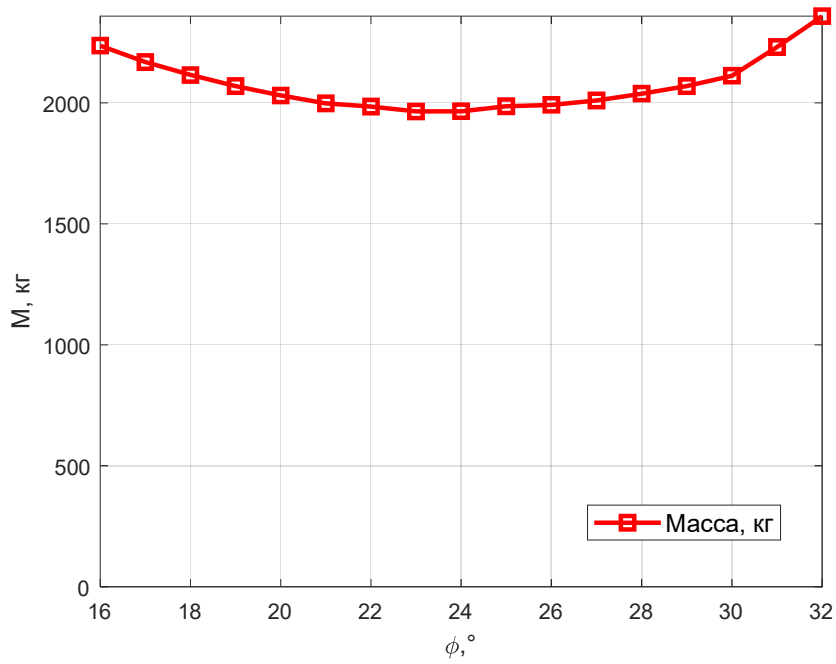


Рисунок 6.7 – Масса сетчатой структуры бака «О» первой ступени перспективной РН в зависимости от угла ϕ

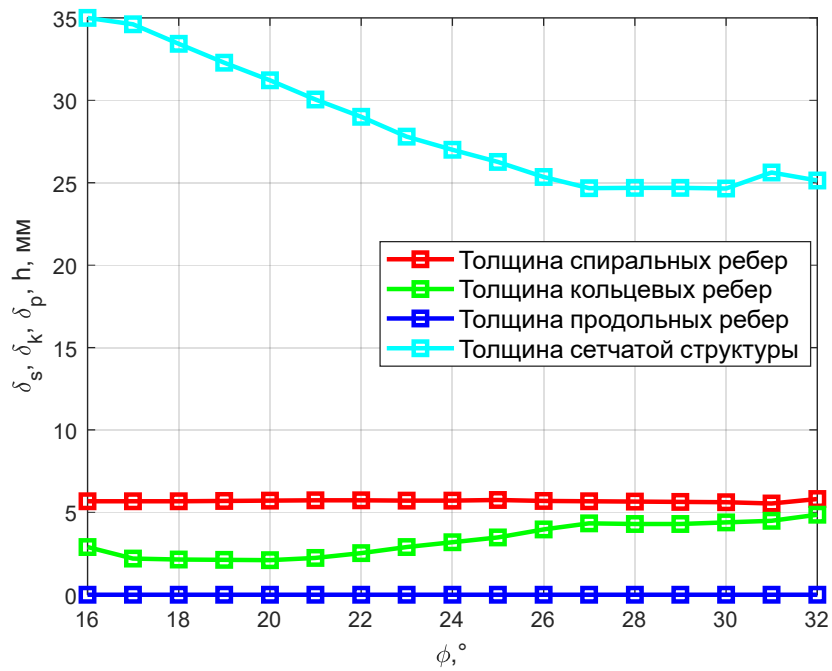


Рисунок 6.8 – Геометрические параметры сетчатой структуры в зависимости от угла наклона спиральных ребер сетчатой структуры к образующей бака ϕ

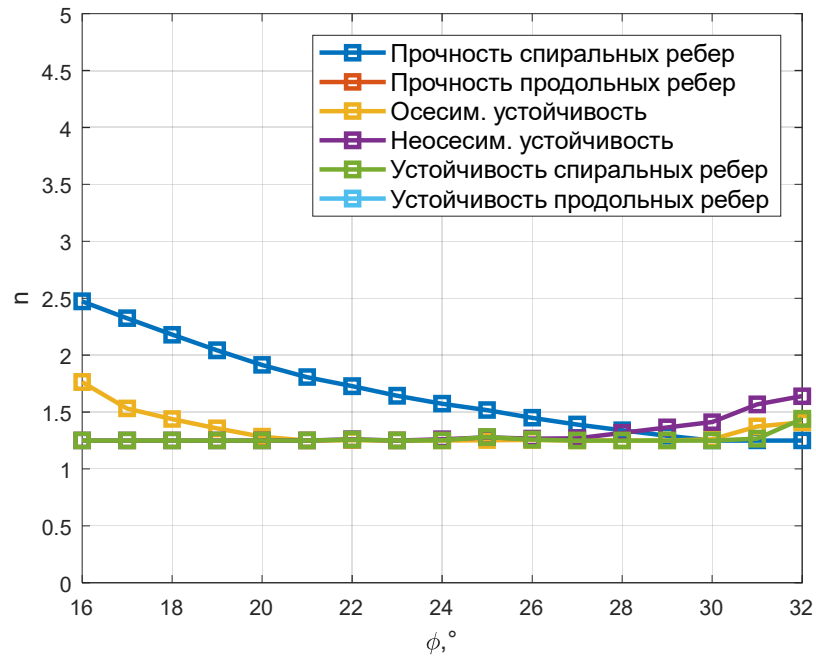


Рисунок 6.9 – Проектировочные запасы прочности и устойчивости в зависимости от угла наклона спиральных рёбер сетчатой структуры к образующей бака ϕ

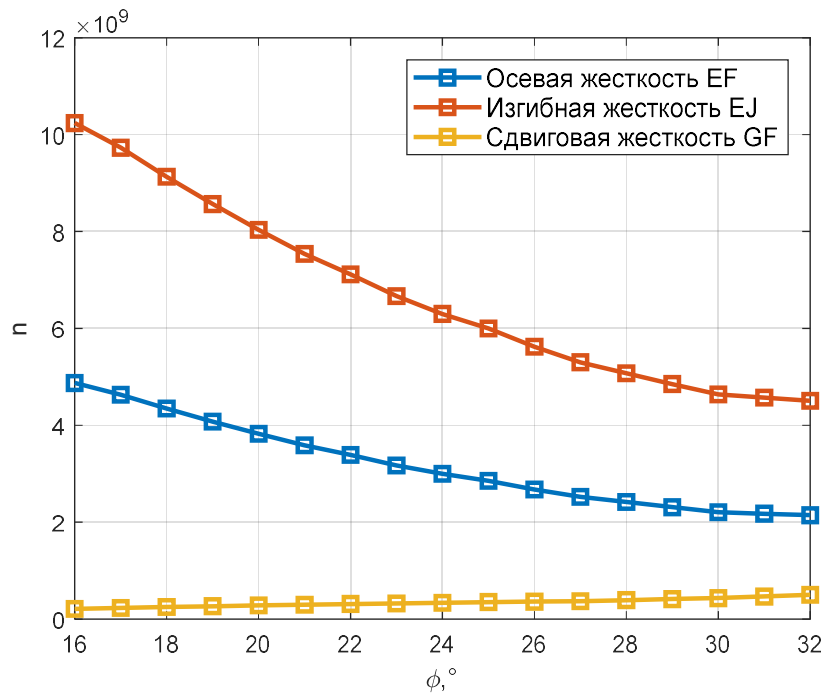


Рисунок 6.10 – Расчётные значения жёсткостей оболочки в зависимости от углов наклона спиральных рёбер сетчатой структуры к образующей бака ϕ



Рисунок 6.11 – Комплексная модель оценки прочности металлокомпозитного криогенного топливного бака

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана новая конструктивно-технологическая концепция несущего металлокомпозитного криогенного топливного бака для ракетно-космической техники, решена комплексная проблема проектирования, расчёта, разработки технологии изготовления и экспериментальной отработки нового класса криогенных металлокомпозитных топливных баков ЛА.

Основные новые научные результаты, полученные в диссертационной работе, состоят в следующем:

1 Повышена весовая эффективность крупногабаритных натуральных криогенных металлокомпозитных топливных баков на 30-35% по сравнению с вафельными отсеками из алюминиевых сплавов.

2 Впервые решена задача устойчивости цилиндрической оболочки при намотке гибкой системы нитей с натяжением. В рамках нелинейной теории оболочек найдено решение, определяющее критическую величину натяжения нитей, наматываемых на бесконечно длинную цилиндрическую оболочку, и критическое напряжение, определяющее потерю устойчивости лайнера при намотке композитного слоя. Получено универсальное выражение для критического натяжения, зависящего от радиуса, изгибной жёсткости оболочки и параметра λ_{cr}^2 , расчётное значение которого составляет величину 732. Полученное решение подтверждено экспериментально на модельных оболочках из алюминия, стали и термопласта и установлено, что экспериментальное значение параметра λ_{cr}^2 отличается от расчётного значения на 1.2%.

3 Решена на основе нелинейных уравнений теории оболочек задача устойчивости тонкостенного лайнера, заключённого в композитный силовой слой при температурной обработке. Установлено, что критическая деформация

оболочки может быть аппроксимирована соотношением $\varepsilon_{cr} = C(h/R)^{1.2}$, в котором $C = 0.73$.

4 Впервые решена задача устойчивости лайнера бака, находящегося в жёсткой среде, от действия осевой сжимающей силы. При помощи уравнений нелинейной теории цилиндрических оболочек и метода Бубнова-Галёркина получено приближённое решение, определяющее предельную величину докритической деформации лайнера бака, находящегося в жёсткой среде, от действия осевой сжимающей силы.

5 Решена задача о взаимодействии сетчатой оболочки с наружными обшивками и металлическим лайнером, учитывающая деформируемость сетчатой оболочки по толщине. Разработана модель силовой стенки бака, позволяющая вычислить коэффициенты жёсткости и теплопроводности стенки бака, деформации и прогибы функциональных слоёв стенки бака. Разработана методика расчёта теплофизических свойств стенки бака в радиальном направлении, позволяющая оценить теплозащитные свойства бака, без использования дополнительных теплоизоляционных материалов. Представлено универсальное уравнение, определяющее температуру на наружной поверхности стенки бака.

6 Разработана комплексная модель оценки прочности конструкции металлокомпозитного криогенного топливного бака, работоспособная на всех этапах жизненного цикла изделия, при проектировании, изготовлении, испытаниях и эксплуатации.

7 На основе теоретических исследований и разработанных моделей исследовано контактное взаимодействие между функциональными слоями силовой стенки металлокомпозитного криогенного бака интегральной конструкции, которое может привести к отслоению металлического лайнера при действии криогенных температур.

8 На основании теоретических исследований и решённых задач исследовано влияние подкрепляющего шпангоута на контактные силы, возникающие в металлическом лайнере и установлена следующая закономерность:

контактные силы, приводящие к отслаиванию лайнера и нарушению целостности конструкции при действии криогенных температур, значительно возрастают в зоне размещения шпангоута. Разработан конструктивный вариант шпангоута с управляемыми коэффициентом линейного температурного расширения и жёсткостью для компенсации возникающих контактных сил.

9 Разработана новая конструктивно-технологическая концепция криогенного металлокомпозитного топливного бака с несущей оболочкой, совмещающая в интегральной конструкции металлокомпозитный баллон давления и силовую сетчатую оболочку.

10 Предложен метод оптимального проектирования металлокомпозитного криогенного топливного бака с несущей оболочкой. Разработанное в работе ПО позволяет сократить время проектирования бака до нескольких минут.

11 Разработана и апробирована на модельном баке технология изготовления криогенных металлокомпозитных топливных баков. Установлено, что трудоёмкость изготовления металлокомпозитного бака ниже до 50%, а коэффициент использования материалов (70-80%) на порядок превосходит аналогичные величины при изготовлении баков из металлических сплавов.

12 Разработан метод подтверждения напряжённо-деформированного и температурного состояния конструкции бака при помощи внедрённой в материал и конструкцию измерительной системы на основе волоконно-оптических датчиков. Исследованы вопросы защиты выводов измерительных систем в процессе изготовления конструкции и вопросы получения измерений в процессе эксплуатации и испытаний в режиме реального времени. Установлено, что разработанная технология размещения датчиков позволяет сохранить их работоспособными и без повреждений при термообработке и механической обработке.

13 На основе полученных решений создано программное обеспечение для расчёта технологических параметров изготовления металлокомпозитных

криогенных топливных баков, позволяющее сократить время проведения расчётов технологических параметров изготовления до нескольких минут.

14 На основе полученных результатов осуществлено проектирование, изготовление и экспериментальная отработка модельного криогенного металлокомпозитного топливного бака.

15 Результаты работы использованы при проектировании и расчёте баллонов и баков давления на двух предприятиях России.

16 На основании выполненных исследований решена научная проблема, вносящая значительный вклад в развитие космической техники – создана новая энергоэффективная конструктивно-технологическая концепция высокопрочного криогенного топливного бака на основе металлокомпозитных ёмкостей и силовых сетчатых структур, повышающая экономичность изделий ракетно-космической техники.

ПЕРСПЕКТИВЫ ДАЛЬНЕЙШЕЙ РАЗРАБОТКИ ТЕМЫ

Исследования технологических вопросов серийного изготовления крупногабаритных криогенных топливных баков с использованием полимерных композитных материалов и металлического лайнера.

Исследования возможности создания композитных криогенных топливных баков с несущей сетчатой стенкой и изотропным полимерным лайнером – для проектирования, расчёта технологических и эксплуатационных режимов изготовления и работы баков с полимерным лайнером пригодны полученные в работе соотношения и методики, в результате успеха может быть получена ещё более эффективная конструкция в весовом и экономических планах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

- 1 Азаров А.В. Проблема проектирования аэрокосмических сетчатых конструкций // Изв. РАН. МТТ. – 2018. – №4. – С. 85-93.
- 2 Азаров А.В. Проектирование композитных сетчатых элементов конструкций космических аппаратов // Дисс. ... докт. техн. наук // М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2022. – 357 с.
- 3 Азаров А.В. Проектирование композитных сетчатых элементов конструкций космических аппаратов // Дисс. ... канд. техн. наук // М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2012. – 157 с.
- 4 Азаров А.В., Бабичев А.А., Синьковский Ф.К. Проектирование и изготовление композитного бака высокого давления для космического аппарата // Композиты и наноструктуры. – 2013. – № 4. – С. 44–57.
- 5 Азаров А.В., Егоров А.В. Методика проектировочного расчёта металлокомпозитного баллона высокого давления // Авиационная промышленность. – 2015. – № 2. – С. 31–35.
- 6 Азаров А.В., Разин А.Ф. Континуальная модель сетчатой композитной структуры // Механика композитных материалов и конструкций. – 2020. – №2, Т.26. – С. 269- 281.
- 7 Анискович В.А., Будадин О.Н., Козельская С.О., Кутюрин Ю.Г., Рыков А.Н., Склезнев А.А., Гнусин П.И., Юранёв О.А. Интегрирование волоконно-оптических датчиков в композитный цилиндрический корпус из углепластика, изготовленный способом непрерывной намотки // Контроль. Диагностика. – 2022. – № 2, Т. 25. – С. 16 – 23.
- 8 Антипин В.Е., Лобковский С.А., Ощепкова М.Ю. и др. Экспериментальное исследование влияния особенностей технологии пропитки на физико-механические характеристики композита // Вопросы оборонной техники. Сер. 15. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. – 2007. – Вып. 1(146). – С. 28-30.

- 9 Асланов А.Р., Разносчиков В.В., Стольников А.М. Исследование влияния колебаний на поверхности топлива в криогенном топливном баке на его теплофизические процессы // 44 Академические чтения по космонавтике, посвящённые памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных учёных - пионеров освоения космического пространства, Москва, 28-31 янв., 2020: Сборник тезисов // М.: 2020. – Т. 2. – С. 155.
- 10 Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Лебедев К.Н., Лукьянец С.В., Мороз Н.Г. Создание высокоэффективного металлокомпозитного баллона высокого давления // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. – 2015. – № 1 (27). – С. 19–27.
- 11 Асюшкин В.А., Смердов А.А., Цвелев В.М., Моишеев А.А., Викуленков В.П., Цветков С.В., Кулиш Г.Г. Разработка композитного баллона высокого давления для разгонного блока «Фрегат» // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов. Сб. науч. трудов // М.: НПО имени С.А. Лавочкина. – 2005. – С. 46–52.
- 12 Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. Строительная механика ракет // М.: Высшая школа. – 1984. – 391 с.
- 13 Барынин В.А., Бунаков В.А., Васильев В.В., Майоров Б.Г., Разин А.Ф. Композитные сетчатые конструкции: обзор // Вопросы оборонной техники. Серия 15. – 2001. – Вып. 1(123) – 2(124). – С. 9-16.
- 14 Барынин В.А., Бунаков В.А., Васильев В.В., Разин А.Ф. Аэрокосмические сетчатые конструкции из композитных материалов // ОНТЖ «Полёт». – 1998. – № 1. – С. 40–43.
- 15 Бахвалов Ю.О. Новый ракетно-космический комплекс «Ангара». ОНТЖ «Полёт». – 2007. – №8. – С.85-88.
- 16 Белоусов П.С. Несущая способность композитных сетчатых цилиндрических оболочек при неоднородном напряженном состоянии // Дисс. ... канд. техн. наук // М.: МАТИ. – 1996. – 203 с.

- 17 Блазнов А.Н., Кротов А.С., Журковский М.Е. Моделирование оптимальной схемы армирования баллона высокого давления // Науч.-техн. вестн. Поволжья. – 2019. – № 11. – С. 106-109.
- 18 Болдырев А.В. Разработка методов проектирования силовых авиационных конструкций на основе моделей деформируемого твёрдого тела переменной плотности // автореферат дисс. ... докт. техн. наук // Самара. – 2012. – 32 с.
- 19 Будадин О.Н., Анискович В.А., Кутюрин В.Ю., Кутюрин Ю.Г. Применение оптоволоконных Брэгговских решёток в качестве датчиков деформации // М.: Труды МИТ. – 2017. – том 17, часть 1. – С. 149–161.
- 20 Будадин О.Н., Филипенко А.А., Соболев Л.А. Комплексный многопараметровый неразрушающий контроль качества сплошности сетчатых конструкций из ПКМ // Материалы 31 ежегодной международной конференции «Композиционные материалы в промышленности», г. Ялта, 6-10 июня 2011г. // Ялта. – 2011. – С.332-334.
- 21 Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: учеб. для вузов // М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 1998. – 516 с.
- 22 Бунаков В.А. Оптимальное проектирование сетчатых композитных цилиндрических оболочек // В кн. Механика конструкций их композиционных материалов // М.: Машиностроение. – 1992. – С. 101–125.
- 23 Бунаков В.А., Лебедев И.К. Динамическая устойчивость оболочек сетчатой структуры из композитных материалов // Науч. вестн. МГТУ ГА. – 2000. – №29. – С. 45–50.
- 24 Бунаков В.А., Маркин В.Б. Оптимальное проектирование конструкций из композиционных материалов: Уч.пособие // Барнаул: Изд-во Алт. гос. техн. ун-та. – 1994. – 57 с.

- 25 Бунаков В.А., Протасов В.Д. Сетчатые композитные конструкции // В кн. Механика и научно-технический прогресс. Том 4. Приложение механики к задачам технологии // М.: Наука. – 1988. – С. 273–287.
- 26 Бунаков В.А., Протасов В.Д. Сетчатые композитные конструкции // Доклад на VI Всесоюзном съезде по теории и прикладной механике // Ташкент. – 1986.
- 27 Бунаков В.А., Протасов В.Д. Сетчатые композитные цилиндрические оболочки // Механика композитных материалов. – 1989. – №6. – С. 1046–1053.
- 28 Бунаков В.А., Протасов В.Д. Сетчатые композитные цилиндрические оболочки // Тр. I Советско-американского симпозиума: Механика композитных конструкций. Том 2 – Конструкции из композитов // Рига: Знание. – 1992. – С. 89–98.
- 29 Бунаков В.А., Фёдоров Л.В. Применение микрополярной теории упругости к описанию сетчатых структур // Изв. РАН – Механика твёрдого тела. – 1994. – №4. – С. 148–154.
- 30 Бурнышева Т.В. Разработка и применение методологии вычислительного эксперимента при расчёте и диагностике анизотропных конструкций космических летательных аппаратов // Дисс. ... докт. техн. наук. – Новокузнецк. – 2016. – 451 с.
- 31 Буяков И.А. Простейшее решение задачи о выпучивании кольца внутри жёсткой обоймы // Космонавтика и ракетостроение. – 2004. – Вып. 1 (34) . – С. 119-130.
- 32 Буяков И.А., Березкин В.А. Выпучивание тонкой сферической оболочки внутри шаровой полости сжимающегося массивного тела // Проблемы машиностроения и надёжности машин. – 2014. – №5. – С. 30-33.
- 33 Буяков И.А., Ермаков И.С., Сухомлинов Л.Г. Исследование выпучивания тонкой сферической оболочки внутри шаровой полости сжимающегося

- массивного тела // Космонавтика и ракетостроение. – 2018. – Вып. 4(103). – С. 46–51.
- 34 Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов // М.: Машиностроение. – 1988. – 270 с.
- 35 Васильев В.В. Упруго-пластические деформации металлических баллонов давления, усиленных однонаправленным стеклопластиком // Механика полимеров. – 1969. – №6. – С. 1069–1074.
- 36 Васильев В.В., Криканов А.А. Равнонапряженные безмоментные оболочки вращения, образованные методом непрерывной намотки армированной ленты // Изв. РАН. Механика твердого тела. – 2002. – № 4. – С. 119–133.
- 37 Васильев В.В., Лопатин А.В. Теория сетчатых и подкреплённых композитных оболочек // В кн. Механика конструкций из композиционных материалов. Под ред. Ю.В. Немировского // Новосибирск: Наука. – 1984. – С. 31–36.
- 38 Васильев В.В., Лопатин А.В. Теория сетчатых и подкреплённых композитных оболочек // Тр. I Советско-американского симпозиума – Механика композитных материалов. Том 2 // Рига: Знание. – 1992. – С. 82–89.
- 39 Васильев В.В., Миткевич А.Б., Протасов В.Д. Оптимальное проектирование баллонов давления в форме оболочек вращения, образованных из композиционных материалов методом намотки. РТМ // М.: ВИМИ. – 1981. – 63 с.
- 40 Васильев В.В., Мороз Н.Г. Композитные баллоны давления. Проектирование, расчёт, изготовление и испытания: справ. пособие // М.: Инновационное машиностроение. – 2015. – 373 с.
- 41 Васильев В.В., Пичхадзе Г.П. Оболочки и пластинки из композиционного материала с пространственной схемой армирования // Проектирование,

- расчет и испытания конструкций из композиционных материалов. – Изд. ЦАГИ. – 1982. – С. 83–90.
- 42 Васильев В.В., Разин А.Ф., Недайвода А.К., Петроковский С.А., Бахвалов Ю.О., Молочев В.П., Оленин И.Г. Топливный бак летательного аппарата // Пат. 2157322 Российская Федерация; заявл. 11.04.1999; опубл. 10.10.2000, Бюл. № 28.
- 43 Васильев В.В., Салов В.А. Устойчивость бесконечно длинной цилиндрической оболочки, нагруженной наружным давлением, создаваемым жёсткой внешней средой // Изв. РАН. МТТ. – 2021. – № 4. – С. 134 -144.
- 44 Васильев В.В., Салов В.А., Склезнев А.А. Устойчивость бесконечно длинной цилиндрической оболочки под действием наружного давления, создаваемого намоткой гибких нитей // Изв. РАН. МТТ. – 2022. – №6. – С. 63-71.
- 45 Васильев В.В., Склезнев А.А. Устойчивость лейнера цилиндрического композитного баллона давления // Механика конструкций из композиционных материалов. – 2022. – №2, т.28. – С.235-246.
- 46 Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем // М.: Наука. – 1967. – 984 с.
- 47 Воробей В.В., Морозов Е.В., Татарников О.В. Расчет термонапряженных конструкций из композиционных материалов // М.: Машиностроение. – 1992. – 234 с.
- 48 Воронцов Г.В. Силовая намотка и остаточные напряжения в цилиндрических намоточных изделиях из композитных материалов // Изв. вузов. Сев.-Кавк. регион. Техн. н. – 2009. – № 6. – С. 40-43.
- 49 Воронцов Г.В., Лисовская Г.Г., Петров И.А. Методы расчёта и оптимизации натяжения и температуры ленточных композитных материалов при намотке оболочек вращения // Новочеркасск: ЮРГТУ (НПИ). – 2010. – 104 с.

- 50 Вялов А.И. Эпоксидные эластичные клеи для изделий, используемых в условиях космического пространства // Дисс. ... канд. хим. наук. – 2022. – 159 с.
- 51 Гайдаржи Ю.В., Зинин А.В., Азиков Н.С. Численное моделирование и анализ прочности и устойчивости вафельной оболочки // Проблемы машиностроения и автоматизации / Прогрессивные технологии в машиностроении. – 2021. – №2. – С.91-98.
- 52 Гайфуллин Б.Р. Технологическая схема изготовления объёмных сетчатых конструкций из полимерных композиционных материалов // Международная молодёжная научная конференция "22 Туполевские чтения (школа молодых учёных)", Казань, 19-21 окт., 2015 // Материалы конференции. Сборник докладов. – 2015. – Т. 1. – С. 206-210.
- 53 Гармаш В.Б., Егоров Ф.А., Коломиец Л.Н., Неугодников А.П., Поспелов В.И. Возможности, задачи и перспективы волоконно-оптических измерительных систем в современном приборостроении // Спецвыпуск "Фотон-экспресс". – 2005. – №6. – С. 128–140.
- 54 Гиацинтов А.Е. Оптимальное проектирование нелинейно деформируемых элементов конструкций из слоистых композитов // Дисс. ... канд. техн. наук. – М.: МАТИ. – 1990. – 170 с.
- 55 ГОСТ 22350-91. Корпус ракеты на жидком топливе. Термины и определения. Введ. 1992-07-01. – М.: Изд-во стандартов, 1991. – 17 с.
- 56 Данилюк А.Ю., Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Создание сверхтяжёлых ракет-носителей для исследования и освоения луны и марса: прошлое, настоящее, будущее // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2014. – №2(23). – С. 128-136.
- 57 Дикин И.И. Итеративное решение задач линейного и квадратичного программирования // Докл. АН СССР. – 1967. – №4, Т. 174. – С. 747-748.

- 58 Дмитриенко И.П., Майоров Б.Г., Страхов В.Л. Отчёт №62-88-42 по исследованию механических свойств материалов // Хотьково: ЦНИИСМ. – 1988. – 56 с.
- 59 Должанский Ю.М., Илингина А.В., Кузин А.И. Ракета-носитель «Союз-5»: о производстве изделия в АО РКЦ «Прогресс» // Вестник НПО Техномаш. – 2021. – №2(15). – С. 18-21.
- 60 Егоров А.В. Методология нелинейного динамического анализа монолитности высоконагруженных контактно-стеснённых оболочечных конструкций авиационно-космического и гражданского назначения // Дисс. ... докт. техн. наук. – 2021. – 304 с.
- 61 Егоров А.В., Азаров А.В. Численно-аналитический метод расчёта металлокомпозитного цилиндрического баллона давления // Труды МАИ. – 2014. – №73. – С.5.
- 62 Жуль Н.С., Мошкин И.Д., Шаклеин П.А. и др. Космическая платформа // Патент 2688630 Российской Федерации; заявл. 10.11.2016; опубл. 05.21.2019, Бюл. № 15.
- 63 Зиновьев П.А. Энергетические структурно-феноменологические модели диссипативных свойств анизотропных тел и волокнистых композитов // Дисс. ... докт. техн. наук. – М.: МГТУ. – 1997. – 373 с.
- 64 Ишин Д.В. Проектирование силовой оболочки композитного баллона давления методом численного интегрирования системы уравнений. Ключевые тренды в композитах: наука и технологии: сборник материалов Международной научно-практической конференции, Москва, 05-08 декабря 2018 года // М.: ООО «Диона». – 2019. – С. 313-318.
- 65 Каблов Е.Н., Сиваков Д.В., Гуляев И.Н., Сорокин К.В., Федотов М.Ю., Дианов Е.М., Васильев С.А., Медведков О.И. Применение оптического волокна в качестве датчиков деформации в полимерных композиционных материалах // Все материалы. Энциклопедический справочник. – 2010. – №3.

- 66 Камке Э. Справочник по обыкновенным дифференциальным уравнениям // М.: Физматгиз. – 1961. – 703 с.
- 67 Канал: Техносфера. Россия – Как идёт подготовка к производству ракет Ангара на заводе Полёт в Омске. – Загл. с экрана // <https://zen.yandex.ru/media/tehnorussia/kak-idet-podgotovka-k-proizvodstvu-raket-angara-na-zavode-polet-v-omske-5cb027fac9f0a300b375f823> (дата обращения 12.04.2019)
- 68 Князев Д.Н., Искиндиоров М.С. Решение оптимизационных задач при программировании станков для изготовления изделий из полимерных композиционных материалов методом намотки: 2 Всероссийская научно-техническая конференция «Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения», посвящённая 80-летию со дня рождения проф., д.т.н. Г.М. Гуняева, Москва, 30 нояб., 2017 // Материалы конференции. Всероссийский н.-исслед. ин-т авиац. матер. – 2017. – С. 65-72.
- 69 Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов // М.: Рестарт. – 2009. – 528 с.
- 70 Коблов С.В., Ключников В.Ю. Решение расширенного заседания секции №9 НТС ГК Роскосмос от 14.07.2022 г.// Королёв: ЦНИИмаш. – 2022 . – 7 с.
- 71 Комков М.А., Тарасов В.А., Зарубина О.В. Анализ конструктивно-массового совершенства оболочек сосудов давления // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – М.: МГТУ. – 2012. – №3. – С.11-18.
- 72 Комков М.А., Тарасов В.А., Бородулин А.С. Спиральная намотка концевых участков композитных оболочек цилиндрической и конической формы // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. – 2012. – № 4(89). – С. 78-85.

- 73 Композиционные материалы: справочник под ред. В.В. Васильева и Ю.М. Тарнопольского // М.: Машиностроение. – 1990. – 510 с.
- 74 Коробейников А.Г., Барынин А.В., Жгуттов А.В. Оптимизация технологии намотки сетчатых оболочек с использованием многоленточных раскладывающих устройств // Вопросы оборонной техники. Научно-технический сборник. Серия 15 «Композиционные неметаллические материалы в машиностроении». – 2018. – №2 (189). – С. 17-21.
- 75 Красносельский М.А., Вайникко Г.М., Забрейко П.П., Рутицкий Я.Б., Стеценко В.Я., Приближённое решение операторных уравнений // М.: Наука. – 1969. – 456 с.
- 76 Кривонос Е.В. Обоснование схемы фрезерования вафельного фона // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. – 2021. – № 3, Т. 5. – С.83–90.
- 77 Криканов А.А. Проектирование тонкостенных композитных элементов с ограничениями по жёсткости и прочности // Дисс. ... канд. техн. наук. – М.: МАТИ. – 1989 г. – 183 с.
- 78 Криканов А.А. Равновесные формы фланца композитного баллона давления // Механика композитных материалов и конструкций. – 2001. – № 2, Т. 7. – С.143–157.
- 79 Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций // Учеб. пособие для студентов вузов – 3-е изд., перераб. и доп. // М.: Машиностроение. – 1994. – 384 с.
- 80 Лопатин А.В. Напряжённое состояние и устойчивость подкреплённых композитных пластин и оболочек вращения // Дисс. ... докт. техн. наук. – 1993. – 365 с.
- 81 Львов Н.Л., Хабаров С.С., Гавриков М.Ю., Федотов М.Ю. Устройство выхода волоконно-оптического датчика из композита // Патент на полезную модель 179119, опубл. 26.04.2018, Бюллетень №12.

- 82 Манько Т.А., Литот А.В., Шилин С.А. Технологические особенности изготовления композитного корпуса топливного бака с фланцами из углепластика // Системное проектирование и анализ характеристик аэрокосмической техники. – 2018. – т. 25. – С.91-97.
- 83 Матасов И.И., Огнев А.С. Силовые режимы и предельные возможности операции обжима цилиндрических оболочек из анизотропных материалов в режиме ползучести – Будущее машиностроения России: Девятая Всероссийская конференция молодых учёных и специалистов, Москва, 05–08 октября 2016 года // М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2016. – С. 166-196.
- 84 Мироненко Е.Д., Бабичев А.А., Склезнев А.А. К вопросу обеспечения оптимального натяжения вант композитного бака высокого давления космического аппарата // Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина». – 2019. – №1/43. – С.66-70.
- 85 Митрофанов О.В., Стреляев Д.В. Прикладное проектирование сетчатых оболочек при ограничениях по устойчивости // Научн. вестн. МГТУ ГА. – 1999. – №13. – С.25.
- 86 Михайловский К.В., Базанов М.А. Измерение остаточных технологических деформаций в углепластике путём внедрения в него волоконных брэгговских решёток // Конструкции из композиционных материалов. –2016. – № 2. – С.54-58.
- 87 Молочев В.П. Проектирование и экспериментальная отработка композитных баллонов давления для космической техники // Дис. ... канд. техн. наук. – 2012. – 146 с.
- 88 Молочев В.П., Егоров В.Н., Севальнев А.В., и др. Анализ конструктивных вариантов металлокомпозитных баллонов высокого давления // Авиационная промышленность. – 2012. – №1. – С.9.

- 89 Никитюк В.А. Подход к расчёту цельномотанных баллонов давления из композиционных материалов в зоне фланцев // Вопросы оборонной техники. Сер. 15. – 2002. – Вып. 3 (129). – С. 18–23.
- 90 Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А. Оптимальное армирование оболочек вращения композиционных материалов // М.: Машиностроение. – 1977. – 142 с.
- 91 Пименов И.В., Шайдурова Г.И. Расчет баллона высокого давления из ПВХ-лейнера и базальтопластиковой силовой оболочки // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2014. – № 36. – С. 77-94.
- 92 Пичугин В.С., Протасов В.Д., Степанычев Е.И. Деформативность и несущая способность оболочек, изготовленных на разжимной оправке // Механика композитных материалов. – 1984. – №2. – С.279-282.
- 93 Пичхадзе Г.П. Пластинки и оболочки из композиционного материала с пространственной структурой // Дисс. ... канд. техн. наук. – М. – 1980.
- 94 Поляков В.И., Спридзанс Ю.Б. Намотка волокнистых композитов с дополнительным давлением // Механика композитных материалов. – 1972. – С.793-796.
- 95 Портнов Г.Г., Спридзанс Ю.Б. Намотка колец из стеклопластика с изменением усилия натяжения по программе // Механика полимеров. – 1971. – №2. – С.361-364.
- 96 Постоев В.С. К теории устойчивости предварительно напряженной цилиндрической оболочки – Прочность гидротурбин // Л.: Труды ЦКТИ. – 1966. – Вып. 72. – С.3-12.
- 97 Прядицкий А.А. Обзор исследований по проектированию сетчатых конструкций из композитов для авиа- и ракетостроения // Сборник научных трудов «Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов». – 2014. – Вып. 1(77). – С. 15-21.

- 98 Пшеничнов Г.И. Расчет сетчатых цилиндрических оболочек. // М.: Изд. АН СССР. – 1961. – 112 с.
- 99 Пшеничнов Г.И. Теория тонких упругих сетчатых цилиндрических оболочек и пластинок. // М.: Наука. – 1982. – 352 с.
- 100 Разин А.Ф., Никитюк В.А., Халиманович В.И. Анализ сетчатых структур из композиционных материалов, применяемых в силовых конструкциях космических аппаратов // Конструкции из композиц. матер. – 2011. – № 2. – С. 3-7.
- 101 Разин А.Ф. Расчетно-экспериментальная отработка сетчатых композитных отсеков летательных аппаратов // Вопросы оборонной техники. Серия 15. – 2000. – вып. 1(122) . – С. 23–25.
- 102 Разин А.Ф. Рациональное подкрепление композитных сетчатых отсеков в зонах действия локальных осевых нагрузок // Вопросы оборонной техники, Серия 15. – 2002. – вып. 3(129) . – С. 27–30.
- 103 Разин А.Ф., Каледин В.О. Рациональное подкрепление люков в композитных сетчатых конструкциях // Вопросы оборонной техники. Серия 15. – 2002. – вып. 3(129) . – С. 36–38.
- 104 Разин А.Ф., Слитков М.Н., Гаращенко А.Н. Метод моделирования теплового состояния отсеков из сетчатых композитных оболочек для изделий ракетно-космической техники // Вопросы оборонной техники. Научно-технический сборник. Серия 15 "Композиционные неметаллические материалы в машиностроении". – 2018. – №2 (189) . – С. 28- 34.
- 105 Рубцова Д.М., Сметанников О.Ю. Моделирование процесса намотки композитной силовой оболочки // Математика и междисциплинарные исследования – 2016: Сборник докладов всероссийской научно-практической конференции молодых учёных с международным участием, Пермь, 16–19 мая 2016 года / гл. ред. Ю.А. Шарапов; Пермский государственный национальный исследовательский университет // Пермь:

- Пермский государственный национальный исследовательский университет. – 2016. – С. 60-64.
- 106 Рубцова Д.М., Сметанников О.Ю. О моделировании намотки силовой оболочки баллона высокого давления // Прикладная математика, механика и процессы управления. – 2016. – Т. 1. – С. 11-14.
- 107 Сарбаев Б.С., Корнелюк А.М. Вариант соотношений термоупругости сетчатых композитных структур // Конструкции из композиционных материалов. – 2017. – № 3(147). – С. 8-13.
- 108 Склезнев А.А., Бабичев А.А., Программное обеспечение для расчёта максимальной силы натяжения раскладчика // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021662511, Заявка 2021660949, 08.07.2021 Оpubл. 30.07.2021.
- 109 Склезнев А.А., Бабичев А.А., Программное обеспечение для расчёта минимального давления наддува лейнера заготовки композитного бака давления // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021662801, Заявка 2021660959, 06.07.2021 Оpubл. 05.08.2021.
- 110 Склезнев А.А., Бабичев А.А., Разин А.Ф., Титов В.А., Юранев О.А., Пшеничников И.В., Бородулин Д.А. Проектирование и изготовление криогенных металлокомпозитных топливных баков // Конструкции из композиционных материалов – межотраслевой научно-технический журнал. – 2023. – №2 (170). – С.12-20.
- 111 Склезнев А.А., Кузьмин А.А., Слитков М.Н., Бабичев А.А. Анализ температурного воздействия на габаритные изделия из полимерных композиционных материалов в процессе их изготовления и эксплуатации // Материалы XX Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации - 2019» – г. Пермь, 14-15 ноября 2019 г. // Пермь: Издательство ПНИПУ. – 2019. – Часть 1. – С. 71-74.

- 112 Склезнев А.А., Кузьмин А.А., Слитков М.Н., Бабичев А.А. Программное обеспечение для анализа температурного режима обработки габаритных изделий из армированных полимерных композиционных материалов // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2022617776 от 25.04.2022, Заявка 2022615243, 28.03.2022. Оpubл. 25.04.2022.
- 113 Склезнев А.А., Червяков А.А., Агапов И.Г. Решение задачи оптимизации в целях проектирования сетчатой структуры из полимерных композиционных материалов с наружной обшивкой // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2022. – № 4, Т. 25. – С. 70–82.
- 114 Сметанников О.Ю., Сахабутдинова Л.Р. Разработка численных моделей материалов для описания термомеханического поведения силовой оболочки // Математическое моделирование в естественных науках. – 2018. – Т. 1. – С. 278-281.
- 115 Солнцев Ю.П., Пряхин Е.И. Материаловедение: учебник для вузов. Изд. 4-е, перераб. и доп. // СПб.: Химиздат. – 2007. – 784 с.
- 116 Сорокин К.В., Гончаров В.А., Шиенок А.М., Федотов М.Ю. Возможности оптоволоконных сенсоров на основе брэгговских решёток в информкомпози́тах для регистрации ударного воздействия // Все материалы. Энциклопедический справочник. – 2013. – №12.
- 117 Фёдоров Л.В. Сетчатые композитные конструкции при локальных нагрузках // Дисс. ... канд. техн. наук – М. – 1994. – 182 с.
- 118 Феодосьев В.И. Избранные задачи и вопросы по сопротивлению материалов // М.: Наука. – 1996. – 368 с.
- 119 Харченко Е.Ф., Протасов В.Д., Филипенко А.А., Поляков В.Л. Исследование механизма влияния натяжения волокнистого наполнителя на структуру и прочность намоточных стеклопластиков // Механика композитных материалов. – 1977. – №3. – С.439-444.

- 120 Хохлов А. Союз-5 (Иртыш) в железе, блог в интернете «Космос и инновации за рубежом», <https://newsland.com/post/7332428-soiuz-5-irtysh-v-zheleze> (дата обращения: 21.02.2021) или Кузнецов С. Перестань грызть вафли. Как сделать космическую ракету быстрее, проще и дешевле? – Загл. с экрана, <https://nplus1.ru/material/2021/04/15/next-rocket?from=thealphacentauri> (дата обращения 15.04.2021)
- 121 Чумадин А.С., Ершов В.И., Шишкин А.А. Механизм потери устойчивости при обжиге кольца // Науч. тр. МАТИ. – 2010. – Вып. 17 (89). – С. 182–186.
- 122 Шатов А.В. Моделирование деформативности композитных сетчатых цилиндрических корпусов космических аппаратов // Дисс. ... канд. физ.-мат. наук. – Красноярск. – 2016. – 147 с.
- 123 Штейнбрехер, Ольга Александровна. Разработка метода, алгоритма и программного обеспечения для оптимизации анизотропных конструкций из композиционных материалов // Дисс. ... канд. техн. наук. – Новокузнецк. – 2017. – 151 с.
- 124 Щевелев А.С., Кикот В.В., Удалов А.Ю. Информационно-измерительная система мониторинга изделий космической техники // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2016. – том 3, вып. 2. – С. 60–65.
- 125 Юранев О.А. Методы применения газообразных хладагентов для имитации эксплуатационных температур криогенных топливных баков ракет космического назначения с целью повышения эффективности экспериментальной отработки их прочности // Дисс. ... канд. техн. наук. – Королёв: ЦНИИМаш. – 2023. – 146 с.
- 126 Яковлев С.С. Анализ силовых режимов при рифлении внутренней поверхности оболочки // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2020. – № 7. – С. 13-16.

- 127 Anderson M.S. Buckling of Periodic Lattice Structures // *AIAA Journal*. – 1981. – vol. 19, №6. – P. 782–788.
- 128 Barynin V.A., Bunakov V.A., Razin A.F., Vasiliev V.V. Aerospace Composite Lattice Structures // *Proc. of the 12th Int. Conf. on Composite Materials, Paris, France, July 1999, (CD)*
- 129 Baudin M. Nelder Mead's User Manual // *Scilab-Digiteo Consortium*. – 2010
- 130 Bunakov V.A. Design of Axially Compressed Cylindrical Shells with Lattice Stiffeners // *Optimal Design*. Editors: V.V. Vasiliev and Z. Gurdal, Technomic. – 1999. – P. 207-246.
- 131 Burov A.E., Lepihin A.M., Makhutov N.A., Moskvichev V.V. Numerical Analysis of Stress-Strain State and Strength of Metal Lined Composite Overwrapped Pressure Vessel // *Strength of Materials*. – 2017. – Vol. 49. – P. 666–675.
- 132 Camarena V.A., Ledesma S., Aceves S.M., Saldaña-Robles A., Ledesma E. Optimization of Type III pressure vessels using genetic algorithm and simulated annealing // *International Journal of Hydrogen Energy*. – 2017. – Vol. 42 (31).
- 133 Chan H.C., McMinn S.J. The stability of a uniformly compressed ring surrounded by a rigid circular surface // *Int. J. Mech. Sci.* – 1966. – Vol. 8. – P. 433-442.
- 134 Chen H.-J., Tsai S.W. Analysis and Optimum Design of Composite Grid Structures // *Journal of Composite Materials*. – 1996. – V.30, №4. – P. 503–534.
- 135 Cheney J.A. Pressure buckling of ring encased in cavity // *Journal of the Engineering Mechanical Division*. – 1971. – P. 333-343.
- 136 Chicurel R. Shrink buckling of thin circular rings // *Trans. of the ASME*. – 1968. – P. 608-610.
- 137 COIN-OR Interior Point Optimizer IP-OPT. <https://github.com/coin-or/ip-opt>

- 138 Diaz V., Cardone T., Ramusat G. Использование термопластиковых композитных материалов для криогенных топливных баков // Proceedings of 13 European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing, Braunschweig, 1-4 Apr. 2014 // Noordwijk. – 2014. – P. 74.
- 139 Ding B., Liu J., Huang Zh., Li X., Wu X., Cai L. Axial force identification of space grid structural members using particle swarm optimization method, *Journal of Building Engineering*. – 2020. – Vol. 32.
- 140 Ehsani A., Rezaeepazhand J., Attaran I. Fabrication of Laminated Composite Grid Structures Using VIP // *Fibers Polym.* – 2019. – Vol. 20. – P. 1909–1917.
- 141 El-Bayoumy L. Buckling of a circular elastic ring confined to a uniformly contacting circular boundary // *Trans. of the ASME*. – 1972. – P. 758-765.
- 142 Francescato P., Gillet A., Leh D., Saffré Ph. Comparison of optimal design methods for type 3 high-pressure storage tanks // *Composite Structures*. – 2012. – Vol. 94 (6) . – P. 2087–2096.
- 143 Francisco M.B., Pereira J.L.J., Oliver G.A. et al. Multiobjective design optimization of CFRP isogrid tubes using sunflower optimization based on metamodel // *Computers & Structures*. – 2021. – vol. 249: 106508.
- 144 Gao Hai Peng, et al. Load Bearing and Mass Relation Contrast between Composite Shell and Alloy Shell // *Advanced Materials Research*. Trans Tech Publications Ltd. – 2013. – Vol.703. – P. 217–220.
- 145 Garnich M.R., Robbins D.H., Andrews E.W., Nelson E.E. Systematic Stress and Progressive Failure Analysis of Composite Cryogenic Pressure Vessels // 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 23 - 26 April 2007, Honolulu, Hawaii. –2007. – P.1-12.
- 146 Giusto G., Totaro G., Spena P., De Nicola F., Di Caprio F., Zallo A., Grilli A., Mancini V., Kiryenko S., Das S., Mespoulet S. Composite grid structure technology for space applications // *Materials Today: Proceedings*. – 2021. – Vol. 34, Part 1. – P. 332-340.

- 147 Glock D. Post-critical behavior of a rigidly encased circular pipe subject to external water pressure and temperature rise // *Der Stahlbau*. – 1977. – Vol. 46, № 7. – P. 212-217.
- 148 Grundlagen der optischen Sensor-messung mit Faser-Bragg-Gittern // *Elektronik messen+testen*. – 2010. – №2. – P. 35-42.
- 149 Hanson M.P. Glass-, boron-, and graphite-filament-wound resin composites and liners for cryogenic pressure vessels // *Journal of Macromolecular Science, Part B*. – 1967. – P. 651-665.
- 150 Hayashi T. Buckling Strength of Cylindrical Geodetic Structures // *Japan-US Conf. on Composite Materials, Tokyo*. – 1981. – P. 428–438.
- 151 Higuchia K., Shinsuke T., Elichi S., et al. Development and flight test of metal lined CFRP cryogenic tank for reusable rocket // *Acta Astronautica*. – 2005. – Vol. 57. – P. 432–437.
- 152 Hobbs R.E. Pipeline buckling caused by axial loads // *Journal of Construction Steel Research*. – 1981. – P.175-189.
- 153 Hou A., Gramoll K. Design, Damage Tolerance and Filament Wound Attach Fitting for Launch Vehicle // *Journal of Advanced Materials*. – 1988. – vol. 30, №1. – P. 16–21.
- 154 Hunt C.J., Morabito F., Grace C., Zhao Y., Woods B.K.S. A Review of Composite Lattice Structures // *Composite Structures*. – 2022. – Vol. 284. – P. 115-120.
- 155 Huybrechts S.M., Hahn S.E. and Meink T.E. Grid Stiffened Structure: Survey of Fabrication, Analysis and Design Methods // *Proc. of the 12th Int. Conf. of Composite Materials, Paris, France*. – July 1999. T. Massard, A. Alain ed. (electronic version).
- 156 Incropera F.P., DeWitt D.P. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer* // 4th Edition // NY: Wiley. – 1996. – 886 p.

- 157 Langhaar H., Boresi A., Marcus L., Love G. Buckling of a long fiber-wound cylindrical shell due to stresses caused by winding // *J. Appl. Mech.* – 1965. – Vol. 32, Ser. E, №. 1. – P. 81–86.
- 158 Launius R.D., Jenkins D.R. To Reach the High Frontier: A History of U.S. Launch Vehicles // University Press of Kentucky; 1st edition. – 2002. – 528 p.
- 159 Li Y., Shen Z., Zhang F., Suo X., Yu H.. Application of thermal load-bearing capacity analysis method for filament wound composite case // February 2018, *Guti Huojian Jishu // Journal of Solid Rocket Technology.* – 2018. – Vol.41(1) . – P.89-94.
- 160 Li Z.Y., Gan H. Optimal Design of Space Grid Structure // *International Conference on Architectural, Civil and Hydraulics Engineering (28—29 November 2015; Guangzhou, China)* . –2015. – P. 41-45.
- 161 Liu F., Feng R.-Q., Tsavdaridis K.D., Yan G. Designing efficient grid structures considering structural imperfection sensitivity // *Engineering Structures.* – 2020. – vol. 204.
- 162 Ludwig C., Dreyer M. E. Исследование термодинамических процессов в криогенном топливном баке // *Cryogenics.* – 2014. – Vol. 63. – P. 1-16.
- 163 Mallick K., Tupper M.L. Thermo-Micromechanics of Microcracking in a Cryogenic Pressure Vessel // *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 7-10 April 2003, Norfolk, Virginia.* – 2003. – P.1-9.
- 164 Matveenko V.P., Kosheleva N.A., Shardakov I.N., Voronkov A.A. Temperature and strain registration by fiber-optic strain sensor in the polymer composite materials manufacturing // *International Journal of Smart and Nano Materials.* – 2018, doi: 10.1080/19475411.2018.1450791
- 165 McCarville D.A., Guzman J.C., Dillon A.K., Jackson J.R., Birkland J.O. Design, Manufacture and Test of Cryotank Components. *Comprehensive Composite Materials II.* – Vol, 3, Chapter 3.5 // Elsevier. – 2018, P.153-179.

- 166 McHale C., Carey S., Hadjiloizi D.A., Weaver P.M. Thermal stresses in composite cylindrical lattices // *Composite Structures*. – 2021. – No.266. – P. 1–7.
- 167 McKinnon K. Convergence of the Nelder-Mead simplex method to a nonstationary point // *SIAM Journal on Optimization*. – 1998. – Vol. 9, No. 1. – P. 148-158.
- 168 Murray B.R., Leen S.B., Semprimoschnig C.O.A. Проницаемость по гелию полимерных материалов как лайнеров для баллонов высокого давления с наружной оболочкой из полимерного композита // *J. Appl. Polym. Sci.* – 2016. – Vol. 133, № 29.
- 169 Nayak B.B., Jena H., Dey D., Oda B.K., Chetia A., Brahma S.K., Bordoloi T., Chakraborty D. Materials selection and design analysis of cryogenic pressure vessel: A review // *Materials Today: Proceedings*. – 2021. – Vol. 47, Part 19. – P. 6605-6608.
- 170 Nunes P.J., Velosa J.C., Antunes P.J., Silva J.F., Marques A.T. Studying the production of filament wound composite pressure vessels // *16th Int. Conf. on Composite Materials (ICCM-16)*, Kyoto, Japan. – 2007.
- 171 Python Interior-Point Method (PYIPM). <https://github.com/jkaardal/pyimp>
- 172 Ram baud W., Lukowiak D., Damas A., и др. Технология многослойной цилиндрической конструкции с наполнителем для криогенного бака // *Proceedings of 13 European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing, Braunschweig, 1-4 Apr. 2014. Noordwijk*. – 2014. – P. 14.
- 173 Rao A.R.M., Lakshmi K. Optimal design of stiffened laminate composite cylinder using a hybrid SFL algorithm // *Journal of Composite Materials*. – 2012. – 46(24) – P. 3031–3055.
- 174 Raouf N., Davar A., Pourtakdoust Seid H. Reliability analysis of composite anisogrid lattice interstage structure // *Mechanics Based Design of Structures and Machines*. – 2020. – Vol.50, Iss. 9. – P. 3322-3330.

- 175 Rashidov T.R., An E.V. Geometrically Nonlinear Buckling Stability Analysis of Axially Loaded Underground Pipelines // Soil Mechanics and Foundation Engineering. – 52(2) . – P. 76-80.
- 176 Rehfield L.W., Reddy A.D., Yehezkely O., Armanios E. Buckling of Continuous Filament Composite Isogrid Panels: Theory and Experiments // Proc. of the 4th Int. Conf. on Composite Materials, Tokyo. – 1982. – P. 545–558.
- 177 Ren M., Zhang X., Huang C., Wang B., Li T. An integrated macro/micro-scale approach for in situ evaluation of matrix cracking in the polymer matrix of cryogenic composite tanks // Composite Structures. – 2019. – Vol. 216. – P. 201–212.
- 178 Sapre S., Pareek K., Vyas M. Investigation of structural stability of Type IV compressed hydrogen storage tank during refueling of fuel cell vehicle // Energy Storage. – 2020. – Vol. 2 (4). DOI: 10.1002/est2.150
- 179 Sarada P.P., Pankaj C.J. Design and Finite Element analysis of Thick-walled Laminated Composite Pressure Vessel [Проектирование и анализ методом конечных элементов толстостенных ламинированных композитных баллонов давления] // International Journal of Innovative Technology and Exploring Engineering (IJITEE). – 2019. – Vol. 8, iss. 10. ISSN: 2278-3075, DOI: 10.35940/ijitee.J9831.0881019
- 180 Slichenko D., Verijenko V., Lene F., Duvaut G. Optimum Design of Grid Cylindrical Structures Using Homogenized Model // Proc. of the 12th Int. Conf. of Composite Materials, Paris, France, July 1999. T. Massard, A. Alain ed. (electronic version)
- 181 Sorrentino L., Marchetti M., Bellini C., Delfini A., Albano M. Design and Manufacturing of an isogrid structure in composite material: numerical and experimental results // Composite Structures. – 2016. – Vol. 143. –P. 189–201.
- 182 Tapeinos I.G., Zarouchas D.S., Bergsma O.K., Koussios S., Benedictus R. Evaluation of the mechanical performance of a composite multi-cell tank for

- cryogenic storage: Part I - Tank pressure window based on progressive failure analysis // *International journal of hydrogen energy*. – 2019. – Vol. 44. – P.3917-3930.
- 183 Totaro G., Cosentino G., DeNicola F. Thermal modelling of anisogrid lattice structures // *Proc. of the 17th Int. Conf. on Composite Structures – Porto, Portugal*. – 2013
- 184 Totaro G., De Nicola F. Recent advance on design and manufacturing of composite anisogrid structures for space launchers // *Acta Astronautica*. – 2012. – Vol. 81, Issue 2. – P. 570–577.
- 185 Totaro G., Gurdal Z. Optimal Design of Composite Lattice Structures for Aerospace Applications // *European Conf. for Aerospace Sciences, Russia*. – 2003, (CD)
- 186 Totaro G., Vasiliev V.V., Denisova F. Optimized Design of Isogrid and Anisogrid Lattice Structures // *Proc. of the 55th Int. Astronautical Congress, Canada*. – 2004, (CD)
- 187 Vasiliev V.V. Composite pressure vessels: design, analysis, and manufacturing // US Blacksburg, Bull Ridge Publishing. – 2009. – 704 p., ISBN 978-0-9787223-2-6
- 188 Vasiliev V.V., Barynin V.A., Razin A.F. Anisogrid composite lattice structures - development and aerospace applications // *Composite structures*. – 2012, Vol. 94, № 3, P. 1117-1127.
- 189 Vasiliev V.V., Barynin V.A., Razin A.F. Anisogrid Lattice Structures – Survey of Development and Application // *Composite Structures*. – 2001. – №54. – P. 361–370.
- 190 Vasiliev V.V., Razin A.F. Anisogrid Composite Lattice Structures for Spacecraft and Aircraft Applications // *Composite Structures*. – 2006. – №76. – P. 182–189.

- 191 Vasiliev V.V., Razin A.F. Development of Composite Anisogrid Spacecraft Attach Fitting // Proc. of the 11th European Conf. on Composite Materials, Paris, Greece. – 2004, (CD)
- 192 Vasiliev V.V., Razin A.F. Optimal Design of Filament-Wound Anisogrid Composite Lattice Structures // Proc of the 16th Annual Techn. Conf. of American Soc. For Composites, Blacksburg, USA, Sept. 2001, (CD)
- 193 Vasiliev V.V., Salov V.A., Skleznev A.A. Stability of an Infinitely Long Cylindrical Shell under the Action of External Pressure Created by Winding Flexible Filaments // Mechanics of Solids. – 2022. – Vol. 57, № 6. – P. 1330–1337.
- 194 Wang S.S., Srinivasan S., Su K.B. and Dunham M.G. A Structural Efficiency Study of Isogrid–Stiffened Fiber Composite Laminate Shells: Buckling and Post buckling Analysis and Experiments // Proc. of the 10th Int. Conf. on Composite Materials, Canada. – 1995. – vol. 5. – P. 59–68.
- 195 Wilson W.N., Perkins T.K., Striegler J.H. Axial Buckling Stability of Cemented Pipe // Society of Petroleum Engineers, doi:10.2118/8254-MS. January 7 p.
- 196 Wright S. Primal-Dual Interior-Point Methods // Philadelphia: SIAM. 1997. ISBN 0-89871-382-X
- 197 Xu P., Zheng J., Liu P.F. Finite element analysis of burst pressure of composite hydrogen storage vessels // Materials and Design. – 2009. – Vol. 30 (7) . – P. 2295–2301.
- 198 Yadzi M.S., Rostami S.L.L., Kollahdooz A. Optimization of geometric parameters in a specific composite lattice structure using neural networks and ABC algorithm // Journal of Mechanical Science and Technology. – 2016. – 30(4) . – PP 1763–1771.
- 199 Zagustin E.A., Herrmann G. Stability of an elastic ring in a rigid cavity // Trans. of the ASME. – 1967. – P. 263-270.

200 Zi-ying LI, Hong GAN. Оптимальное проектирование сетчатых космических конструкций // International Conference on Architectural, Civil and Hydraulics Engineering (ICACHE 2015) . – 2015. – P.41-45.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

**Код программы для вычисления зависимости минимума массы от проектных параметров
металлического бака вафельной структуры и построения графика этой зависимости на
языке Maple**

```

> restart;
#Ввод исходных данных
> d := 1.0; #диаметр
> pq := 500000; #внутреннее давление
> E := 68600000000; #модуль упругости материала
> `&sigma;T` := 160000000; #предел текучести материала
> P := 3920000; #осевая сила
> rho := 2680; #плотность материала
> nu := 0.3; #коэффициент Пуассона
> l := 1.5; #длина оболочки
#Число ячеек в 1 м кругового периметра
> n_ok := 1/a;
#Число ячеек в 1 м осевого направления
> n_oc := 1/a;
#Число ячеек в 1 м2
> n := n_ok*n_oc;
#Масса рёбер ячеек
> m_p := 2*rho*a*b*h;
#Масса обшивки ячейки
> m_o := a^2*delta*rho;
#Масса ячейки вафельной структуры
> m := simplify(m_p + m_o);
#Масса 1 м2 вафельной структуры
> M := m*n;
> M := rho*h*(`&delta;_` + 2*b_);
#Критическая сила потери устойчивости по оболочечной форме, общая устойчивость
> Pkp := 4*Pi*sqrt((-nu^2 + 1)*(I0*I2 - I1^2));
> I0 := E*h*(b_ + `&delta;_`/(-nu^2 + 1));
> D_ := I2 - I1^2/I0;

```



```

> I1 := h^2*E*(b_ + (`&delta;_`^2 + 2*`&delta;_`)/(-nu^2 + 1));
> I2 := 1/3*E*h^3*(b_ + `&delta;_`*(`&delta;_`^2 + 3*`&delta;_` + 3)/(-nu^2 + 1));
> DD := simplify(expand(D_*I0), size)/(E^2*h^4);
> Pcr := 4*Pi*E*h^2*sqrt((-nu^2 + 1)*(1/3*(b_ + `&delta;_`*(3*(1 + `&delta;_`) + `&delta;_`^2)/(-
nu^2 + 1))*(b_ + `&delta;_`/(-nu^2 + 1)) - 1/4*(b_ + `&delta;_`*(2 + `&delta;_`)/(-nu^2 + 1))^2));
#Приведённая толщина
> hr := h*(`&delta;_` + 2*b_);
#Напряжения при действии внутреннего давления
> `&sigma;k` := pq*R/hr;
#Критические напряжения при потере устойчивости обшивки как свободно опёртой пластинки,
местная устойчивость
> `&sigma;kp` := 4*Pi^2*`&delta;_`^3*E/(-nu^2 + 1);
#Осевое напряжение
> `&sigma;o` := P/(2*Pi*R*hr);
#Ограничения
#По общей устойчивости
> og1 := P = Pcr;
#По прочности от давления в кольцевом направлении
> og2 := `&sigma;k` = `&sigma;T`;
#По местной устойчивости обшивки
> og3 := `&sigma;o` = `&sigma;kp`;
> oo1 := solve(og1, h)[2];
> oo2 := solve(og2, h);
> oo3 := solve(og3, h);
> R := d/2;
#По прочности от осевой силы
> oo41 := 2*`&sigma;T`*Pi*R*hr/P = 1;
> oo4 := solve(oo41, h);
#Задание значения  $\bar{\delta}$  для построения графика вида (Рисунок 2.3)
> d := 0.1;
#Построение графика для Рисунка 2.3
> plot({subs(`&delta;_` = d, oo1), subs(`&delta;_` = d, oo2), subs(`&delta;_` = d, oo3), subs(`&delta;_`
= d, oo4)}, b_ = 0.01 .. 1);
> uh := subs(`&delta;_` = d, oo3);

```

```

> simplify(subs({h = uh, `&delta;_` = d}, M));
> plot({subs(`&delta;_` = d, oo3)}, b_ = 0.01 .. 1);
#Вычисление минимумов массы для построения графика вида (Рисунок 2.4)
> j1 := [[0, 0]];
> aga := 0.03;
> i2 := 0;
> for v from aga by 0.001 while v < 0.1 do
>   i1 := [0];
>   aka := 0.01;
>   for r from aka by aka while r < 1.00001 do
>     f2 := max(evalf(subs({b_ = r, `&delta;_` = v}, oo1)), evalf(subs({b_ = r, `&delta;_` = v}, oo2)),
evalf(subs({b_ = r, `&delta;_` = v}, oo3)), evalf(subs({b_ = r, `&delta;_` = v}, oo4)));
>     f1 := subs({b_ = r, h = f2, `&delta;_` = v}, M);
>     i1 := [op(i1), f1];
>   end do;
>   i2 := [v, max(i1)];
>   j1 := [op(j1), i2];
> end do;
> j3 := [j1[2]];
> for t from 2 while t < numelems(j1) do
>   j3 := [op(j3), j1[t + 1]];
> end do;
#Построение графика Рисунка 2.4
> plot(j3);

```

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

**Код программы для вычисления коэффициентов жёсткости, прогибов,
деформаций, контактных сил (Глава 4)**

```

> restart;
> #Ввод исходных данных
> alpha := 8.6*10^(-6);
> E := 108*10^9;
> nu := 0.3;
> hm := 0.001;
> h := 0.019;
> ho1 := 0.0009;
> ho2 := 0.00035;
> R := 1.053/2;
> H := hm + h + ho1 + ho2;
> R_ := H/R;
> hm_ := hm/H;
> h_ := h/H;
> ho1_ := ho1/H;
> ho2_ := ho2/H;
> E_ := E/(-nu^2 + 1);
> fo1 := (5*Pi)/180;
> E1o1 := 13*10^10;
> mu := 1 - 0.21*0.0163;
> E1o1_ := E1o1/mu;
> G12o1 := 4000000000;
> E2o1_ := 7*10^9/mu;
> E1o2_ := E1o1_;
> fo2 := (80*Pi)/180;
> E2o2_ := E2o1_;
> G12o2 := G12o1;
> Efp := E1o1;
> fp := 13.5*Pi/180;
> delta_p_ := 0.008/0.06465;
> E90 := Efp;
> nu12o1 := 0.0113;
> nu12o2 := nu12o1;
> E3p := 7*10^9;
> delta90_ := 0.004/0.1437;
> a1o1 := -0.47*10^(-6);

```

```

> a2o1 := 3.76*10^(-6);
> a1o2 := a1o1;
> a2o2 := a2o1;
> a1p := -0.47*10^(-6);
> nu13p := 0.0163;
> a3p := a2o1;
> nu23p := 0.21;
> nu31p := 0.21;
> nu32p := 0.0163;
> a390 := a3p;
> #Расчёт коэффициентов жёсткости стенки бака с учётом температуры и поперечного деформирования
сетчатого слоя
> A11o1 := evalf(E1o1_*cos(fo1)^4 + E2o1_*sin(fo1)^4 + 2*(E1o1_*nu12o1 + 2*G12o1)*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2);
> A22o1 := evalf(E1o1_*sin(fo1)^4 + E2o1_*cos(fo1)^4 + 2*(E1o1_*nu12o1 + 2*G12o1)*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2);
> A12o1 := evalf(nu12o1*E1o1_ + (E1o1_*(1 - 2*nu12o1) + E2o1_ - 4*G12o1)*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2);
> A21o1 := A12o1;
> A12o2 := evalf(E1o2_*nu12o2 + (E1o2_*(1 - 2*nu12o2) + E2o2_ - 4*G12o2)*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2);
> A21o2 := A12o2;
> A11o2 := evalf(E1o2_*cos(fo2)^4 + E2o2_*sin(fo2)^4 + 2*(E1o2_*nu12o2 + 2*G12o2)*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2);
> A22o2 := evalf(E1o2_*sin(fo2)^4 + E2o2_*cos(fo2)^4 + 2*(E1o2_*nu12o2 + 2*G12o2)*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2);
> A11p := 2*Efp*delta_p_*cos(fp)^4;
> A22p := 2*Efp*delta_p_*sin(fp)^4 + E90*delta90_;
> A12p := 2*Efp*delta_p_*cos(fp)^2*sin(fp)^2;
> A21p := A12p;
> A33p := A12p;
> A13p := 2*nu13p*Efp*delta_p_*cos(fp)^2;
> A23p := nu13p*Efp*(2*delta_p_ + delta90_);
> A1To1 := evalf(E1o1_*(a2o1*nu12o1 + a1o1)*cos(fo1)^2 + (E1o1_*a1o1*nu12o1 + E2o1_*a2o1)*sin(fo1)^2);
> AA1To1 := evalf(E1o1_*a1o1*cos(fo1)^4 + E2o1_*a2o1*sin(fo1)^4);
> A2To1 := evalf(E1o1_*(a2o1*nu12o1 + a1o1)*sin(fo1)^2 + (E1o1_*a1o1*nu12o1 + E2o1_*a2o1)*cos(fo1)^2);
> AA2To1 := evalf(E1o1_*a1o1*sin(fo1)^4 + E2o1_*a2o1*cos(fo1)^4);
> A1To2 := evalf(E1o2_*(a2o2*nu12o2 + a1o2)*cos(fo2)^2 + (E1o2_*a1o2*nu12o2 + E2o2_*a2o2)*sin(fo2)^2);
> A2To2 := evalf(E1o2_*(a2o2*nu12o2 + a1o2)*sin(fo2)^2 + (E1o2_*a1o2*nu12o2 + E2o2_*a2o2)*cos(fo2)^2);
> A1Tp := 2*Efp*delta_p_*cos(fp)^2*(a3p*nu13p + a1p)/(-nu13p*nu31p + 1);
> AA1Tp := 2*Efp*delta_p_*cos(fp)^2*a1p;
> A2Tp := evalf(Efp*(2*delta_p_*sin(fp)^2 + delta90_)*(a3p*nu13p + a1p)/(-nu13p*nu31p + 1));
> AA2Tp := evalf(Efp*(2*delta_p_*sin(fp)^2 + delta90_)*a1p);
> u1 := diff(w(x), x, x, x, x) - 2*k1^2*diff(w(x), x, x) + w(x)*k2^4 = kp;
> ww := w = kp/k2^4 + c1*exp(r*x) + c2*exp(t*x) + c3*exp(-r*x) + c4*exp(-t*x);
> ww_ := diff(ww, x);
> l1 := eval(subs(x = 0, rhs(ww))) = 0;

```

```

> l2 := eval(subs(x = 0, rhs(ww_))) = 0;
> l3 := eval(subs(x = l, rhs(ww))) = 0;
> l4 := eval(subs(x = l, rhs(ww_))) = 0;
> sys1 := {l1, l2, l3, l4};
> li := solve(sys1, {c1, c2, c3, c4});
> cc1 := rhs(li[1]);
> cc2 := rhs(li[2]);
> cc3 := rhs(li[3]);
> cc4 := rhs(li[4]);
> tt := (k1^2 + (k1^4 - k2^4)^(1/2))^(1/2);
> rr := (k1^2 - (k1^4 - k2^4)^(1/2))^(1/2);
> w_ := kp/k2^4 + subs({r = rr, t = tt}, cc1)*exp(rr*x) + subs({r = rr, t = tt}, cc2)*exp(tt*x) + subs({r = rr, t = tt}, cc3)*exp(-rr*x) + subs({r = rr, t = tt}, cc4)*exp(-tt*x);
> w_w := simplify(w_);
> A11m := E_;
> A12m := nu*E_;
> A22m := A11m;
> A1tm := E_(1 + nu)*alpha;
> A2tm := A1tm;
> B11 := A11m*hm + A11o1*ho1 + A11o2*ho2 + A11p*h;
> BB11 := evalf(E_*hm + E1o1*ho1*cos(fo1)^4 + Efp*h*delta_p_*cos(fp)^4 + E1o1*ho2*cos(fo2)^4);
> B12 := A12m*hm + A12o1*ho1 + A12o2*ho2 + A12p*h;
> BB12 := evalf(nu*E_*hm + E1o1*ho1*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2 + Efp*h*delta_p_*cos(fp)^2*sin(fp)^2 + E1o1*ho2*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2);
> B22 := A22m*hm + A22o1*ho1 + A22o2*ho2 + A22p*h;
> BB22 := evalf(E_*hm + E1o1*ho1*sin(fo1)^4 + Efp*h*delta_p_*sin(fp)^4 + E1o1*ho2*sin(fo2)^4);
> B1t := A1To1*ho1 + A1To2*ho2 + A1Tp*h + A1tm*hm;
> BB1t := A1To2*ho2 + A1tm*hm + AA1To1*ho1 + AA1Tp*h;
> B2t := A2To1*ho1 + A2To2*ho2 + A2Tp*h + A2tm*hm;
> BB2t := A2To2*ho2 + A2tm*hm + AA2To1*ho1 + AA2Tp*h;
> Gm := E/(2*(1 + nu));
> Gp := 3*10^9;
> Go1 := 4.7*10^9;
> Go2 := Go1;
> Kx := H^2/(hm/Gm + ho1/Go1 + h/Gp + ho2/Go2);
> B := B11*B22 - B12^2;
> BB := BB11*BB22 - BB12^2;
> Bt := -B11*B2t + B12*B1t;
> BBt := -BB11*BB2t + BB12*BB1t;
> l11_1 := 1/2*(A11m*hm^2 + A11o1*(-hm^2 + ho1^2) + A11p*(h^2 - ho1^2) + A11o2*(-h^2 + ho2^2));
> l12_1 := 1/2*(A12m*hm^2 + A12o1*(-hm^2 + ho1^2) + A12p*(h^2 - ho1^2) + A12o2*(-h^2 + ho2^2));

```

```

> ee := I11_1/B11;
> eee := evalf(E_*hm^2 + E1o1*(-hm^2 + ho1^2)*cos(fo1)^4 + Efp*(h^2 - ho1^2)*delta_p_*cos(fp)^4 + E1o2_*(-
h^2 + ho2^2)*cos(fo2)^4)/(2*BB11);
> C12 := -B12*ee + I12_1;
> CC12 := 1/2*evalf(nu*E_*hm^2 + E1o1*(-hm^2 + ho1^2)*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2 + Efp*(h^2 -
ho1^2)*delta_p_*cos(fp)^2*sin(fp)^2 + E1o2_*(-h^2 + ho2^2)*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2) - eee*BB12;
> I11_2 := 1/3*(A11m*hm^3 + A11o1*(-hm^3 + ho1^3) + A11p*(h^3 - ho1^3) + A11o2*(-h^3 + ho2^3));
> II11_2 := 1/3*evalf(E_*hm^3 + E1o1*(-hm^3 + ho1^3)*cos(fo1)^4 + Efp*(h^3 - ho1^3)*delta_p_*cos(fp)^4 +
E1o2_*(-h^3 + ho2^3)*cos(fo2)^4);
> b := 1 - C12/(R*Kx);
> bb := 1 - CC12/(R*Kx);
> D11 := B11*ee^2 - 2*I11_1*ee + I11_2;
> DD11 := II11_2 - ((2*eee)/2)(evalf(E_*hm^2 + E1o1*(-hm^2 + ho1^2)*cos(fo1)^4 + Efp*(h^2 -
ho1^2)*delta_p_*cos(fp)^4 + E1o2_*(-h^2 + ho2^2)*cos(fo2)^4)) + eee^2*BB11;
> k1 := sqrt((CC12*(1 + bb) + BB*DD11/(R*BB11*Kx))/(2*DD11*(R*bb + CC12/Kx)));
> k2 := sqrt(sqrt(BB/(R*BB11*DD11*(R*bb + CC12/Kx))));
> NULL;
> NULL;
> plot(-216*R*Bt/B);
> r := sqrt((k1^2 + k2^2)/2);
> t := sqrt((-k1^2 + k2^2)/2);
> #Расчёт прогибов
> w := -0.000446 - R*(p*R*B11 + (-B12*N - Bt*dT))*exp(-r*x)*cos(t*x)/B - R*(p*R*B11 + (-B12*N -
Bt*dT))*r*exp(-r*x)*sin(t*x)/(B*t);
> plot({subs({N = 4000000, dT = 0, p = 687530.6}, w)}, x = 0 .. 1);
> 2*sqrt(B*D11/B11)/R;
> Bk := (0.015*E_ + (BB22 - BB12^2/BB11)*H)*0.01;
> w_s := -0.000446 - (R*(p*R*B11 + (-B12*N - Bt*dT))/B - 0.01*p*R^2/Bk - R*dT*alpha)*exp(-r*x)*(cos(t*x) +
r*sin(t*x)/t)/(1 + 4*R^2*D11*(1 + C12/(R*b*Kx))*r*(r^2 + t^2)/Bk);
> ww_s := -0.000446 - (R*(p*R*BB11 + (-BB12*N - BBt*dT))/BB - 0.01*p*R^2/Bk - R*dT*alpha)*exp(-
r*x)*(cos(t*x) + r*sin(t*x)/t)/(1 + 4*R^2*DD11*(1 + CC12/(R*bb*Kx))*r*(r^2 + t^2)/Bk);
w_s := -0.000446 - 0.4408157495 \-2.052623724 10 N
ww_s := -0.000446 - 0.3350634452 \-3.547695639 10 N
> plot({subs({N = 0, dT = -216, p = 0}, w), subs({N = 0, dT = -216, p = 0}, w_s)}, x = 0 .. 1);
> #Расчёт контактных сил
> qq := (E_*((1 - nu*B12/B11)*w_s/R + nu*N/B11) + dT*(E_*nu*B1t/B11 - E_*alpha*(1 + nu)))*hm/R - p;
> qqq := hm*(E_*nu*(N - BB12*ww_s/R + BB1t*dT)/BB11 + E_*ww_s/R - E_*alpha*dT*(1 + nu))/R - p;
> plot(subs({N = 0, dT = -216, p = 0}, {345, qq/1000}), x = 0 .. 1);
> a1 := E3p*(2*delta_p_ + delta90_)/Efp;
> a2 := nu13p*((2*(1 - 1/R)*delta_p_ + delta90_)*sin(fp)^2 - delta90_/R);
> a3 := (2*delta_p_*sin(fp)^4 + delta90_)/R;

```

```

> a4 := (delta_p_/2*ea*sin(2*fp)^2 - (2*delta_p_*sin(fp)^2 + delta90_)*(a3p*nu13p + a1p)*dT)/R;
> b1 := E3p*(2*delta_p_ + delta90_)/(-nu13p*nu31p + 1);
> b2 := nu31p*sin(fp)^2/R;
> b3 := nu31p*cos(fp)^2*ea - (a1p*nu31p + a3p)*dT;
> dT := -216;
> p := 0;
> N := 0;
> w_p := 2*a1*(((b1*b3 - q2)*a3 - a4*b1*b2)*exp((-a2 + sqrt(4*a1*a3 + a2^2))/(2*a1)*h) + a3*(-b1*b3 + q3) +
a4*b1*b2)*exp((-a2 + sqrt(4*a1*a3 + a2^2))/(2*a1)*x)/(a3*b1*(exp((-a2 + sqrt(4*a1*a3 + a2^2))/(2*a1)*h) - exp(-
(a2 + sqrt(4*a1*a3 + a2^2))/(2*a1)*h))*(a2 - 2*b2*a1 + sqrt(4*a1*a3 - a2^2))) + 2*a1*(((b1*b3 - q2)*a3 -
a4*b1*b2)*exp(-(a2 + sqrt(4*a1*a3 + a2^2))/(2*a1)*h) + a3*(-b1*b3 + q3) + a4*b1*b2)*exp(-(a2 + sqrt(4*a1*a3 +
a2^2))/(2*a1)*x)/(a3*b1*(exp((-a2 + sqrt(4*a1*a3 + a2^2))/(2*a1)*h) - exp(-(a2 + sqrt(4*a1*a3 +
a2^2))/(2*a1)*h))*(-a2 + 2*b2*a1 + sqrt(4*a1*a3 - a2^2))) + a4/a3;
> wp := collect(w_p, {ea, q2, q3});
> #Граничные условия, разрешающая система уравнений
> ur1 := simplify(evalf(E1o1*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2)*ea + w2*E1o1*sin(fo2)^4/R - A2To2*dT = -q3*R/ho2);
> ur2 := E_*(nu*ea + w1/R - (1 + nu)*alpha*dT) = (p + q1)*R/hm;
> ur3 := simplify(evalf(E1o1*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2)*ea + w1*E1o1*sin(fo2)^4/R - A2To1*dT = (q2 - q1)*R/ho1);
> ur4 := evalf(hm*E_*(ea + nu*w1/R - (1 + nu)*alpha*dT) + ho1*(ea*E1o1*cos(fo1)^4 +
w1*E1o1*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2/R - dT*A1To1) + ho2*(ea*E1o1*cos(fo2)^4 + w2*E1o1*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2/R -
dT*A1To2) + 2*Efp*(ea*cos(fp)^2*h - h*dT*(a3p*nu13p + a1p) + sin(fp)^2*int(wp, x = 0 .. h)/R +
nu13p*int(diff(wp, x), x = 0 .. h))*delta_p_*cos(fp)^2 = p*R/2);
> ur5 := eval(subs(x = 0, wp)) = w1;
> ur6 := eval(subs(x = h, wp)) = w2;
> sys_f := {ur1, ur2, ur3, ur4, ur5, ur6};
> solve(sys_f, {ea, q1, q2, q3, w1, w2});
> #Решение задачи в безмоментной постановке
> E3p := 0;
> a3p := 0;
> nu31p := 0;
> nu32p := 0;
> NULL;
> A11o1 := evalf(E1o1_*cos(fo1)^4 + E2o1_*sin(fo1)^4 + 2*(E1o1_*nu12o1 + 2*G12o1)*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2);
> A22o1 := evalf(E1o1_*sin(fo1)^4 + E2o1_*cos(fo1)^4 + 2*(E1o1_*nu12o1 + 2*G12o1)*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2);
> A12o1 := evalf(nu12o1*E1o1_ + (E1o1_*(1 - 2*nu12o1) + E2o1_ - 4*G12o1)*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2);
> A21o1 := A12o1;
> A12o2 := evalf(E1o2_*nu12o2 + (E1o2_*(1 - 2*nu12o2) + E2o2_ - 4*G12o2)*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2);
> A21o2 := A12o2;
> A11o2 := evalf(E1o2_*cos(fo2)^4 + E2o2_*sin(fo2)^4 + 2*(E1o2_*nu12o2 + 2*G12o2)*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2);
> A22o2 := evalf(E1o2_*sin(fo2)^4 + E2o2_*cos(fo2)^4 + 2*(E1o2_*nu12o2 + 2*G12o2)*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2);
> A11p := 2*Efp*delta_p_*cos(fp)^4;

```

```

> A22p := 2*Efp*delta_p_*sin(fp)^4 + E90*delta90_;
> A12p := 2*Efp*delta_p_*cos(fp)^2*sin(fp)^2;
> A21p := A12p;
> A33p := A12p;
> A13p := 2*nu13p*Efp*delta_p_*cos(fp)^2;
> A23p := nu13p*Efp*(2*delta_p_ + delta90_);
> A1To1 := evalf(E1o1_*(a2o1*nu12o1 + a1o1)*cos(fo1)^2 + (E1o1_*a1o1*nu12o1 + E2o1_*a2o1)*sin(fo1)^2);
> AA1To1 := evalf(E1o1_*a1o1*cos(fo1)^4 + E2o1_*a2o1*sin(fo1)^4);
> A2To1 := evalf(E1o1_*(a2o1*nu12o1 + a1o1)*sin(fo1)^2 + (E1o1_*a1o1*nu12o1 + E2o1_*a2o1)*cos(fo1)^2);
> AA2To1 := evalf(E1o1_*a1o1*sin(fo1)^4 + E2o1_*a2o1*cos(fo1)^4);
> A1To2 := evalf(E1o2_*(a2o2*nu12o2 + a1o2)*cos(fo2)^2 + (E1o2_*a1o2*nu12o2 + E2o2_*a2o2)*sin(fo2)^2);
> A2To2 := evalf(E1o2_*(a2o2*nu12o2 + a1o2)*sin(fo2)^2 + (E1o2_*a1o2*nu12o2 + E2o2_*a2o2)*cos(fo2)^2);
> A1Tp := 2*Efp*delta_p_*cos(fp)^2*(a3p*nu13p + a1p)/(-nu13p*nu31p + 1);
> AA1Tp := 2*Efp*delta_p_*cos(fp)^2*a1p;
> A2Tp := evalf(Efp*(2*delta_p_*sin(fp)^2 + delta90_)*(a3p*nu13p + a1p)/(-nu13p*nu31p + 1));
> AA2Tp := evalf(Efp*(2*delta_p_*sin(fp)^2 + delta90_)*a1p);
> A11m := E_;
> A12m := nu*E_;
> A22m := A11m;
> A1tm := E_(1 + nu)*alpha;
> A2tm := A1tm;
> B11 := A11m*hm + A11o1*ho1 + A11o2*ho2 + A11p*h;
> BB11 := evalf(E_*hm + E1o1*ho1*cos(fo1)^4 + Efp*h*delta_p_*cos(fp)^4 + E1o1*ho2*cos(fo2)^4);
> B12 := A12m*hm + A12o1*ho1 + A12o2*ho2 + A12p*h;
> BB12 := evalf(nu*E_*hm + E1o1*ho1*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2 + Efp*h*delta_p_*cos(fp)^2*sin(fp)^2 +
E1o1*ho2*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2);
> B22 := A22m*hm + A22o1*ho1 + A22o2*ho2 + A22p*h;
> BB22 := evalf(E_*hm + E1o1*ho1*sin(fo1)^4 + Efp*h*delta_p_*sin(fp)^4 + E1o1*ho2*sin(fo2)^4);
> B1t := A1To1*ho1 + A1To2*ho2 + A1Tp*h + A1tm*hm;
> BB1t := A1To2*ho2 + A1tm*hm + AA1To1*ho1 + AA1Tp*h;
> B2t := A2To1*ho1 + A2To2*ho2 + A2Tp*h + A2tm*hm;
> BB2t := A2To2*ho2 + A2tm*hm + AA2To1*ho1 + AA2Tp*h;
> Gm := E/(2*(1 + nu));
> Gp := 3*10^9;
> Go1 := 4.7*10^9;
> Go2 := Go1;
> Kx := H^2/(hm/Gm + ho1/Go1 + h/Gp + ho2/Go2);
> B := B11*B22 - B12^2;
> BB := BB11*BB22 - BB12^2;
> Bt := -B11*B2t + B12*B1t;
> BBt := -BB11*BB2t + BB12*BB1t;

```



```


> I11_1 := 1/2*(A11m*hm^2 + A11o1*(-hm^2 + ho1^2) + A11p*(h^2 - ho1^2) + A11o2*(-h^2 + ho2^2));
> I12_1 := 1/2*(A12m*hm^2 + A12o1*(-hm^2 + ho1^2) + A12p*(h^2 - ho1^2) + A12o2*(-h^2 + ho2^2));
> ee := I11_1/B11;
> eee := evalf(E_*hm^2 + E1o1*(-hm^2 + ho1^2)*cos(fo1)^4 + Efp*(h^2 - ho1^2)*delta_p_*cos(fp)^4 + E1o2*(-
h^2 + ho2^2)*cos(fo2)^4)/(2*BB11);
> C12 := -B12*ee + I12_1;
> CC12 := 1/2*evalf(nu*E_*hm^2 + E1o1*(-hm^2 + ho1^2)*cos(fo1)^2*sin(fo1)^2 + Efp*(h^2 -
ho1^2)*delta_p_*cos(fp)^2*sin(fp)^2 + E1o2*(-h^2 + ho2^2)*cos(fo2)^2*sin(fo2)^2) - eee*BB12;
> I11_2 := 1/3*(A11m*hm^3 + A11o1*(-hm^3 + ho1^3) + A11p*(h^3 - ho1^3) + A11o2*(-h^3 + ho2^3));
> I111_2 := 1/3*evalf(E_*hm^3 + E1o1*(-hm^3 + ho1^3)*cos(fo1)^4 + Efp*(h^3 - ho1^3)*delta_p_*cos(fp)^4 +
E1o2*(-h^3 + ho2^3)*cos(fo2)^4);
> b := 1 - C12/(R*Kx);
> bb := 1 - CC12/(R*Kx);
> D11 := B11*ee^2 - 2*I11_1*ee + I11_2;
> DD11 := I111_2 - ((2*eee)/2)(evalf(E_*hm^2 + E1o1*(-hm^2 + ho1^2)*cos(fo1)^4 + Efp*(h^2 -
ho1^2)*delta_p_*cos(fp)^4 + E1o2*(-h^2 + ho2^2)*cos(fo2)^4)) + eee^2*BB11;
> u_w := (p*R^2*B11 + R*dT*(B11*B2t - B12*B1t))/(B11*B22 - B12^2);
> u_ww := (p*R^2*BB11 + R*dT*(BB11*BB2t - BB12*BB1t))/(BB11*BB22 - BB12^2);
> u_ea := (p*R/2 - B12*u_w/R + B1t*dT)/B11;
> u_eaa := (p*R/2 - BB12*u_ww/R + BB1t*dT)/B11;
> u_q := E_*hm*(nu*u_ea + u_w/R - (1 + nu)*dT*alpha)/R - p;
> u_qq := E_*hm*(nu*u_eaa + u_ww/R - (1 + nu)*dT*alpha)/R - p;
> evalf(subs(x = 1, qq));
> evalf(subs(x = 10, qq));

```

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Акты внедрения результатов работы

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор и главный
конструктор АО «ЦНИИСМ» А.Ф. Разин

«22» июля 2022 г.



АКТ ВНЕДРЕНИЯ № 33/10-2022

методики расчёта минимального давления наддува лейнера заготовки
металлокомпозитного бака давления в процессе термообработки

Настоящий акт подтверждает использования в Акционерном обществе «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» в процессе проектирования и расчёта элементов конструкций баллонов и баков давления разработанного А.А. Склезевым и А.А. Бабичевым специализированного программного обеспечения (Программа для ЭВМ рег. №2021662801 от 05.08.2021 г.) по расчёту минимального давления наддува лейнера заготовки композитного бака давления в процессе температурной обработки, что обеспечивает изготовление топливных баков, баллонов и ёмкостей давления из ПКМ на соответствие требованиям РКД с заданными физико-механическими характеристиками (ФМХ) без повреждения тонкостенного металлического лейнера.

Разработанная методика применена для проектирования технологических режимов изготовления металлокомпозитных баллонов давления для системы хранения рабочего тела электроракетной двигательной установки «Нуклон-АП-ХРТ») (ТЗ П251-0431-550кт-21).

Начальник отдела 101



А.И. Андронов

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор и главный
конструктор АО «ЦНИИСМ» А.Ф. Разин

«22» июля 2022 г.



АКТ ВНЕДРЕНИЯ № 32/10-2022

методики расчёта максимальной силы натяжения раскладчика
при намотке металлокомпозитных баллонов давления

Настоящий акт подтверждает использования в Акционерном обществе «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения» в процессе проектирования и расчёта элементов конструкций баллонов и баков давления разработанного А.А. Склезневым и А.А. Бабичевым специализированного программного обеспечения (Программа для ЭВМ рег. №2021662511 от 30.07.2021 г.) по определению максимальной силы натяжения раскладчика, что обеспечивает изготовление топливных баков, баллонов и ёмкостей давления из ПКМ на соответствие требованиям РКД с заданными физико-механическими характеристиками (ФМХ) без повреждения тонкостенного металлического лейнера.

Разработанная методика применена для проектирования технологических режимов изготовления металлокомпозитных баллонов давления для системы хранения рабочего тела электроракетной двигательной установки «Нуклон-АП-ХРТ») (ТЗ П251-0431-550кт-21).

Начальник отдела 101



А.И. Андронов

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор и главный
конструктор АО «ЦНИИСМ»
А.Ф. Разин
«12» мая 2022 г.

АКТ ВНЕДРЕНИЯ № 13/10-2022

технологии изготовления баков из полимерных композиционных материалов с
тонкостенным металлическим лейнером

Разработанная при выполнении СЧ НИР шифр «Лейнер-Композит-Бак» технология изготовления баков из полимерных композиционных материалов с тонкостенным металлическим лейнером методом программной намотки «мокрым» способом была отработана в опытном производстве АО «ЦНИИСМ» при изготовлении макетных и опытных образцов конструкций криогенного топливного бака 101СП3865.00.000 в габаритах и на нагрузки в соответствии с требованиями ТЗ по теме.

Данная технология обеспечивает изготовление топливных баков, баллонов и ёмкостей давления из ПКМ на соответствие требованиям РКД с заданными физико-механическими характеристиками (ФМХ) и без повреждения тонкостенного металлического лейнера, что подтверждается положительными результатами испытаний макетных и опытных образцов конструкций по теме.

В ходе выполнения СЧ НИР разработан, как типовой, следующий технологический процесс (ТП):

– технологический процесс намотки криогенного топливного бака-демонстратора АЕВ 02101.13253.

Положительные результаты испытаний изготовленной по разработанному ТП конструкции криогенного топливного бака подтверждают правильность выбранных технологических и конструкторских решений (Решения НТС секции №9 ГК «Роскосмос» от 09.11.2021 и от 14.07.2022).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ:

1. Считать разработанный технологический процесс АЕВ 02101.13253 внедрённым в опытно-промышленном производстве АО «ЦНИИСМ»
2. Разработанную технологию применить при изготовлении: металлокомпозитных баллонов давления для системы хранения рабочего тела электроракетной двигательной установки «Нуклон-АП-ХРТ») (ТЗ П251-0431-550кт-21); полномасштабных экспериментальных криогенных топливных баков для перспективных ракет-носителей (Решение НТС секции №9 ГК «Роскосмос» от 14.07.2022).

Главный инженер



Пичугин А.Н.

Начальник проектно-конструкторского отделения



Бабичев А.А.

Начальник технологического отделения



Барынин А.В.

Начальник отделения прочности



Каледин В.О.

Ответственный исполнитель работ по СЧ НИР «Лейнер-композит-бак», старший научный сотрудник



Склезнев А.А.

УТВЕРЖДАЮ
Директор АО «ЦТР»
А.Н. Палкин
«12» сентября 2022 г.



АКТ ВНЕДРЕНИЯ № 241

методики расчёта минимального давления наддува лейнера заготовки металлокомпозитного бака давления в процессе термообработки и методики определения максимального натяжения гибкой системы нитей в процессе намотки

Настоящий акт подтверждает использования методик расчёта, разработанных и представленных в диссертационной работе А.А. Склезнева, в Акционерном обществе «Центр перспективных разработок» при проектировании проектирования и расчёта элементов конструкций баллонов и баков давления. На предприятии используется методика по расчёту минимального давления наддува лейнера заготовки композитного бака давления в процессе температурной обработки и методика по определению максимальной силы натяжения раскладчика, что в совокупности обеспечивает изготовление топливных баков, баллонов и ёмкостей давления из ПКМ на соответствие требованиям РКД с заданными физико-механическими характеристиками (ФМХ) без повреждения тонкостенного металлического лейнера.

Разработанные методики применены для проектирования конструкции и технологических режимов изготовления корпуса баллона композитного для композитного баллона высокого давления (799.ТЗ 302-3692-15).

Главный инженер



А.И. Андронов