

УДК 629.7.03.001 (07)

А.Ф. Санин, д-р техн. наук,
А.М. Потапов, канд. техн. наук,
А.В. Кондратьев, д-р техн. наук,
В.А. Коваленко, д-р техн. наук,
Д.В. Клименко, канд. техн. наук,
Р.В. Атаманчук,
В.Н. Харченко

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОМПОЗИТНОГО КОРПУСА ТИПОВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА С МЕТАЛЛИЧЕСКИМИ ЗАКЛАДНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ В ПОЛЮСНЫХ ОБЛАСТЯХ

Введение

Одними из наиболее распространенных и сложных конструкций современной аэрокосмической техники (АКТ) являются ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) [1]. Характерная особенность этих агрегатов заключается в том, что их силовой корпус является одновременно емкостью для хранения твердого топлива и камерой сгорания, что предъявляет особые требования к надежности и весовому совершенству конструкций данного типа [1 – 3].

Корпуса современных РДТТ изготавливаются методом непрерывной намотки в виде осесимметричной оболочки типа кокон из полимерных композиционных материалов (ПКМ) [4 – 6]. Как правило, в донной части днища корпуса РДТТ [1, 2, 7] требуется установка металлических закладных элементов, служащих для крепления соплового блока и крышки с воспламенительным устройством. Их наличие приводит к возникновению зон концентрации напряжений локального характера в полюсных областях корпуса РДТТ, предопределяющих несущую способность конструкции в целом. Теоретическому и экспериментальному исследованию этих вопросов посвящен ряд работ [8 – 12], где делается вывод о существенной роли в деформировании днища соотношения жесткостей податливой части закладного элемента и композитной оболочки. Для определения механического состояния и несущей способности композитного корпуса РДТТ в интересующей локальной зоне требуется картина распределения контактных напряжений между всеми конструктивными элементами [8, 9]. Решить эту задачу, опираясь на аналитические методы классической теории тонких оболочек, не представляется возможным, так как в ней пренебрегают напряжениями, нормальными к срединной поверхности, которые являются искомыми. Привлечение для решения этой задачи уравнений трехмерной теории упругости также не позволяет установить реальную работу конструкции [8, 9]. Поэтому представляется оправданным проведение детального исследования напряжено-деформированного состояния (НДС) интересующей зоны при помощи конечно-элементной поддержки, являющейся на сегодня наиболее мощным инструментом для решения задач данного класса [13 – 16]. Анализ полученных картин НДС и теоретическое обоснование

накопленного отечественного и зарубежного опыта создания аналогичных конструкций позволят выявить наиболее вероятные причины потери несущей способности композитного корпуса РДТТ с металлическими закладными элементами в полюсных областях и дать рекомендации по предотвращению их негативных результатов.

Основная часть

Закладной элемент, как правило, состоит из металлического кольца и податливой части в виде полой оболочки переменной толщины, которая крепится к наружной композитной оболочке через промежуточный слой. Для компенсации напряжений между закладным элементом и композитным корпусом предусматривается размещение промежуточного резинового слоя. В днищах корпуса между теплозащитным покрытием (ТЗП) и внутренней поверхностью закладного элемента выполняются кольцевые поясковые зоны раскрепления (КПЗР) из фторопластовой плёнки, перекрывающие его кромки. КПЗР представляют собой контактные образования поверхностей, в которых отсутствуют клеевые и адгезионные связи материалов. КПЗР, расположенные между ТЗП и закладными элементами, должны снижать концентрацию напряжений в ТЗП при действии внутреннего давления в камере сгорания РДТТ.

Отличительной чертой такой конструкции является разнородность входящих в нее материалов и возникающие в связи с этим трудности обеспечения совместной работы металла и композиционного материала. Равнопрочность всех элементов будет зависеть от выбора их жесткостей с учетом прочности используемых материалов, а виды разрушения указывают наиболее вероятные места, в которых следует определить напряжения и запасы прочности конструкции. Так при кольцевом срезе, отрыве неметаллической оболочки у внешнего диаметра закладного элемента (рис. 1, а) или отрыве закладного элемента от неметаллической оболочки (рис. 1, б) оказывается недостаточной прочностью неметаллической оболочки и промежуточного слоя, а жесткостью закладного элемента – большой. При меридиональном смещении закладного элемента из-за разрушения промежуточного слоя (рис. 1, в) или разрыве податливой части закладного элемента (рис. 1, г) из-за малой его жесткости последний или вытягивается через отверстие наружу, срезая промежуточный слой, или разрушается сам [8, 9].

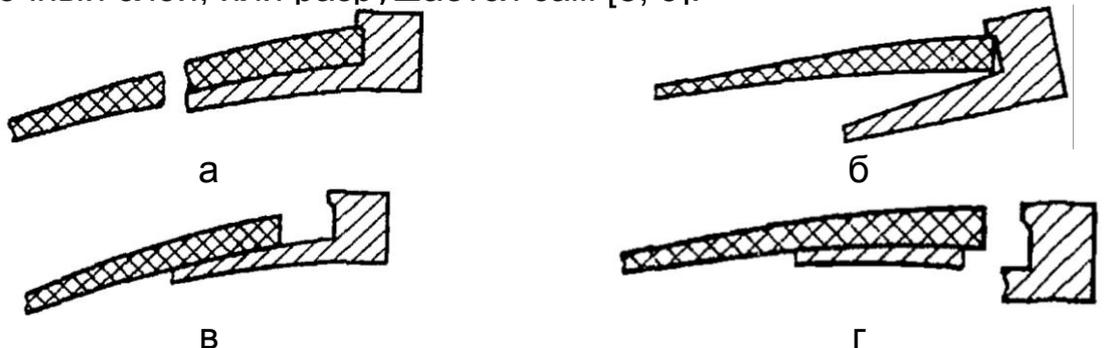


Рисунок 1 – Виды возможного разрушения днища с закладным элементом [8, 9]: а – кольцевой срез или отрыв; б – отрыв; в – смещение; г – разрыв

Для моделирования конструкции типового РДТТ и контактного взаимодействия комбинированного соединения закладного металлического элемента и днища его корпус был представлен в виде многослойной оболочки, состоящей из слоев углепластика намоточного, углепластика тканевого и резины [17]. Переднее и заднее полюсные отверстия были заглушены жесткими крышками. Учитывая симметричность конструкции, при исследованиях рассматривалась четверть конструкции корпуса. Профиль днищ и цилиндрической части корпуса строился в системе конечно-элементного анализа ANSYS. Толщина оболочек принималась кусочно-постоянной, при этом на днищах принималось достаточно большое количество участков. Углы укладки слоев оболочек по участкам задавались в соответствии с планируемой программой намотки корпуса РДТТ. При построении конечно-элементной модели корпуса были использованы оболочечные конечные элементы типа SHELL181. Контакт между закладными элементами и днищами корпуса РДТТ моделировался конечными элементами TARGE170 и CONTA174. Относительно конструкции были приняты следующие граничные условия:

- корпус жестко закреплялся задним шпангоутом;
- условия симметрии задавались в перемещениях.

К внутренней поверхности корпуса прикладывалось внутреннее эксплуатационное давление P . Имитация разгрузки заднего днища корпуса (учет тяги РДТТ) осуществлялось приложением к сопловой крышке уменьшенного давления.

Расчет проводился в нелинейной постановке:

- учитывались большие перемещения (в процессе решения разрешающих систем уравнений на каждой итерации нагрузка прикладывалась к деформированной конструкции с учетом поворота нормали поверхности);
- учитывался контакт «закладной элемент – композит переднего днища».

На рис. 2 показан вид синтезированной конечно-элементной модели в районе переднего днища корпуса РДТТ (четверть конструкции).

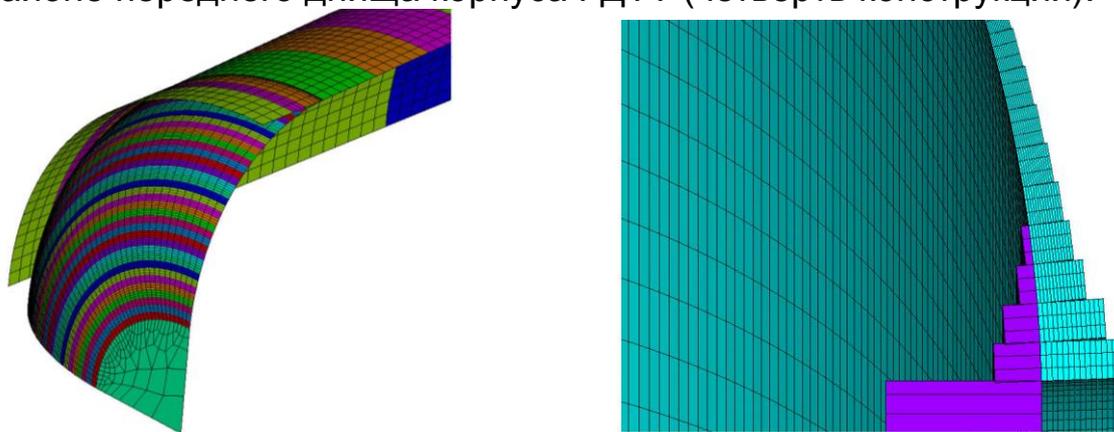


Рисунок 2 – Вид конечно-элементной модели в районе переднего днища корпуса РДТТ

Проведено исследование трех вариантов расчетной модели корпуса РДТТ.

Вариант 1 имел следующие особенности:

- учитывается контактное взаимодействие переднего закладного элемента с композитом переднего днища, наличием резины и фторопласта между ними пренебрегалось, трение между контактными поверхностями не учитывается;

- крышка (имитатор сопла) в полюсном отверстии заднего днища жестко связана с композитом днища;

- задний закладной элемент не учитывается;

- не учитывается разгрузка заднего днища (прикладывается давление на крышку P).

Вариант 2 имеет следующие особенности:

- учитывается разгрузка заднего днища (прикладывается эквивалентное давление на крышку $P_{\text{экв}}=0,905 \cdot P$).

Вариант 3 имеет следующие особенности:

- принято во внимание контактное взаимодействие заднего закладного элемента с композитом заднего днища, наличием резины и фторопласта между ними пренебрегается, трение между контактными поверхностями не учитывается;

- учитывается разгрузка заднего днища (прикладывается эквивалентное давление на крышку $P_{\text{экв}}=0,905 \cdot P$).

Во всех трех вариантах расчетных моделей в зоне шпангоутов между оболочкой связи и силовой оболочкой предполагается идеальный контакт через упругий слой (без проскальзывания и расслоения).

Варианты 2 и 3 расчетных моделей в зоне заднего полюсного отверстия отображают два крайних случая соединения закладного элемента с композитом: его жесткое соединение с закладным элементом в зоне полюсного отверстия и случай полного отсутствия сцепления. Реальная конструкция в этой зоне находится в некотором промежуточном состоянии между этими крайними случаями. Для варианта 3 расчетной модели проведены расчеты для различного внутреннего давления: P ; $P=0,46 \cdot P$; $P=0,50 \cdot P$.

Результаты исследований

На рис. 3 – 4 показаны примеры полученных картин НДС расчетных моделей. Сводные результаты расчетов НДС приведены в табл.1.

Расчеты показали, что смещение композита от закладного элемента в зоне полюсного отверстия в расчетной модели варианта №3 заднего днища в два раза больше, чем переднего. Для заднего днища расчетные радиальные перемещения составили 4,08 мм, что в четыре раза больше, чем для расчетной модели варианта №2. Фактическое значение этого показателя в зависимости от механического состояния связи композита днища с закладным элементом может находиться в диапазоне между этими крайними значениями.

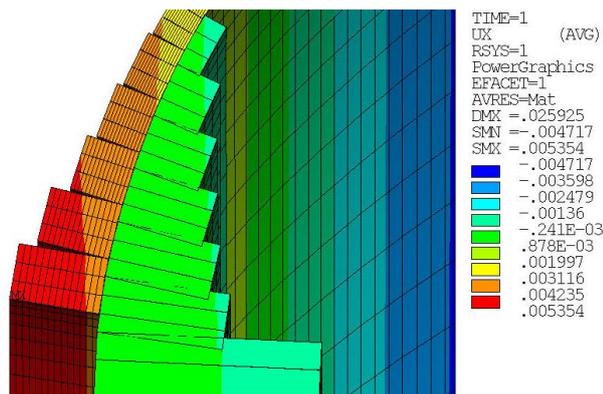


Рисунок 3 – Картина радиальных перемещений в районе заднего дна корпуса, м вариант 3 (при давлении P)

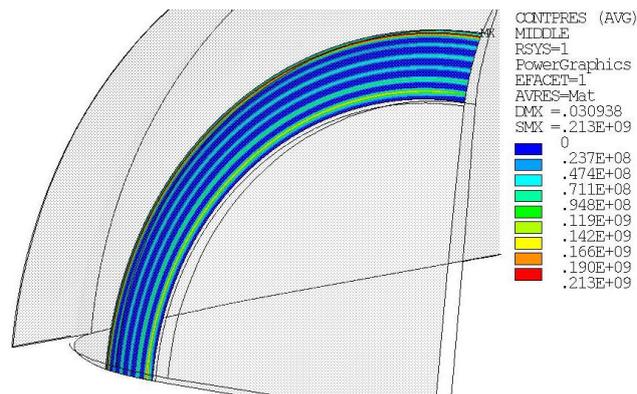


Рисунок 4 – Картина контактных напряжений между композитом заднего дна корпуса и закладным элементом, Па вариант 3 (при давлении P)

Таблица 1 – Результаты расчета НДС композитного корпуса с металлическими закладными элементами в полюсных областях

Параметр	Значение для расчетных моделей				
	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3		
Расчетное давление P, МПа	P		P	0,46·P	0,50·P
Цилиндрическая часть					
Удлинение цилиндрической части корпуса между шпангоутами, мм	12,12	12,02	12,07	5,29	6,10
Увеличение радиуса цилиндрической части корпуса, мм	4,17	4,17	4,17	1,90	2,10
Переднее днище					
Максимальное осевое перемещение переднего днища, мм					
относительно торца заднего шпангоута	29,81	29,84	29,89	17,67	18,86
относительно торца переднего шпангоута	17,72	17,82	17,82	12,38	12,76
Максимальное радиальное перемещение композита переднего днища, мм					
в средней части	-3,44	-3,44	-3,44	-3,23	-3,30
в полюсном отверстии (относительно фланца)	2,02	2,02	2,02	0,95	1,04

Продолжение таблицы 1

Параметр	Значение для расчетных моделей				
	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3		
Максимальные напряжения в спиральных слоях переднего днища вдоль намотки, МПа (в зоне полюсного отверстия)	2230	2230	2230	1070	1170
Максимальные напряжения в спиральных слоях переднего днища поперек намотки, МПа					
в зоне экватора	-116	-116	-116	-12,9	-13,3
за пером фланца	57,3	57,3	57,3	20,8	23,9
в зоне фланца	116	116	116	60,9	65,9
Заднее днище					
Максимальное осевое перемещение заднего днища относительно торца заднего шпангоута, мм	22,49	20,90	18,22	11,18	11,86
Максимальное радиальное перемещение композита заднего днища, мм					
в средней части	-7,95	-7,19	-5,48	-4,77	-4,9
в полюсном отверстии (относительно фланца)	1,08	1,01	4,08	1,91	2,10
Максимальные напряжения в спиральных слоях заднего днища вдоль намотки, МПа					
в средней части	1540	1470	2480	1160	1280
в зоне фланца	2010	1890	3070	1430	1570
Максимальные напряжения в спиральных слоях заднего днища поперек намотки, МПа					
за пером фланца, в средней части	134	127	92,7	40,5	45,3
в полюсе	553	504	167	115	121
				в зоне фланца	

Результаты расчетов напряжений в слоях заднего днища показали следующее:

- напряжения в слоях существенно отличаются для различных вариантов расчетных моделей (зависят от наличия или отсутствия связи между закладным элементом и композитом днища);

- максимальные напряжения для всех вариантов расчетных моделей реализуются в наружных слоях переднего и заднего днищ;

- максимальные напряжения вдоль намотки в наружных слоях днищ в расчетной модели варианта 3 при давлении P составили для переднего днища 2230 МПа, для заднего – 3070 МПа. Напряжения вдоль намотки в слоях заднего днища для случая отсутствия связи между закладным элементом и композитом в 1,62 раза превышают напряжения для случая наличия такой связи. Напряжения при этом превышают предел прочности углепластика при растяжении вдоль намотки (2300 МПа) на 33%;

- по оценкам напряжения вдоль намотки в слоях заднего днища корпуса при отсутствии связи между композитом и закладным элементом в момент разрушения при давлении $P=0,50 \cdot P$ находятся на уровне 1570 МПа. Эти ожидаемые расчетные напряжения получены при условии отсутствия каких-либо других факторов, влияющих на несущую способность днища, таких как: разнотолщинность композита днища в окружном направлении, несимметричное смещение закладного элемента относительно полюсного отверстия днища, осесимметричное или неосесимметричное динамическое разрушение связи композита с закладным элементом по всей поверхности или на какой-то ее части и т.п.

Выводы

Проанализировав приведенные выше картины НДС и рассмотрев наиболее вероятные возможные картины разрушения композитного корпуса типового РДТТ с металлическими закладными элементами в полюсных областях, представляется оправданным дать некоторые рекомендации, полученные на основании проведенного теоретического обоснования накопленного отечественного и зарубежного опыта создания аналогичных конструкций.

1. Нерациональная форма закладного элемента, являющаяся причиной неравномерности деформаций, создает условия для разрушения композитного корпуса РДТТ. В работе [18] для определения оптимальных параметров закладного элемента при помощи конечно-элементных моделей проведен анализ их чувствительности, который позволил установить, что:

- изменение толщины горловины на 15-20% снижает уровень напряженного состояния в деталях арматуры на 30...50% и уровень контактных давлений на 20-30%;

- изменение толщины и вылета ножки закладного элемента в пределах 50% приводит к росту контактных давлений на 120...200% и смещению максимума эпюры контактного давления на край горловины;

- изменение величины размаха пера закладного элемента на 20...25% приводит к возникновению пикового характера эпюры контактного давления с увеличением контактного давления на 60...70% в зоне законцовки его пера;

- изменение угла конусности закладного элемента задает профиль его контактной поверхности с горловиной днища и позволяет в широком диапазоне управлять формой и величиной эпюры контактного давления этих элементов.

2. Форма пера закладного элемента может быть выполнена не эквидистантно внутренней поверхности силовой оболочки днища, что при нагружении изделия внутренним давлением приводит к выдавливанию промежуточного резинового слоя и различным по направлениям осевым смещениям пера и оболочки. Это, в свою очередь, приводит к дополнительным нерасчетным напряжениям в днище композитного корпуса. Поэтому в этой зоне могут возникать поперечные напряжения значительной интенсивности в материале композитного днища, превышающие допустимые для материала значения.

3. Жесткость и толщина промежуточного резинового слоя между фланцем и пластиком днища, а также размер КПЗР существенно влияют на НДС силовых элементов полюсной области днища корпуса из ПКМ. При высокой жесткости промежуточного слоя и малом размере КПЗР они не выполняют своего предназначения – снятия механических напряжений с ТЗП в зоне законцовки пера фланца, что может привести к прогару ТЗП и днища при работе РДТТ. В этом случае перо закладного элемента оказывает давление на поверхность композита на длине своего периметра. При низкой жесткости промежуточного резинового слоя и больших размерах КПЗР увеличивается радиальное перемещение пластика днища относительно пера фланца, из-за чего увеличиваются кольцевые напряжения пластика в зоне полюсного отверстия, уменьшается зона контакта днища с пером фланца, увеличивается контактное напряжения между ними, а само контактное давление смещается к периферии пера фланца. Интересные решения этой проблемы приведены в ряде патентов, например, [19 – 21]. Так предлагаемые патентные решения требуют введения нескольких дополнительных технологических операций изготовления изделия, но не приводят к существенному усложнению конструкции и не увеличивают ее массу. При этом наружная поверхность пера закладного элемента во всех приведенных в патентах вариантах конструкции выполняется эквидистантно внутренней поверхности силовой оболочки, перо выполняется удлиненным и имеет незначительную толщину. Это приводит к снижению жесткости конструкции закладного элемента и улучшает работу узла под действием больших нагрузок, возникающих при действии внутреннего давления.

4. Наличие дополнительного момента, приложенного к закладному элементу, обуславливает изгибные напряжения в сопловом днище. Эта проблема также хорошо известна и разработано достаточное количе-

ство ее решений [8, 9]. Одним из направлений совершенствования конструкции может явиться применение утолщенного сопла [2, 3]. Такая конструкция двигателя имеет целый ряд преимуществ как тактико-технического, так и технологического и эксплуатационного характера. В заявке на патент [22] указывается, что при определенном подборе геометрических размеров, момент, приложенный к закладному элементу, можно свести практически к нулю. Существует также вариант мероприятий по изменению конфигурации устройства, закрывающего полюсные отверстия либо при компоновке изделия в целом, либо в процессе испытаний [23]. Известны также конструкции, представляющие собой шарнирное закрепление закладного элемента, что сводит на нет крутильный момент – патент [24], однако такая конструкция достаточно сложна при изготовлении.

5. Необходимость использования при испытаниях разгрузочного устройства заднего днища корпуса, которое по своим жесткостным параметрам не соответствует жесткости штатного сопла, приводит к различному характеру деформаций композитного днища и металлической конструкции. При определенном соотношении их величин может наступить разрушение конструкции. Кольцевой срез или отрыв неметаллического днища в районе внешнего диаметра закладного элемента или отрыв его от неметаллической оболочки могут происходить из-за недостаточной прочности неметаллической оболочки и промежуточного слоя при большой жесткости закладного элемента.

Список использованных источников

1. Твердопаливні ракетні двигуни. Матеріали і технології [Текст]: підруч. / Ф.П. Санін, Л.Д. Кучма, Є.О. Джур, А.Ф. Санін. – Д.: ДНУ, 1999. – 320 с.
2. Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе [Текст] / под ред. Л.Н. Лаврова. – М.: Машиностроение, 1993. – 215 с.
3. Исследование характеристик и параметров двигателей твердого топлива [Текст] / И.М. Приходько, В.В. Специвцев, Р.В. Атаманчук, И.Б. Лысенко и др. – Х.: ХАИ, 1996. – 32 с.
4. Комков, М.А. Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражений [Текст] / М.А. Комков, В.А. Тарасов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. – 431 с.
5. Воробей, В.В. Основы технологии и проектирование корпусов ракетных двигателей [Текст] / В.В. Воробей, В.Б. Маркин – Новосибирск: Наука, 2003. – 164 с.
6. Технология изготовления и испытания органопластиковой оболочки комбинированного баллона высокого давления для ракеты-носителя [Текст] / А.М. Потапов, В.А. Коваленко, Л.П. Малый, А.В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (75).– Х., 2013. – С. 13 – 21.

7. Исследование характеристик и параметров воспламенительного устройства двигателей твердого топлива [Текст] / И.М. Приходько, Р.В. Атаманчук, Л.Ф. Яльницкий, В.А. Бородавка. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2005. – 19 с.

8. Прочность ракетных конструкций [Текст] / В.И. Моссаковский, А.Г.Макаренков, П.И. Никитин и др; под ред. В.И. Моссаковского. – М.: Высшая школа, 1990. – 359 с.

9. Гузь, А.Н. Прочность конструкции РДТТ [Текст] / А.Н. Гузь, А.Г. Макаренков, И.С. Чернышенко. – М.: Машиностроение, 1980. – 244 с.

10. Коваленко, В.А. Исследование путей повышения степени реализации исходной прочности арамидных органонаполнителей в конструкции корпусов типа «Кокон»: дис. ... канд. техн. наук: 05.02.01 [Текст] / Коваленко Виктор Александрович. – Днепропетровск, 1992. – 191 с.

11. Лозовицкий, І.Б. Розробка ефективної методики обчислювального експерименту оцінки несучої здатності на етапі відпрацювання вагової досконалості елементів конструкцій великогабаритних РДТП: автореф. дис... канд. техн. наук: 05.07.03 [Текст] / Ігор Броніславович Лозовицкий. – Х., 1999. – 18 с.

12. Кузьменко, Н.П. О проектировании фланцевых соединений в сосудах высокого давления из композиционного материала [Текст] / Н.П. Кузьменко, Г.В. Рябов, А.Т. Скочко // Техн. механика. – 2008. – № 1. – С. 140 – 145.

13. Лозовицкий, И.Б. Исследование напряженно-деформированного состояния различных конструкций арматур переднего люка корпуса РДТТ [Текст] / И.Б. Лозовицкий // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: темат. сб. научн. трудов Харьковского авиационного института им. Н.Е. Жуковского. – Х., 1998. – Вып. 10. – С. 84 – 93.

14. Лозовицкий, И.Б. Разработка вычислительной программы решения задачи контактного взаимодействия комбинированных соединений РДТТ [Текст] / И.Б. Лозовицкий // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: темат. сб. научн. трудов Харьковского авиационного института им. Н.Е. Жуковского. – Х., 1998. – Вып. 10. – С.94 – 99.

15. Методология разработки эффективных конструктивно-технологических решений композитных агрегатов ракетно-космической техники [Текст]: моногр. в 2 т. Т. 2. Синтез параметров композитных агрегатов ракетно-космической техники при разнородном нагружении / А.В. Гайдачук, В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко, В.В. Кириченко, А.М. Потапов; под. ред. А.В. Гайдачука. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2015. – 250 с.

16. Математическое моделирование и исследование прочности силовых элементов конструкций космических летательных аппаратов [Текст] / Д.В. Акимов, В.З Грищак, С.И. Гоменюк, Д.В. Клименко и др. // Вісник Запорізького національного університету. – Вып. 3. – Запорожье, 2015. – С. 6 – 13.

17. Таран О.А. Математическое моделирование механического состояния арматуры переднего днища корпуса из композиционных материалов [Текст] / О.А. Таран, В.Н. Харченко, Д.В. Клименко // XVI міжнар. молод. наук.-практ. конф. «Людина і космос». збірник тез. 9-11 квітня 2014р., м. Дніпропетровськ. – Дніпропетровськ: НЦАОМ, 2014. –С. 248.

18. Лозовицкий, И.Б. Исследование чувствительности параметров состояния конструкции арматуры соплового люка корпуса РДТТ [Текст] / И.Б. Лозовицкий // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: темат. сб. научн. трудов Харьковского авиационного института им. Н.Е. Жуковского. – Х., 1998. – Вып. 11. – С. 59 – 69.

19. Пат. 2174619 Российская Федерация. Корпус ракетного двигателя твердого топлива типа «кокон»/ Герасев В.И., Калашников В.И., Карманов В.П. и др.; Заявитель и патентообладатель Федеральный Центр Двойных Технологий "Союз", Государственное предприятие ПО "Авангард". - <http://www.findpatent.ru/patent/217/2174619.html>.

20. Пат. 2238421 Российская Федерация. Корпус для высокого давления из композиционных материалов (варианты) / Барынин В.А., Любохинер В.И. , Ефимов А.И. и др.; Заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество "Центральный научно- исследовательский институт специального машиностроения" - <http://www.findpatent.ru/patent/223/2238421.html>

21. Пат. 2244146 Российская Федерация. Корпус РДТТ / Зыков Г.А., Нельзин Ю.Б., Каримов В.З. и др.; Заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество Научно-производственное объединение "Искра" - <http://www.findpatent.ru/patent/224/2244146.html>.

22. Заявка на пат. 2002121818/06 Российская Федерация. Емкость из композиционного материала / Соколовский М.И., Каримов В.З., Кремлев А.Н. и др.; Заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество Научно-производственное объединение "Искра" - <http://bd.patent.su/2237000-2237999/pat/servlet/servlet36c4.html>.

23. Пат. 2246062 Российская Федерация. Емкость из композиционного материала / Зыков Г.А., Кремлев А.Н., Каримов В.З. и др.; Заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество Научно-производственное объединение "Искра" - <http://www.findpatent.ru/patent/224/2246062.html>.

24. Пат. 2438066 Российская Федерация. Емкость из композиционного материала / Лянгузов С.В., Огнев С.В.; Заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество Научно-производственное объединение "Искра" - <http://www.findpatent.ru/patent/243/2438066.html>.

Поступила в редакцию 15.03.2016.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*