

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.764.7, 621.624.03

doi: 10.18698/0536-1044-2023-3-90-100

Оценка возможности применения композитного материала в конструкции криогенного конического бака ракетного блока*

А.П. Устинова, Ю.Л. Сюськина, Р.А. Пешков

Политехнический институт ФГАОУ ВО «Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский институт)»

Evaluation of the Possibility to Use Composite Material in the Structure of the Rocket Stage Cryogenic Conical Tank

A.P. Ustinova, Yu.L. Siuskina, R.A. Peshkov

Polytechnic Institute. Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education — South Ural State University (National Research University)

Уменьшение массы элементов ракеты-носителя для увеличения массы выводимого на орбиту полезного груза — одно из главных направлений развития рынка космических услуг. Современные варианты конструкций ракет-носителей требуют чрезвычайно высокой массовой доли топлива, что вызывает необходимость применения материалов малой плотности. Топливные баки могут составлять 70...80 % общего объема изделия, вследствие чего разработка баков для криогенного топлива имеет решающее значение при проектировании ракеты-носителя нового типа. Благодаря использованию композитных материалов в конструкции криогенного топливного бака его масса становится на 30 % меньше, чем у эталонного алюминиевого бака, что, соответственно, позволяет увеличить массу выводимой полезной нагрузки. Дан обзор способов изготовления криогенных композитных топливных баков. Предложены технология изготовления лайнера и материал, из которого его выполняют, с учетом разности температур при формообразовании и его взаимодействии с криогенным топливом. Выбраны композитный материал и способ изготовления бака. Проведен проекторно-вочный расчет композитного криогенного бака.

Ключевые слова: криогенный конический бак, композитные материалы, геодезическая намотка

Reducing mass of the launch vehicle components structure to increase the payload mass launched into orbit is one of the main areas in developing the space services market. Modern designs of the launch vehicles require extremely high fuel mass fraction, which necessitates in-

* Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание № FENU-2021-0014 (2021350ЛАБ)).

roduction of the low-density materials. Fuel tanks could count for 70...80% of the total product volume, which results in the development of tanks for the cryogenic fuel obtaining decisive importance in design and development of the new type of launch vehicles. Introduction of the composite materials in designing a cryogenic fuel tank makes it possible to lower its mass by 30% compared to a reference aluminum tank, which, accordingly, allows increasing the inserted payload mass. Review of the methods used in manufacturing the cryogenic composite fuel tanks is presented. Liner manufacturing technology and its material are proposed, taking into account the temperature difference during shaping and its interaction with the cryogenic fuel. Composite material and method for manufacturing the composite tank are selected. Design calculation of the composite cryogenic tank was carried out.

Keywords: cryogenic conical tank, composite materials, geodesic winding

В Российской Федерации одним из самых успешных проектов является ракета-носитель (РН) «Союз-2.16», состоящая из четырех боковых блоков первой, второй и третьей ступеней, на последней из которых с помощью переходника закреплена полезная нагрузка (возможен вариант с разгонным блоком) под обтекателем [1].

Так как большую часть конструкции жидкостной РН составляют топливные баки [2], создание принципиально новых конструктивных схем, позволяющих существенно снизить их массу, является одним из важнейших направлений развития ракетно-космических технологий. Выполнение конических топливных баков боковых блоков «Союз-2.16» [3] из композитных материалов (КМ) обеспечит снижение массы баков окислителя и горючего, что позволит выводить на орбиту большую массу полезного груза.

Цель работы — оценка возможности изготовления криогенного конического бака окислителя первой ступени РН среднего класса на базе РН «Союз-2.16» из КМ.

Для достижения цели поставлены следующие задачи:

- анализ требований к проектируемой конструкции бака;
- формирование исходных геометрических параметров бака;
- обзор методов изготовления подобных конструкций из КМ;
- выбор материала и проектирование оснастки;
- проектировочный расчет для определения толщины стенки композитного криогенного топливного бака.

Проектируемый бак окислителя (жидкого кислорода) предназначен для использования на РН «Союз-2.16». Одной из проблем его проектирования является сохранение целостности стенки бака при длительном воздействии низ-

кой температуры. Температура жидкого кислорода в баке окислителя бокового блока РН «Союз-2.16» составляет $-181,5^{\circ}\text{C}$ [3].

К топливному баку предъявлены следующие требования:

- размещение заданного объема компонента топлива (внутренний объем бака должен вмещать жидкий кислород массой 27 900 кг);
- обеспечение минимальной массы бака при выполнении условий прочности и жесткости в диапазоне действующих эксплуатационных нагрузок, таких как внутреннее давление (3,0...3,6 атм), внешнее аэродинамическое давление, осевое сжатие, поперечная сила и изгибающий момент;
- применение конструктивных решений, обеспечивающих прогрессивные технологические методы производства и испытаний;
- изготовление из материалов, обладающих высокими удельными прочностными характеристиками и пластичностью при низкой температуре ($T = -181,5^{\circ}\text{C}$);
- обеспечение герметичности.

В соответствии с предъявленными техническими требованиями и размерами ракетного блока первой ступени РН «Союз-2.16» составлена геометрическая схема проектируемого топливного бака (рис. 1).

Для определения способа изготовления и материала бака окислителя проведен анализ существующих методов изготовления крупногабаритных конструкций из КМ.

В работе [4] рассмотрен криогенный бак, изготовленный методом автоматизированной намотки с помощью системы автоматизированной выкладки волокон (AFP) на стандартном роботе и контроллере Kuka KR500. Применение такого метода предотвращает расслоение в композитном баке.

Также особенностью его изготовления является складная сегментальная оправка, которую

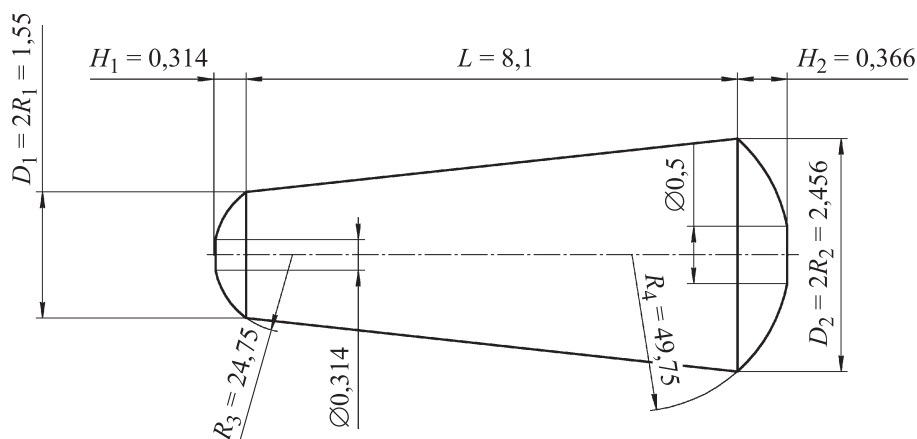


Рис. 1. Геометрическая схема топливного бака (размеры указаны в метрах)

можно извлечь после отверждения из эллиптического отверстия в баке. При намотке криогенного бака компания Boeing использовала в качестве КМ углеродное волокно (УВ) [4].

В патенте [5] предложен низкотемпературный резервуар, выполненный из УВ (углепластика).

Способ послойной печати для изготовления бака [6] позволяет получить весь сосуд за один процесс без прямого вмешательства человека или без отходов материала. Кроме того, стенки сосуда можно выполнить монолитными или ячеистыми, что снижает общую массу изделия в зависимости от его применения. Ячеистая конструкция, например, в виде сот, может иметь любую форму, способную поддерживать общую прочность стенки.

Однако в настоящее время оборудование для аддитивного производства бака указанных размеров отсутствует. Так как конструкция топливного бака представляет собой тело вращения, наиболее универсальным методом его изготовления является намотка [7].

Существует несколько технологических методов формования изделий намоткой в зависимости от способа нанесения связующего на волокнистый армирующий материал и обеспечения необходимого содержания его в материале изделия [8].

Для получения криогенного топливного бака с соблюдением требований по герметичности и удержанию высокого давления выбрана технологическая схема спиральной (геодезической) намотки бака окислителя конической формы с плавным переходом нитей (изменение углов геодезической намотки) на сферические днища бака методом AFP.

Для намотки бака окислителя необходимо подобрать тип нити, удовлетворяющей следующим требованиям: отсутствие химических реакций между наполнителем и окислителем, податливость, высокая прочность, минимальная масса, дешевизна и высокая адгезия. Всем этим требованиям соответствует УВ.

Сегодня во всем мире широко исследуют, разрабатывают и выпускают многочисленные типы и марки УВ, обладающего необходимыми механическими и теплофизическими характеристиками.

Физико-механические свойства отечественных УВ разного типа приведены в табл. 1 [9].

В качестве материала наполнителя выбрано высокопрочное УВ со стандартным модулем. Матрица в армированных КМ выполняет роль фиксатора необходимой формы изделия. При пропитке УВ связующим оно заполняет пространство между волокнами и после отверждения обеспечивает их взаимосвязь, а, следовательно, и совместную работу.

Для реализации всех достоинств КМ должен обладать свойством монолитности, которое предполагает сплошность компонентов, отсутствие нарушения связи на границе раздела при деформировании КМ до тех пор, пока не разрушатся волокна.

В качестве матриц УВ в авиационной промышленности чаще всего применяют эпоксидные смолы, обладающие хорошей адгезией к большому числу наполнителей и подложек, а также низкой усадкой при отверждении [10]. Основные свойства различных эпоксидных смол приведены в табл. 2 [10].

В качестве связующего выбрана гуммированная эпоксидная система, применяемая для

Таблица 1

Физико-механические свойства УВ

Тип УВ	Прочность при растяжении, МПа	Модуль упругости при растяжении, ГПа	Удлинение при разрыве, %	Плотность, г/см ³
Высокопрочное со стандартным модулем	3500...5000	200...280	1,4...2,0	1,75...1,80
Высокопрочное среднемодульное	4500...7000	280...325	1,7...2,1	1,73...1,81
Высокомодульное	3500...5000	325...450	0,7...1,4	1,75...1,85
Сверхвысокомодульное	2500...4000	450...600	0,7...1,0	1,85...1,95

Таблица 2

Основные свойства различных эпоксидных смол

Марка эпоксидной смолы	Плотность, кг/м ³	Предел прочности, МПа	Модуль упругости, МПа	Теплостойкость, °С
ЭТФ	1250...1350	120	3800	120
ДЭГ-1	–	125	3900	110
СФ-340А	–	112	3800	120
Гуммированная	1220	134	4120	125

получения изделий методом намотки волокна на основе смолы ДГЭБФ (диглицидилового эфира бисфенола F) и КТВН.

При изготовлении изделия методом AFP [11] используют специальные препреги, предварительно разрезанные на ленты и смотанные в бобины для последующей установки в питающие размоточные устройства для выкладки препрега.

В качестве препрега [7] выбрано высокопрочное УВ со стандартным модулем производства российской компании Umatex. Препрег имеет максимальную прочность при растяжении 5000 МПа, что в 10 раз больше, чем у алюминиево-магниевого сплава, из которого изготовлены топливные баки ракетного блока первой ступени «Союз-2.1б».

Физико-механические свойства препрега производства компании Umatex

Прочность при растяжении, МПа 3500...5000
 Модуль упругости при растяжении, ГПа . . . 200...280
 Удлинение при разрыве, % 1,4...2,0
 Плотность, г/см³ 1,75...1,80

При формообразовании изделий из КМ методом намотки в качестве технологического оснащения используют оправку [7]. Благодаря высоким технологическим качествам разборные оправки получили наибольшее применение для изготовления крупногабаритных деталей в промышленности [12].

Однонаправленные КМ газопроницаемы, следовательно, в конструкции топливного бака должны быть выполнены специальные изолирующие слои из тонких металлических оболочек — лейнеров, значительно снижающих массовую эффективность от применения КМ [12].

В работе [13] приведены варианты изготовления лейнера из полимерных материалов. Одним из недостатков полимерных лейнеров указана неполная герметичность по отношению к находящимся внутри бака газам и жидкостям, что недопустимо в конструкции, предназначенной для хранения криогенных компонентов топлива. Также ротационный метод формования, используемый в работе [13], позволяет изготавливать лейнер с внутренним объемом до 3 м³, тогда как объем бака, показанного на рис. 1, составляет 103 м³.

Таким образом, предлагается использовать технологическую оснастку, состоящую из металлического лейнера и разборной оправки, изготовление которой включает в себя четыре этапа.

На первом этапе на разборную коническую оправку длиной, соответствующей таковой бака, укладывают металлическую оболочку, изготавливаемую при нормальных условиях (20 °С). При взаимодействии с окислителем (жидким кислородом), температура которого –181,5 °С, возникает большой перепад температур. Соот-

ветственно, для сохранения формы и минимизации деформаций необходимо использовать материал с коэффициентом температурного расширения $\alpha \leq 3 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$.

Таковыми материалами являются инвар 36Н [14] и углепластик со специально ориентированными УВ. Поскольку КМ бака — углепластик, для изготовления оснастки выбран инвар 36Н с коэффициентом температурного расширения $\alpha \leq 1 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ и плотностью $\rho_{\text{инв}} = 8130 \text{ кг/м}^3$.

Так как инвар выпускают в виде ленты толщиной 0,1...1,3 мм и шириной 10...565 мм, на оправку его укладывают геодезической намоткой. Для изготовления конструкции бака выбрана лента оптимальной толщины $h_{\text{инв}} = 0,2 \text{ мм}$ и ширины 565 мм.

На втором этапе после укладки слоев ленты на оправку выполняют роликовую сварку или сварку трением с перемешиванием [15]) лент между собой.

На третьем этапе необходимые секции оправки разбирают и удаляют из оболочки.

На четвертом этапе на торцах оболочки к металлическому лайнеру приваривают силовые торцевые шпангоуты для дальнейшего крепления к ним силовых элементов, с помощью которых бак подвешивают на корпус бокового блока.

Для определения толщины стенки бака из КМ составлена расчетная схема (рис. 2), где N_3 — сжимающая сила от действия аэродинамических нагрузок; p_3 — эксплуатационное давление.

Оболочка находится под действием эксплуатационного давления — разницей между внутренним давлением $p_{\text{вн}}$ и внешним аэродинамическим давлением $p_{\text{аэр}}$. По результатам аэродинамического расчета в программном комплексе ANSYS CFX получены значения приведенной осевой силы N , перерезывающей силы Q и изгибающего момента M (так как Q и M имеют малые значения и в расчете не учитывались, на

расчетной схеме не показаны) и внешнего давления $p_{\text{аэр}}$.

При расчете конструкция разделена на типовые элементы. Для них проанализированы свойства конструкционных материалов и внешние воздействия: силовые, коррозионные, поля, контактные взаимодействия с другими элементами и т. д.

Бак рассмотрен как тонкостенная коническая оболочка с двумя сферическими днищами из КМ. Материал оболочки — углепластик имел следующие параметры: коэффициенты Пуассона в меридиональном и окружном направлениях $\mu_1 = \mu_2 = 0,25$; модули Юнга в меридиональном и окружном направлениях $E_1 = E_2 = 2 \cdot 10^{11} \text{ Па}$; плотность материала $\rho = 1800 \text{ кг/м}^3$; предел прочности $\sigma_{\text{в}} = 5 \text{ ГПа}$.

Для криогенного конического бака рассмотрена конструктивно-силовая схема оболочечной части в виде тонкостенной конической оболочки, двух торцевых стыковочных шпангоутов и двух сферических днищ.

Вместо нагрузок (условий) контактного взаимодействия элементов конструкции приняты граничные условия, для которых известны аналитические решения. Так, для условий контакта оболочки с верхним торцевым шпангоутом приняты на торцах оболочки граничные условия шарнирного опирания, а с нижним — шарнирного закрепления в запас прочности. Для определения расчетных нагрузок выбраны коэффициенты безопасности при осевом сжатии $f_1 = 1,3$ и внутреннем давлении $f_2 = 1,3$.

При расчете приняты следующие допущения: все геометрические размеры оболочки в докритическом состоянии остаются неизменными; при потере устойчивости связь между перемещениями и внутренними силовыми факторами в оболочке описывается соотношениями упругости; оболочка нагружена только приложенными к торцам мертвыми контурными усилиями и внешним давлением.

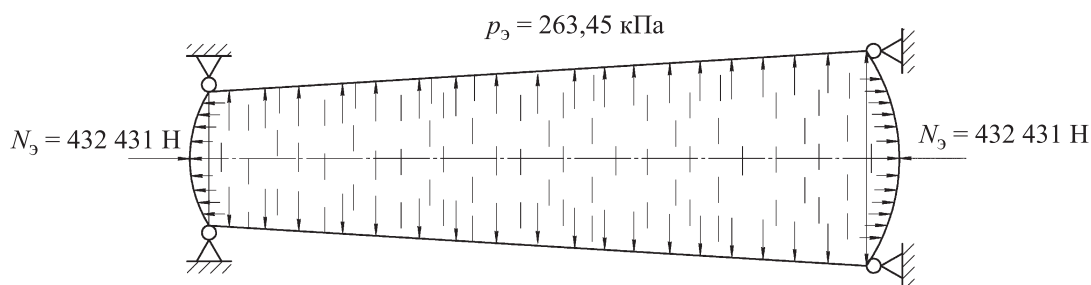


Рис. 2. Расчетная схема для определения толщины стенки бака из КМ

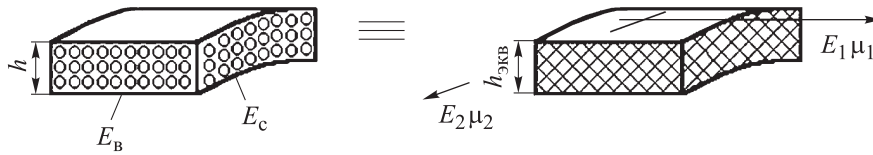


Рис. 3. Схема неоднородной армированной стенки (а) и расчетная модель эквивалентной ортотропной стенки (б): E_c и E_b — модуль Юнга связующего и волокна

Для задач практического расчета тонкостенных оболочек из КМ целесообразен феноменологический подход к определению упругих постоянных материала на основе расчетно-экспериментального метода.

При таком подходе оболочку из неоднородного материала приводят к эквивалентной по механическим свойствам однородной ортотропной оболочке с приведенными модулями упругости в продольном и осевом направлениях. Переход к расчетной модели показан на рис. 3.

Предельным состоянием оболочки при сжатии является потеря устойчивости. Для оболочки из КМ при совместном действии нескольких нагрузок условие устойчивости имеет вид

$$\bar{T}^\alpha + \bar{p}^\beta \leq 1.$$

Здесь \bar{T} — относительная расчетная нагрузка осевого сжатия; α, β — эмпирические коэффициенты $\alpha = 1,5; \beta = 1,5$ [16]; \bar{p} — относительное расчетное давление.

Относительная расчетная нагрузка осевого сжатия

$$\bar{T} = \frac{f_1 T_{\text{экв}}}{T_{\text{кр}}},$$

где $T_{\text{экв}}$ и $T_{\text{кр}}$ — эквивалентная и критическая нагрузка осевого сжатия.

Критическая нагрузка осевого сжатия

$$T_{\text{кр}} = \left(4\pi \sqrt{(1-\mu_1\mu_2) B_{11} D_{11}} \right) \cos^2 \gamma. \quad (1)$$

Здесь γ — угол конусности;

$$B_{11} = \frac{E_1 h}{1-\mu_1\mu_2}; \quad D_{22} = \frac{E_2 h^3}{12(1-\mu_1\mu_2)}, \quad (2)$$

где h — толщина оболочки.

После подстановки соотношений (2) в выражение (1) получаем

$$T_{\text{кр}} = 2\pi k h^2 \sqrt{E_1 E_2} \cos^2 \gamma,$$

где k — коэффициент устойчивости для идеальной оболочки,

$$k = \frac{1}{\sqrt{3(1-\mu_1\mu_2)}}.$$

Оболочки с малым углом конусности ($\gamma < 10^\circ$) рассчитывают по формулам для цилиндров с длиной, равной образующей конуса, и радиусом кривизны (см. рис. 1)

$$R = \frac{R_1 + R_2}{2 \cos \gamma}.$$

Тогда меридиональное критическое напряжение

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{T_{\text{кр}}}{2\pi R h} = k \frac{h}{R} \sqrt{E_1 E_2}.$$

При боковом внешнем давлении критическое давление

$$p_{\text{кр}} = \frac{1,75\pi}{LR^{3/2}} \sqrt[4]{(1-\mu_1\mu_2) B_{11} D_{22}^3}, \quad (3)$$

где L — длина оболочки.

После подстановки соотношений (2) в выражение (3) получаем

$$p_{\text{кр}} = \frac{0,855 k_n}{(1-\mu_1\mu_2)^{3/4}} \sqrt[4]{(E_1 E_2)^3} \frac{R}{L} \left(\frac{h}{R} \right)^{5/2},$$

где k_n — коэффициент, учитывающий начальные несовершенства оболочки при $R/h = 100 \dots 250$, $k_n = 0,8$.

Каждое ограничение необходимо проверить после определения размеров оболочки при проекторочном расчете.

Уравнение устойчивости оболочки из КМ имеет вид

$$\left(\frac{f_1 T_{\text{экв}}}{2\pi k h^2 \sqrt{E_1 E_2}} \right)^\alpha + \left[\frac{f_2 p_\beta (1-\mu_1\mu_2)^{0,75} L}{0,855 k_n \sqrt[4]{(E_1 E_2)^3} (h/R)^{2,5} R} \right]^\beta \leq 1.$$

Решение найдено с помощью программного пакета MathCAD. В результате расчета на устойчивость получена толщина оболочки $h = 5$ мм.

Проверено выполнение геометрических ограничений для используемых формул и коэффициентов:

$$\frac{R}{h} = \frac{1}{5 \cdot 10^{-3}} = 200 \in (100 \dots 250).$$

Оболочка средней длины:

$$3\sqrt{\frac{h}{R}} \leq \frac{L}{R} \leq 3\sqrt{\frac{R}{h}},$$

$$0,212 < 8 < 42,5.$$

Условия ограничения формул по геометрическим размерам оболочек выполняются, формулы и коэффициенты устойчивости использованы верно.

Меридиональное напряжение в оболочке

$$\frac{f_1 T_{кр}}{2\pi R h} = 772 \text{ МПа} \leq \sigma_b.$$

Окружное напряжение в оболочке

$$\frac{p_{кр} R}{h} = 11,43 \text{ МПа} \leq \sigma_b.$$

Эквивалентное напряжение

$$\sigma_{экр} = \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1 \sigma_2 + \sigma_2^2} = 767 \text{ МПа} \leq \sigma_b.$$

Геометрическая модель бака создана в программном комплексе SolidWorks согласно размерам, указанным на рис. 1. В первом приближении толщина задана в соответствии с аналитическим решением по безмоментной теории оболочек для каждой поверхности — коническая оболочка и два сферических днища разного диаметра. Для облегчения расчета выбран сегмент бака, ограниченный углом 90°. Сохранение геометрических параметров в данной постановке задачи обеспечено симметрией по двум плоскостям, ограничивающим сегмент бака.

Чтобы учесть анизотропность материала для каждой из трех поверхностей, задана местная система координат, где ось Y учитывает направление продольных волокон материала, ось X — направление поперечных волокон материала, ось Z — направление волокон по толщине материала.

Условия контакта оболочки с верхним и нижним шпангоутами реализованы с помощью функции Fixed Support. В качестве действующих нагрузок заданы эксплуатационное давление $p_s = 263,45$ кПа, сжимающая сила от действия аэродинамических нагрузок $N_s = 432\,431$ Н и

гидростатическое давление от веса жидкости плотностью 1140 кг/м³.

Так как материалом конструкции является однонаправленное высокопрочное УВ со стандартным модулем, в качестве критерия оценки прочности бака выбраны максимальные напряжения [17]. Критерий максимальных напряжений вычисляются как максимальное отношение фактических напряжений с предельными напряжениями, определенными в материальной системе координат слоя.

Таким образом, функция критерия прочности

$$f = \max\left(\left|\frac{\sigma_1}{X}\right|, \left|\frac{\sigma_2}{Y}\right|, \left|\frac{\sigma_3}{Z}\right|, \left|\frac{\tau_1}{R'}\right|, \left|\frac{\tau_2}{S}\right|, \left|\frac{\tau_3}{Q}\right|\right),$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ — главные нормальные напряжения; τ_1, τ_2, τ_3 — главные касательные напряжения; X, Y и R', S — характеристики критических нормальных и касательных напряжений материала в продольном и поперечном направлениях; Q и Z — характеристики критических нормальных и касательных напряжений материала в направлении по толщине.

Результаты расчета главных нормальных и касательных напряжений, значения которых взяты при моделировании в среде ANSYS для различных поверхностей, приведены в табл. 3.

Таким образом, $f = 0,551$. Полученный результат удовлетворяет условию прочности по критерию максимальных напряжений, так как f по критерию максимальных напряжений должен лежать в пределах 0...1. Запас по прочности слишком велик, следовательно, проведено несколько приближений по уменьшению толщины для минимизации массы изделия.

По результатам нескольких последовательных приближений сделан вывод о том, что наименьшая толщина оболочки из КМ

Таблица 3

Значения главных нормальных и касательных напряжений элементов топливного бака первого приближения

Элемент топливного бака	σ_1	σ_2	σ_3	τ_1	τ_2	τ_3
	МПа					
Верхнее днище	36,7	19,2	0,028	23,5	12,8	0,120
Коническая оболочка	29,9	14,4	0,022	14,9	6,17	0,417
Нижнее днище	79,3	49,6	0,019	68,9	32,6	14,40

Таблица 4

Значения главных нормальных и касательных напряжений элементов топливного бака конечного приближения

Элемент топливного бака	σ_1	σ_2	σ_3	τ_1	τ_2	τ_3
	МПа					
Верхнее днище	65,9	33,1	0,49	32,9	14,90	3,630
Коническая оболочка	89,2	45,3	0,61	57,2	30,90	0,917
Нижнее днище	333,0	113,0	0,70	136,0	41,84	1,820

верхнего дна составляет 4,5 мм, конической оболочки — 4,5 мм, нижнего дна — 6,0 мм.

Полученные значения нормальных и касательных напряжений элементов конструкции для рассмотренного случая приведены в табл. 4, а распределения этих напряжений в элементах топливного бака — на рис. 4.

Максимальные напряжения возникают в области центрального отверстия в нижнем днище топливного бака, картина распределения напряжений в опасном сечении показана на рис. 5.

В этом случае $f = 1$. Полученный результат удовлетворяет условию прочности по критерию максимальных напряжений.

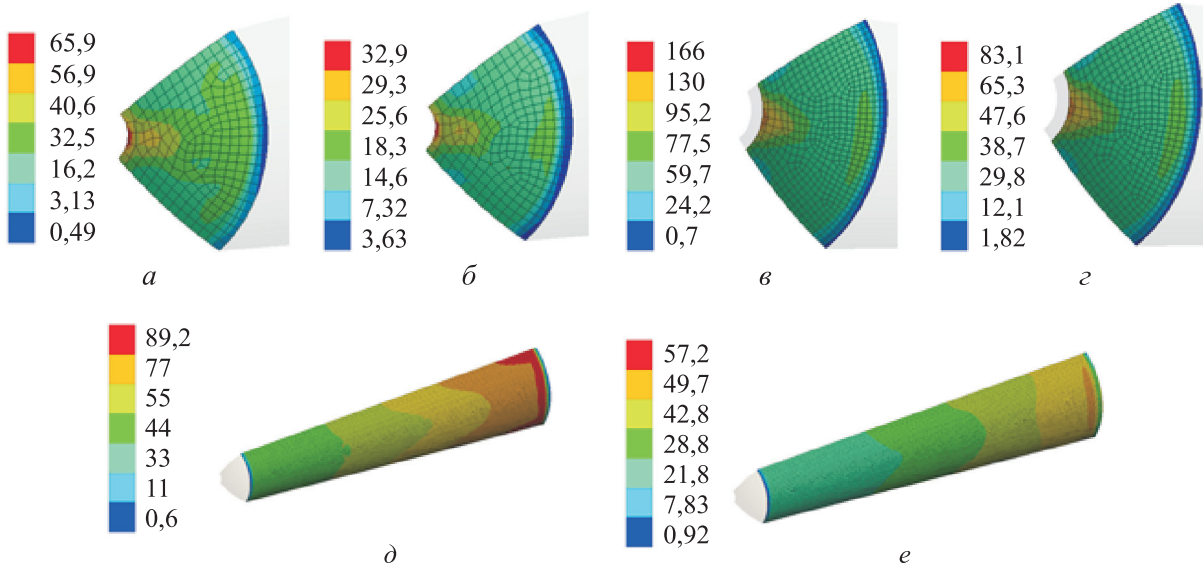


Рис. 4. Распределения нормальных (а, в, д) и касательных (б, г, е) напряжений, МПа, в верхнем (а, б), нижнем (в, г) днищах и конической оболочке (д, е) топливного бака

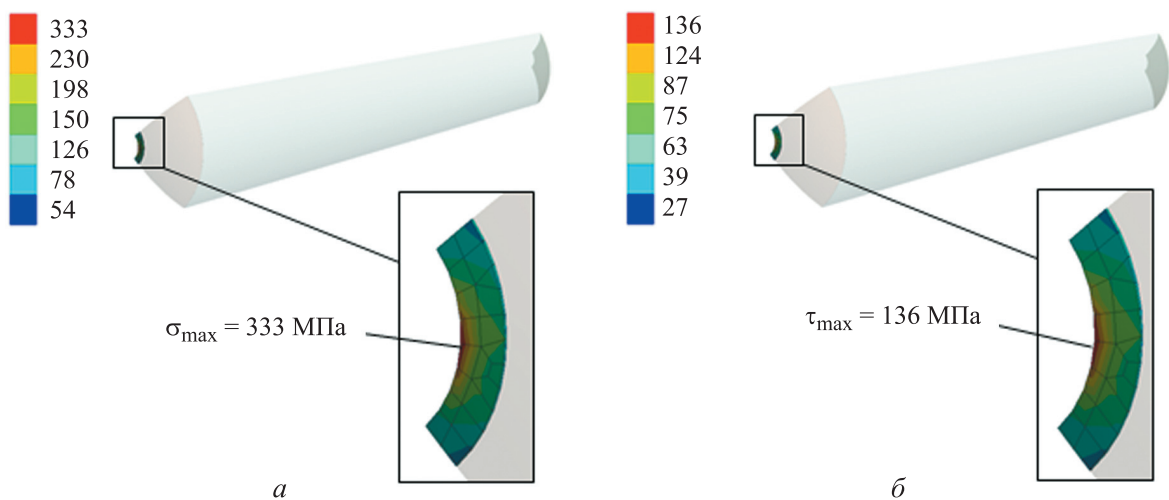


Рис. 5. Распределения максимальных нормальных (а) и касательных (б) напряжений, МПа, в топливном баке

Проверочный расчет на устойчивость, выполненный в модуле Eigenvalue Buckling, позволил определить коэффициент запаса потери устойчивости: при толщине верхнего днища и конической оболочки $h_1 = 4,5$ мм и нижнего днища — $h_2 = 6,0$ мм коэффициент запаса равен 13.

Масса бака, состоящего из конической оболочки, двух сферических днищ разного диаметра и шпангоутов (см. рис. 1), определяется выражением

$$M_{\text{БКМ}} = \pi L h \rho \left\{ (R_1 + R_2 - h) + \frac{1}{6} [H_1 (H_1 + 6R_1 - 4h_1) + H_2 (H_2 + 6R_1 - 4h_2)] \right\} + h_{\text{инв}} \rho_{\text{инв}} \left\{ (R_1 + R_2 - h_{\text{инв}}) + \frac{1}{6} [H_1 (H_1 + 6R_1 - 4h_{\text{инв}}) + H_2 (H_2 + 6R_1 - 4h_{\text{инв}})] \right\} + M_{\text{шп1}} + M_{\text{шп2}},$$

где $M_{\text{шп1}}$, $M_{\text{шп2}}$ — массы стыковочных шпангоутов, $M_{\text{шп1}} = 26,67$ кг, $M_{\text{шп2}} = 42,85$ кг.

Таким образом, масса бака из КМ при полученной минимальной толщине составит 585 кг, а масса бака из АМГ-6 $M_{\text{6АМГ}}$ при принятой по прототипу толщине $h = 3,5$ мм — 739 кг.

Выигрыш в массе оболочки из КМ относительно гладкой оболочки составит 154 кг или

$$\delta = \frac{M_{\text{6АМГ}} - M_{\text{БКМ}}}{M_{\text{6АМГ}}} \cdot 100 \% = 21,8 \%$$

Выводы

1. В композитном криогенном баке заданные технические требования обеспечиваются материалом, состоящим из УВ и эпоксидного связующего.

2. Для поддержания герметичности в конструкции следует установить металлический лайнер, изготовленный из инвара с целью минимизации деформаций, которые возникают вследствие разности температур при взаимодействии с внешней средой и криогенным компонентом топлива.

3. Для изготовления криогенного топливного бака с соблюдением требований по герметичности и удержанию высокого давления использована технологическая схема геодезической намотки методом AFP с применением в качестве препрега высокопрочного УВ со стандартным модулем.

4. По результатам проверочного расчета для заданных геометрических размеров условия прочности выполнены, выигрыш в массе составил 21,5 %.

Литература

- [1] Perez E. *Soyuz. User's manual*. Iss. 2. Arianespace, 2012. 244 p.
- [2] Тимофеев Е.В., Ваулин С.Д., ред. Использование композитных материалов при проектировании стенок баков многоразовых ракет-носителей. *Астероидная безопасность. Мат. III студ. науч.-тех. конф.* Челябинск, ЮУрГУ, 2021, с. 56–62.
- [3] Михайлов М.Ю., Спиридонов В.В., Мищеряков С.В. *Система контроля температур топливного бака окислителя ракеты космического назначения «Союз-2»*. Патент РФ 2651554. Заявл. 03.03.2016, опублик. 20.04.2018.
- [4] Johnson T.F., Sleight D.W., Martin R.A. *Structures and design phase I summary for the NASA composite cryotank technology demonstration project*. Hampton, NASA Langley Research Center, 2013. 11 p.
- [5] Исикава Я., Мори Х. *Низкотемпературный резервуар и способ его изготовления*. Патент РФ 2717931. Заявл. 25.10.2017, опублик. 26.03.2020.
- [6] Котляр И.К. *Сосуды, работающие под давлением, и способы их изготовления с использованием аддитивной технологии*. Патент РФ 2665089. Заявл. 17.03.2015, опублик. 20.04.2018.
- [7] Комков М.А., Тарасов В.А. *Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражения*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. 431 с.
- [8] Аюшеев Т.В. *Геометрические вопросы адаптивной технологии изготовления конструкций намоткой из волокнистых композиционных материалов*. Улан-Удэ, Изд-во БНЦ СО РАН, 2005. 212 с.
- [9] Аэрокосмическая отрасль. *umatex.com: веб-сайт*. URL: <https://umatex.com/applications/space/> (дата обращения: 15.09.2022).

- [10] *Энциклопедия полимеров*. Т. 1–3. Москва, Советская энциклопедия, 1972, 1974, 1977; 1224 с., 1032 с., 1152 с.
- [11] Гусев Ю.А., Борщев А.В., Хрульков А.В. Особенности препрегов для автоматизированной выкладки методами ATL и AFP. *Труды ВИАМ*, 2015, № 3, doi: <https://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-3-6-6>
- [12] Крысин В.Н., Крысин М.В. *Технологические процессы формования, намотки и склеивания конструкций*. Москва, Машиностроение, 1989. 240 с.
- [13] Лавров Н.А., Игуменов М.С. Сосуд высокого давления из полимерных композитных материалов. *Пластические массы*, 2018, № 5–6, с. 45–47.
- [14] Сплав 36Н — инвар. poliasmet.ru: веб-сайт. URL: <https://poliasmet.ru/pretsizionnyesplavy-svoystva/invar-36n-feni36.html> (дата обращения: 15.09.2022).
- [15] Курицын Д.Н., Бойцов А.Г., Курицына В.В. *Технологическое обеспечение сварки трением с перемешиванием в производстве аэрокосмических конструкций*. Дисс. ... канд. тех. наук. Москва, МАИ, 2021. 159 с.
- [16] Лизин В.Т., Пяткин В.А. *Проектирование тонкостенных конструкций*. Москва, Машиностроение, 1976. 408 с.
- [17] Муйземнек А.Ю., Карташова Е.Д. *Механика деформирования и разрушения полимерных слоистых композиционных материалов*. Пенза, Изд-во ПГУ, 2017. 44 с.

References

- [1] Perez E. *Soyuz. User's manual*. Iss. 2. Arianespace, 2012. 244 p.
- [2] Timofeev E.V., Vaulin S.D., eds. [Using composites in design of tank walls for reusable launch vehicle]. *Asteroidnaya bezopasnost. Mat. III stud. nauch.-tekh. konf.* [Asteroid Safety. Proc. III Student Sci.-Tech. Conf.]. Chelyabinsk, YuUrGU, 2021, pp. 56–62. (In Russ.).
- [3] Mikhaylov M.Yu., Spiridonov V.V., Mishcheryakov S.V. *Control system of temperatures in fuel tank for oxidizer of space rocket "Soyuz-2"*. Patent RU 2651554. Appl. 03.03.2016, publ. 20.04.2018. (In Russ.).
- [4] Johnson T.F., Sleight D.W., Martin R.A. *Structures and design phase I summary for the NASA composite cryotank technology demonstration project*. Hampton, NASA Langley Research Center, 2013. 11 p. (In Russ.).
- [5] Isikava Ya., Mori Kh. *Nizkotemperaturnyy rezervuar i sposob ego izgotovleniya* [Low-temperature reservoir and method of its production]. Patent RU 2717931. Appl. 25.10.2017, publ. 26.03.2020. (In Russ.).
- [6] Kotlyar I.K. *Sosudy, rabotayushchie pod davleniem, i sposoby ikh izgotovleniya s ispolzovaniem additivnoy tekhnologii* [Pressure vessels and methods of manufacturing thereof with use of additive technology]. Patent RU 2665089. Appl. 17.03.2015, publ. 20.04.2018. (In Russ.).
- [7] Komkov M.A., Tarasov V.A. *Tekhnologiya namotki kompozitnykh konstruksiy raket i sredstv porazheniya* [Winding technology for composite rocket constructions and killing agent]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2015. 431 p. (In Russ.).
- [8] Ayusheev T.V. *Geometricheskie voprosy adaptivnoy tekhnologii izgotovleniya konstruksiy namotkoy iz voloknistykh kompozitsionnykh materialov* [Geometric problems of adaptive winding technology for production of constructions from fiber composites]. Ulan-Ude, Izd-vo BNTs SO RAN Publ., 2005. 212 p. (In Russ.).
- [9] *Aerokosmicheskaya otrasl* [Aerospace industry]. *umatex.com: website*. URL: <https://umatex.com/applications/space/> (accessed: 15.09.2022). (In Russ.).
- [10] *Entsiklopediya polimerov*. Т. 1–3 [Encyclopedia of polymers. Vol. 1-3]. Moscow, Sovetskaya entsiklopediya Publ., 1972, 1974, 1977; 1224 p., 1032 p., 1152 p. (In Russ.).
- [11] Gusev Yu.A., Borshchev A.V., Khrulkov A.V. Features of prepregs intended for automated laying by ATL and AFP technologies. *Trudy VIAM* [Proceedings of VIAM], 2015, no. 3, doi: <https://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-3-6-6> (in Russ.).
- [12] Krysin V.N., Krysin M.V. *Tekhnologicheskie protsessy formovaniya, namotki i skleivaniya konstruksiy* [Technological processes of formation, winding and gluing of structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 240 p. (In Russ.).

- [13] Lavrov N.A., Igumenov M.S. Pressure vessel of a polymeric composite materials. *Plasticheskie massy*, 2018, no. 5–6, pp. 45–47. (In Russ.).
- [14] Splay 36N — invar [36N alloy – invar]. *poliasmet.ru: website*. URL: <https://poliasmet.ru/pretsizionnye-splavy-svoystva/invar-36n-feni36.html> (accessed: 15.09.2022). (In Russ.).
- [15] Kuritsyn D.N., Boytsov A.G., Kuritsyna V.V. *Tekhnologicheskoe obespechenie svarki treniem s peremeshivaniem v proizvodstve aerokosmicheskikh konstruktsiy*. Diss. kand. tekhn. nauk [Technological maintenance of friction stir welding in production of aerospace constructions. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 2021. 159 p. (In Russ.).
- [16] Lizin V.T., Pyatkin V.A. *Proektirovanie tonkostennykh konstruktsiy* [Design of thin-walled constructions]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 408 p. (In Russ.).
- [17] Muzyemnek A.Yu., Kartashova E.D. *Mekhanika deformirovaniya i razrusheniya polimernykh sloistykh kompozitsionnykh materialov* [Deformation and destruction mechanics of polymer layered composites]. Penza, Izd-vo PGU Publ., 2017. 44 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 30.09.2022

Информация об авторах

УСТИНОВА Анастасия Павловна — лаборант лаборатории «Ракеты-носители, космические и беспилотные летательные аппараты». Политехнический институт ФГАОУ ВО «Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский институт)» (454080, Челябинск, Российская Федерация, пр. Ленина, д. 76, e-mail: aytsan64@gmail.com).

СЮСЬКИНА Юлия Львовна — старший преподаватель кафедры «Летательные аппараты». Политехнический институт ФГАОУ ВО «Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский институт)» (454080, Челябинск, Российская Федерация, пр. Ленина, д. 76, e-mail: siuskinayl@susu.ru).

ПЕШКОВ Руслан Александрович — кандидат технических наук, заведующий лаборатории «Ракеты-носители, космические и беспилотные летательные аппараты». Политехнический институт ФГАОУ ВО «Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский институт)» (454080, Челябинск, Российская Федерация, пр. Ленина, д. 76, e-mail: peshkovra@susu.ru).

Information about the authors

USTINOVA Anastasia Pavlovna — Assistant, Laboratory Launch Vehicles, Spacecraft and Unmanned Aerial Vehicles. Polytechnic Institute. Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education — South Ural State University (National Research University) (454080, Chelyabinsk, Russian Federation, Lenina Ave. Bldg. 76, e-mail: aytsan64@gmail.com).

SUSKINA Julia Lvovna — Senior Lecturer, Aerospace Department, Polytechnic Institute. Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education — South Ural State University (National Research University) (454080, Chelyabinsk, Russian Federation, Lenina Ave. Bldg. 76, e-mail: siuskinayl@susu.ru).

PESHKOV Ruslan Alexandrovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Head of the Laboratory Launch Vehicles, Spacecraft and Unmanned Aerial Vehicles, Polytechnic Institute. Federal State Autonomous Educational Institution of Higher Education — South Ural State University (National Research University) (454080, Chelyabinsk, Russian Federation, Lenina Ave. Bldg. 76, e-mail: peshkovra@susu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Устинова А.П., Сюськина Ю.Л., Пешков Р.А. Оценка возможности применения композитного материала в конструкции криогенного конического бака ракетного блока. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 3, с. 90–100, doi: 10.18698/0536-1044-2023-3-90-100

Please cite this article in English as:

Ustinova A.P., Siuskina Yu.L., Peshkov R.A. Evaluation of the Possibility to Use Composite Material in the Structure of the Rocket Stage Cryogenic Conical Tank. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 3, pp. 90–100, doi: 10.18698/0536-1044-2023-3-90-100