

А. В. Сидорук, Д. А. Попов, А. С. Задоя, Д. С. Калиниченко, А. В. Аксененко,
И. А. Гусарова, И. И. Деревянко, В. Н. Харченко, А. В. Литот

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ БЕЗЛЕЙНЕРНОГО ТОПЛИВНОГО БАКА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Приведены результаты поисковых и экспериментальных исследований конструкции топливного бака из полимерных композиционных материалов для работы в криогенной среде при эксплуатационном давлении $7,5 \text{ кгс/см}^2$. При определении конфигурации безлейнерного композиционного топливного бака основным требованием было обеспечение его герметичности при внутреннем избыточном давлении и воздействии криогенной температуры. Проанализирован мировой опыт создания подобных конструкций и определены требования, предъявляемые к конфигурациям силовых оболочек топливных баков. Перед определением конечного облика конфигурации были проанализированы типы материалов, схемы армирования и возможные пути обеспечения герметичности, а также проведены предварительные испытания на физико-механические свойства тонкостенных образцов композиционных материалов и трубчатых конструкций с разными схемами армирования. Проведены испытания образцов углепластика при различных режимах отверждения для определения наиболее эффективного с точки зрения прочностных характеристик, а также испытания на проницаемость методом мундштука. Испытания опытного топливного бака показали, что расчетные значения деформаций и перемещений от экспериментальных отличаются не более чем на 10 %. С использованием результатов измерений параметров при испытаниях на жидком азоте были получены эмпирические формулы для расчета коэффициента линейного теплового расширения пакета материалов силовой оболочки. Построены эмпирические зависимости относительных кольцевых деформаций в среднем сечении силовой оболочки в зависимости от давления и температуры. Испытания подтвердили правильность принятых решений для обеспечения прочности и герметичности силовой оболочки топливного бака при комплексном воздействии внутренним избыточным давлением и криогенной температурой, в том числе при циклических нагрузениях. Используются материалы и технологии изготовления корпуса топливного бака обеспечивают герметичность силовой оболочки при эксплуатационном давлении $7,5 \text{ кгс/см}^2$ жидкого азота и прочность при избыточном давлении 15 кгс/см^2 и позволяют провести апробирование перспективной ступени ракеты космического назначения.

Ключевые слова: силовая оболочка, проницаемость, криогенное топливо, относительные деформации, коэффициент линейного теплового расширения.

Наведено результати пошукових і експериментальних досліджень конструкції паливного бака з полімерних композиційних матеріалів для роботи у криогенному середовищі за експлуатаційного тиску $7,5 \text{ кгс/см}^2$. Під час визначення конфігурації безлейнерного композиційного паливного бака основною вимогою було забезпечити його герметичність за умови внутрішнього надлишкового тиску та впливу криогенної температури. Проаналізовано світовий досвід створення подібних конструкцій і визначено вимоги, які ставлять до конфігурації силових оболонок паливних баків. Перед визначенням кінцевого вигляду конфігурації було проаналізовано типи матеріалів, схеми армування та можливі шляхи забезпечення герметичності, а також проведено попередні випробування на фізико-механічні властивості тонкостінних зразків композиційних матеріалів і трубчастих конструкцій з різними схемами армування. Проведено випробування зразків углепластику за різних режимів затвердіння для визначення найефективнішого з погляду міцнісних характеристик, а також випробування на проникність методом мундштука. Випробування дослідного паливного бака показали, що розрахункові значення деформацій і переміщень від експериментальних відрізняються не більше ніж на 10 %. Використовуючи результати вимірювання параметрів під час випробувань на рідкому азоті, отримали емпіричні формули для розрахунку коефіцієнта лінійного теплового розширення пакета матеріалів силовой оболочки. Побудовано емпіричні залежності відносних кільцевих деформацій у середньому перерізі силовой оболочки залежно від тиску та температури. Випробування підтвердили правильність прийнятих рішень для забезпечення цілості та герметичності силовой оболочки паливного бака під час комплексного впливу внутрішнім надлишковим тиском і криогенною температурою, у тому числі під час циклічних навантажень. Використовувані матеріали та технології виготовлення корпусу паливного бака забезпечують герметичність силовой оболочки за експлуатаційного тиску $7,5 \text{ кгс/см}^2$ рідкого азоту та міцність за надлишкового тиску 15 кгс/см^2 і дозволяють апробувати перспективний ступінь ракети космічного призначення.

Ключові слова: силова оболонка, проникність, криогенне паливо, відносні деформації, коефіцієнт лінійного теплового розширення.

The exploratory and experimental investigations were conducted into design of propellant tank made of composite polymer materials for work in cryogenic environment at operating pressure of 7.5 kgf/cm². When determining the configuration of a liner-free composite propellant tank, the main requirement was ensuring its leak-tightness at internal excess pressure and cryogenic temperature effect. The world experience of creating similar designs was analyzed and the requirements were defined imposed on configuration of propellant tank load-bearing shells. Before defining the final configuration, the types of materials, reinforcing patterns, and possible ways to ensure leak-tightness were analyzed, and preliminary tests were conducted of physical and mechanical characteristics of thin-wall samples of composite materials and tubular structures with different reinforcing patterns. The tests of carbon plastic samples were conducted at different curing modes to determine the most effective one from the viewpoint of strength characteristics and the tests for permeability by method of mouthpiece were conducted. The tests of pilot propellant tank showed that the calculated values of deformations and displacements differ from the experimental values by no more than 10 %. Using the parameters measurement results from the tests on liquid nitrogen, the empirical formulas were obtained to calculate linear thermal expansion coefficient of the package of materials of load-bearing shell. The empirical dependences were constructed of relative ring deformations at load-bearing shell middle section on pressure and temperature. The tests confirmed correctness of adopted solutions to ensure strength and leak-tightness of propellant tank load-bearing shell at combined effect on internal excess pressure and cryogenic temperature, particularly at cyclic loading. The materials used and propellant tank manufacturing technologies ensure leak-tightness of load-bearing shell at liquid nitrogen operating pressure of 7.5 kgf/cm² and strength at excess pressure of 15 kgf/cm² and allow conducting approbation of prospective stage of the integrated launch vehicle.

Key words: load-bearing shell, permeability, cryogenic propellant, relative deformations, linear thermal expansion coefficient.

Введение

Конкурентоспособность разработок ракетно-космической отрасли на рынке космических услуг определяется:

- низкой удельной стоимостью выведения полезного груза;
- высокой надежностью конструкций ступеней ракет космического назначения (РКН);
- экологической безопасностью эксплуатации РКН;
- возможностью запуска вновь разработанных РКН с существующих пусковых комплексов.

В жидкостных РКН около 90 % стартовой массы составляет топливо, значительную часть массы конструкции (примерно до 70 %) составляет масса топливных баков (ТБ). Понятно, что снижения стоимости выведения полезного груза можно достигнуть путем существенного снижения массы топливных баков РКН.

Минимальная масса конструкции топливного бака достигается при использовании материала с максимальным значением удельной прочности (отношение предела прочности материала к его плотности). На сегодняшний день высокие значения удельной прочности обеспечивают углепластики. Также к достоинствам углепластиков следует отнести низкий коэффициент линейного теплового расширения (КЛТР), что

характерно для использования криогенных компонентов топлива.

Сочетание высокопрочных углеродных волокон с апробированным связующим позволяет создать высокопрочный композиционный топливный бак методом автоматизированной намотки силовой оболочки (СО). С целью минимизации стоимости и сроков проведения исследований целесообразно использовать существующую металлическую оправку [2].

Применение высокопрочных волокон позволяет уменьшить толщину силовой оболочки, но при этом из-за слоистости структуры полимерного композиционного материала (ПКМ) СО и ее малой толщины возникают вопросы обеспечения герметичности тонкостенных оболочек, особенно с учетом эксплуатации ТБ в криогенных средах и действия циклических нагрузок на СО.

Исследования возможности обеспечения герметичности и снижения массы конструкции тонкостенной СО являлись основной целью проведенных экспериментов.

Анализ методов обеспечения герметичности

Герметичность и прочность ТБ в процессе эксплуатации могут быть обеспечены:

- за счет введения в конструкцию дополнительного герметизирующего слоя – лайнера (металлического или полимерного);

– за счет введения специальных нанодобавок в связующее;

– путем повышения жесткости СО.

Предварительные исследования возможности использования металлического лайнера (стального или алюминиевого) показали большую вероятность его отслоения от СО из-за большой разницы КЛТР лайнера и СО, особенно при циклических температурных нагружениях. Также возникли вопросы в части технологии создания тонкостенного (до 0,2 мм) лайнера крупногабаритных корпусов ТБ и реализации процесса намотки СО на такой лайнер.

Для оценки возможности использования неметаллического лайнера были проведены эксперименты на образцах пакетов материалов СО и лайнера в криогенной среде, которые показали отслоение материала лайнера от СО после десяти термоциклов.

Предварительные исследования введения нанодобавок в связующее (для снижения вероятности растрескивания ПКМ при больших деформациях СО) показали, что их использование существенно увеличивает стоимость изготовления СО.

Рассмотренные способы повышения жесткости ПКМ за счет увеличения концентрации волокон в матрице ПКМ, пространственного сближения волокон между собой (реализации гексагональности, тетрагональности структуры ПКМ), применения жестких (типа алюмоборосиликатных) и полых волокон показали возможность появления недопустимых концентраций напряжений на границе «волокно – связующее», что неизбежно приведет к росту вероятности растрескивания связующего [1] или к большим разбросам значений предельной деформации, возникающим в СО [1].

Намотка СО только кольцевыми слоями невозможна на днищах корпуса, а намотка только спиральными слоями приводит к значительному росту уровня деформаций СО [2]. С учетом этого формирование СО экспериментального ТБ производилось путем комбинированной намотки спиральных и кольцевых слоев углепластика.

По результатам расчета СО на прочность по предельным напряжениям определена достаточность намотки по схеме армирования XIXI (два двойных спиральных и два кольцевых

слоя). Однако реализация такой схемы армирования приведет к тому, что цилиндрическая часть будет иметь суммарную расчетную толщину $\approx 1,352$ мм (поскольку на цилиндрической части СО присутствуют кольцевые слои), а на днище расчетная толщина будет обеспечиваться лишь спиральными слоями и составит $\approx 0,676$ мм. Такая толщина оболочки днища, учитывая возможное влияние на тонкостенное днище пера фланца, повышает деформативность СО, что усложняет обеспечение герметичности ТБ [2]. С учетом этого намотка СО выполнена по схеме армирования XIXIX, при которой на целевой зоне днища СО расчетная толщина будет составлять порядка 1,014 мм.

Поверочные расчеты на прочность конструкции СО ТБ с указанной схемой армирования показали, что ожидаемый уровень предельной деформации ПКМ не превышает 0,9 %.

Такие результаты близки к требованиям NASA к разработке тонкостенных композиционных безлейнерных корпусов топливных баков для криогенных компонентов топлив изделий космической ракетной техники. Эти требования следующие [2, 3]:

– применение достаточно близких по КЛТР и режимам отверждения композиционных материалов, входящих в состав конструкции ТБ;

– конструктивная реализация предельной деформации слоя ПКМ на уровне не выше 5000 мкм/м (что соответствует 0,5 % предельного удлинения вдоль слоя при растяжении);

– минимизация образования пор и микротрещин при создании СО.

Определение конфигурации экспериментального ТБ

Определение конфигурации экспериментального ТБ при заданных размерах было сосредоточено на анализе материалов его элементов для работы в среде криогенных компонентов топлив, включая схему намотки.

Для подтверждения выбранной конфигурации ТБ были проведены:

– испытания образцов материалов на совместимость с криогенной средой (жидким азотом) и определение физико-механических

характеристик (ФМХ) до, после и во время воздействия криогенных температур;

– испытания избыточным давлением ($P_{изб} = 15 \text{ кгс/см}^2$) криогенной среды композиционных трубчатых конструкций (ТК) с анализом результатов обеспечения герметичности и расчетных значений деформаций и перемещений.

При анализе материалов для СО ТБ были рассмотрены углеродные волокна, связующие и материалы уплотнений.

Состав углепластика, а также марки углеродного волокна и связующего были выбраны по результатам полного набора нормативных испытаний на ГП «КБ «Южное» образцов материалов, а также тонкостенных ТК жидким азотом и водой.

В результате анализа нескольких марок углеродных волокон было выбрано волокно, апробированное ранее. С его использованием и проводились исследования вариантов конструкции композиционных экспериментальных ТБ.

Был рассмотрен ряд связующих, сравнительные характеристики которых приведены в таблице, и выбрано связующее № 1 как широко используемое в разработках ГП «КБ «Южное» и наиболее доступное для приобретения.

Для фланца углепластик был выбран на основании опыта создания подобных конструкций методом формования в жесткой форме.

Характеристики отвержденных связующих

Характеристика	Связующее № 1	Связующее № 2	Связующее № 3
Разрушающее напряжение при растяжении, МПа при 20 °С при 100 °С	70 5	51 –	70-92 –
Модуль Юнга, ГПа при 20 °С	1,65	3,1	3,5
Разрушающая деформация при растяжении (относительное удлинение), % при 20 °С при 100 °С	5 7	7,1 –	2,27 –
КЛТР, $\times 10^{-6}, \text{K}^{-1}$ от 20 до 100 °С	от 10 до 25	–	
Плотность, кг/м^3 при 20 °С	1180	–	1310
Температура стеклования, °С	100	80-90	212

Основным требованием при выборе материала и конструкций уплотнений была способность долговременной работы в криогенной среде, для чего были исследованы следующие материалы: листовые паронит и фторопласт, сальниковая набивка, изготовленная методом скручивания фторопластовой ленты, фторопластовая П-образная манжета, поджимаемая металлической пружиной. После проведения серии испытаний уплотнителей для использования в конструкции экспериментального ТБ была выбрана сальниковая набивка, которая обеспечила герметичность стыка после более десяти циклов нагружения.

Испытания углеволокна со связующим подтвердили совместимость их с жидким

кислородом и жидким азотом.

С целью определения необходимого режима отверждения для обеспечения прочности и герметичности тонкостенной СО ТБ из выбранных материалов были изготовлены пластины толщиной 2 мм с двумя схемами армирования (0 и $\pm 45^\circ$) и отверждены при температурах 80, 100, 120 и 140 °С. Результаты испытаний на прочность образцов со схемой армирования 0° при различных температурах отверждения приведены на рис. 1 – 4, из которых видно, что отверждение при температуре 120 °С является наиболее эффективным с точки зрения полной реализации прочностных характеристик углепластика.

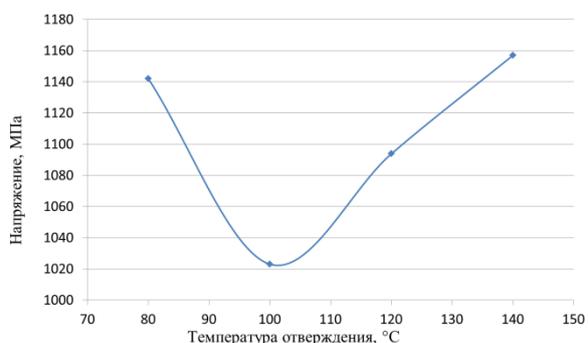


Рис. 1. Разрушающее напряжение при изгибе в продольном направлении

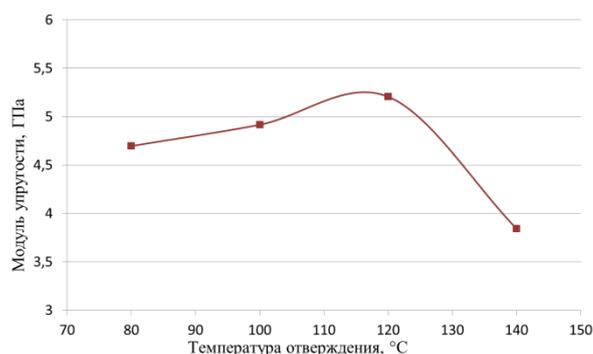


Рис. 2. Модуль упругости при растяжении в поперечном направлении (межслойный)

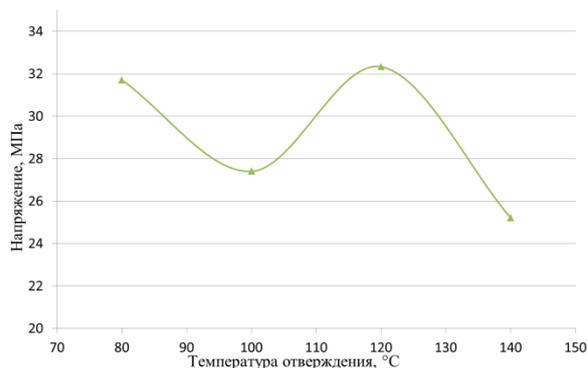


Рис. 3. Разрушающее напряжение при растяжении в поперечном направлении (межслойное)

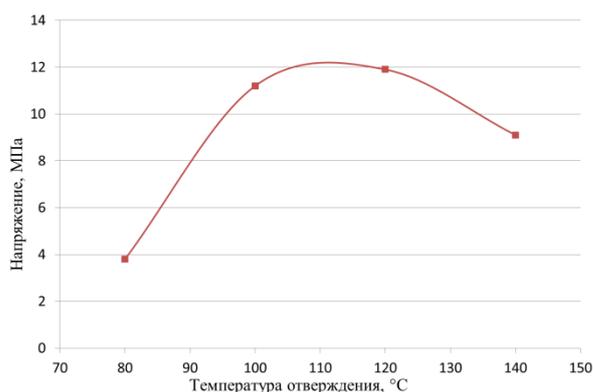


Рис. 4. Разрушающее напряжение при изгибе в поперечном направлении

Образцы материала, вырезанные из тех же пластин, прошли испытания избыточным давлением воздуха на проницаемость методом мундштука и показали приемлемый уровень непроницаемости. Для дальнейшего изготовления СО использовалось отверждение углепластика при температуре 120°C.

Для определения физико-механических характеристик при криогенных температурах образцы материалов испытывались при температурах +20, -40, -196 °C на статическое растяжение, сдвиг, трехточечный изгиб, на определение КЛТР.

Результаты показали, что прочность углепластика при температуре -188 °C повышается на 30 % по отношению к прочности при нормальной температуре.

КЛТР однонаправленного углепластика в диапазоне от +20 до -196 °C составил до $0,6 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$.

На втором этапе исследований были определены свойства материалов в составе изделий на примере ТК, которые были изготовлены в трех вариантах:

- намотанные только кольцевыми слоями общей (расчетной) толщиной оболочки до 2 мм;
- намотанные только спиральными слоями общей (расчетной) толщиной оболочки до 2 мм;
- намотанные сочетанием спиральных и кольцевых слоев, два варианта толщины – 1,5 и 1,0 мм.

Основными задачами испытаний ТК было определение минимальной толщины СО, обеспечивающей герметичность, схемы армирования и конструкции испытательной оснастки.

Во всех испытаниях ТК обеспечивалась герметичность при давлении 7,5 кгс/см² (в том числе в среде жидкого азота). Разработанные тонкостенные ТК, применяемые материалы и технологии показали свою достаточность для обеспечения герметичности цилиндрической части СО.

По результатам рассмотрения двух схем армирования принята схема намотки XIXIX.

Окончательно для исследования герметичности и прочности безлейнерной конструкции ТБ в среде жидкого азота использовалась следующая конфигурация:

- ПКМ из углеродного волокна, пропитываемого связующим на основе эпоксидной смолы с отверждением при температуре 120 °С;

- схема намотки включает три двойных спиральных слоя и два кольцевых слоя;

- предельный уровень деформации слоев ПКМ – не более 0,9 %;

- композиционные фланцы корпуса ТБ, изготовленные из углепластика на основе углеродной ткани и эпоксидного связующего методом формования в жесткой форме.

Общий вид топливного бака показан на рис. 5.

Экспериментальные исследования ТБ

Опытная конструкция безлейнерного ТБ прошла испытания на прочность и герметичность давлением жидкого азота и давлением воды (в т. ч. испытания до разрушения силовой оболочки).

Испытание опытной конструкции топливного бака на герметичность и прочность внутренним избыточным давлением до 15 кгс/см² воды и жидкого азота проведены десятью циклами нагружения «подъем – спад» с автоматическим замером температуры, перемещений, деформации, а также с регистрацией герметичности по спаду давления за время выдержки при испытаниях водой. Конфигурация ТБ при испытаниях внутренним давлением воды и давлением жидкого азота показана на рис. 6 и 7 соответственно.



Рис. 5. Общий вид топливного бака



Рис. 6. ТБ при испытаниях водой



Рис. 7. ТБ при испытаниях жидким азотом

Анализ результатов испытаний

1. Сравнительный анализ результатов расчета и испытаний ТБ показал, что экспериментальные значения (при испытаниях водой) относительных деформаций и перемещений отличаются не более чем на 10 % от расчетных (за исключением продольного удлинения корпуса силовой оболочки).

2. Соплассуется также и картина осевых и кольцевых деформаций днищ силовой оболочки ТБ, полученная расчетным путем и по результатам нагружения гидростатическим внутренним давлением.

3. Анализ результатов начального этапа испытания ТБ криогенным компонентом топлива (жидким азотом) показывает, что воздействие на конструкцию корпуса

ТБ только криогенной температуры (на участке захлаживания ТБ) характеризуется нелинейной зависимостью средних осевых и кольцевых относительных деформаций от температуры.

Установлено также, что охлаждение ТБ до криогенной температуры приводит к уменьшению длины бака на $\approx 0,03$ % при сохранении его диаметра.

4. Комбинированное воздействие криогенной температуры и внутреннего избыточного давления жидкого азота характеризуется увеличением длины бака и уменьшением его диаметра.

До уровня избыточного давления 15 кгс/см^2 и криогенной температуры до $-196 \text{ }^\circ\text{C}$ опытные значения деформаций приведены на рис. 8.

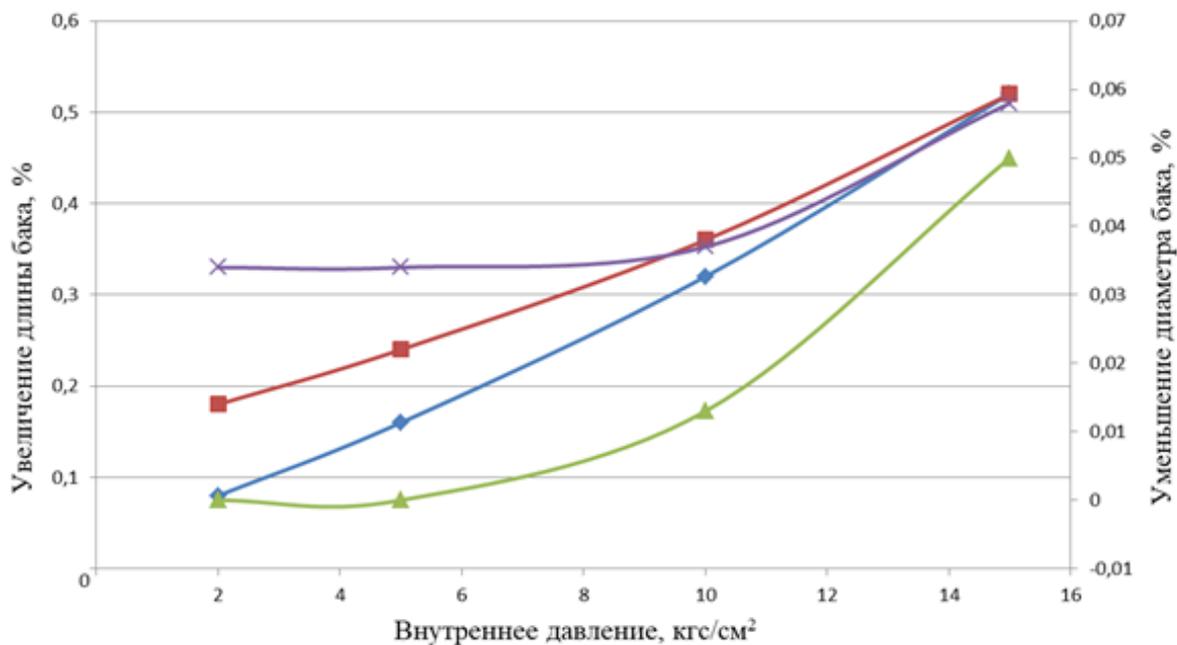


Рис. 8. Изменение размеров топливного бака при комбинированном воздействии криогенной температуры и давления:

- ◆ увеличение длины бака, 1-й цикл, %;
- увеличение длины бака, 10-й цикл, %;
- ▲ уменьшение диаметра бака, 1-й цикл, %;
- × уменьшение диаметра бака, 10-й цикл, %

5. С использованием результатов измерений параметров при испытаниях на жидком азоте получены эмпирические формулы для расчета коэффициента линейного теплового расширения пакета материалов силовой оболочки в кольцевом $\alpha_{15}(t)$ и осевом $\alpha_{26}(t)$ направлениях (рис. 9):

$$\alpha_{15}(t) = E_{15}(t) / (T_3(t) - T_3(0)) / 100;$$

$\alpha_{26}(t) = E_{26}(t) / (T_3(t) - T_3(0)) / 100$,
 где $E_{15}(t)$ и $E_{26}(t)$ – относительные кольцевые и осевые деформации корпуса ТБ в срединном сечении, измеренные при испытании, соответственно; $T_3(t)$ – температура корпуса ТБ, $^\circ\text{C}$; t – время, с; $T_3(0)$ – температура бака в начале захлаживания при $t = 0$ с, $T_3(0) = 12 \text{ }^\circ\text{C}$.

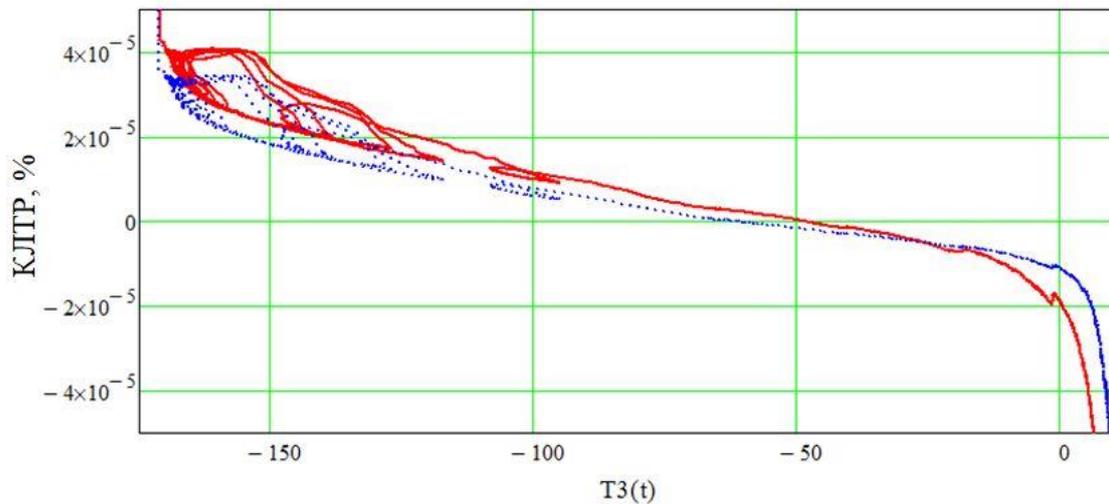


Рис. 9. Изменение коэффициента линейного теплового расширения углепластика ($1 / ^\circ\text{C}$) (пакета слоев) силовой оболочки ТБ в кольцевом $\alpha_{15}(t)$ и осевом $\alpha_{26}(t)$ направлениях в зависимости от температуры $T_3 t, ^\circ\text{C}$:

— $\alpha_{15}(t), \%$;
 $\alpha_{26}(t), \%$

При расчете КЛТР не учитывалось давление нагнетания рабочей среды при захолаживании ТБ, которое изменялось в пределах от 0 до 0,05 МПа. Из рис. 9 следует, что КЛТР имеют нелинейный характер и близкие значения для кольцевого и осевого направлений.

6. По результатам испытаний опытного ТБ изменения относительных кольцевых деформаций в среднем сечении корпуса ТБ в зависимости от давления и темпе-

ратуры были смоделированы эмпирической функцией

$$\varepsilon(t) = [k_1 \cdot \alpha_{15}(t) \cdot (T_3(t) - T_3(0)) + k_2 \cdot P_2(t)] \cdot 100,$$

где $P_2(t)$ – давление в баке, кгс/см²; k_1 и k_2 – коэффициенты, учитывающие двухосное напряженно-деформированное состояние и жесткость конструкции корпуса ТБ, $k_1 = 0,85$, $k_2 = 1 \cdot 10^{-4}$.

Поведение этой эмпирической функции показано на рис. 10.

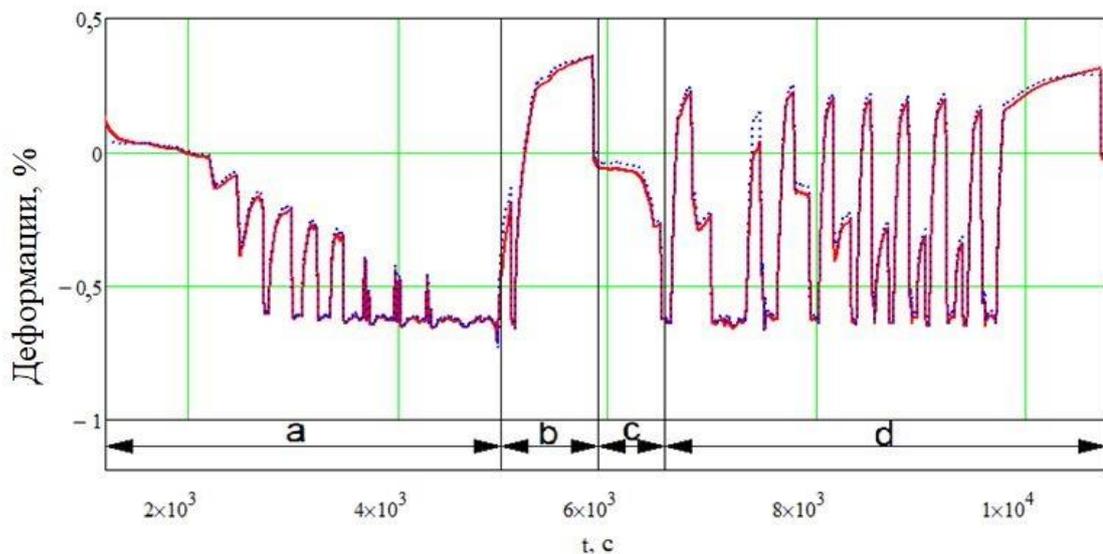


Рис. 10. Изменение по времени t средних кольцевых относительных деформаций в срединном сечении корпуса ТБ, измеренных при испытании (E3) и смоделированных функцией $\varepsilon(t), \%$:

a – участок захолаживания;
 b – первый цикл;
 c – дозаправка;
 d – циклы 2-10;
 — $\varepsilon(t), \%$;
 E3(t), %

Выводы по результатам испытаний ТБ

1. Обобщенный анализ испытаний ТБ и измерений деформаций показал, что средние значения относительных деформаций в момент разрушения при давлении $P = 60 \text{ кгс/см}^2$ составляют (по абсолютному значению):

- $\approx 0,9 \%$ в кольцевом направлении;
- $\approx 0,7 \%$ в осевом направлении.

2. Образцы, вырезанные из ТБ, прошедшего испытания жидким азотом, показали определенное влияние криогенной температуры в сочетании с воздействием внутреннего избыточного давления жидким азотом на рост концентрации микротрещин, особенно для слоя, непосредственно контактировавшего с жидким азотом или с пером фланца, однако это не стало критичным для герметичности силовой оболочки ТБ.

Заключение

1. Впервые в практике ГП «КБ «Южное» разработана конфигурация силовой оболочки ТБ из углеволокна и связующего, способная сохранять свою целостность и герметичность при штатных нагрузках в криогенной среде до внутреннего избыточного давления 15 кгс/см^2 , и в том числе после десяти циклов «подъем – спад» давления.

2. Подтверждена правильность принятия для изготовления ТБ схемы армирования силовой оболочки корпуса ТБ по условиям обеспечения герметичности (при избыточном давлении 15 кгс/см^2 с криогенным компонентом топлива), включающей

три двойных спиральных слоя и два кольцевых (XIXIX).

3. Подтверждена работоспособность изготовленной СО в условиях штатного нагружения ТБ, когда прочность в направлении укладки волокон сохранялась после всех испытаний на исходном уровне. Хотя в перпендикулярном направлении (по связующему) прочность материала упала в два раза (в том числе за счет образования микротрещин в процессе воздействия криогенной среды). При этом в СО ТБ не образовались сквозные трещины и отверстия.

4. Материал фланца, изготовленного из углеродной ткани в жесткой форме, в основном не изменил своей структуры под воздействием нагрузки в криогенной среде.

Материалы и технологии изготовления корпуса ТБ обеспечивают герметичность при эксплуатационном давлении $7,5 \text{ кгс/см}^2$ жидкого азота и прочность при избыточном давлении $\approx 15 \text{ кгс/см}^2$ и позволяют провести апробирование применительно к перспективной ступени РКН.

Список использованной литературы

1. Францевич И. М., Карпинос Д. М. Композиционные материалы волокнистого строения. К., 1970.
2. TSM YZH ANL 009 00. Композиционный топливный бак для РКН, Днепр, ГП «КБ «Южное», 2019.
3. Zheng H., Zeng X., Zhang J., Sun H. The application of carbon fiber composites in cryotank. Solidification. 2018.

Статья поступила 09.10.2019