

Научная статья

УДК 539.3:678

DOI: 10.17072/1993-0550-2026-2-59-74

<https://elibrary.ru/mmrbqo>

Моделирование механических свойств элементов надувных космических антенн из эпоксидного препрега

Олег Константинович Гаришин¹, Александр Геннадьевич Пелевин²¹Институт механики сплошных сред УрО РАН, Пермь, Россия¹gar@icmm.ru²Пермский государственный научный исследовательский университет, Пермь, Россия²smile3k@yandex.ru

Аннотация. Предложена методика вычисления эффективных упругих свойств тканевых композитов из отвержденных эпоксидных препрегов с комплексным учетом особенностей неоднородности структуры таких композитных систем (механические свойства нитей ткани и эпоксидного связующего, геометрия нитей, тип плетения ткани, концентрация связующего). Она основана на использовании конечно-элементного пакета ANSYS и специализированного программного модуля "ANSYS material designer". Этот модуль позволяет строить сложные трехмерные конечно-элементные сетки для задаваемых расчетчиком различных тканевых плетений, используя комбинации из простых блоков и автоматически вычислять соответствующие эффективные механические константы таких материалов (линейно упругие). Надежность данного подхода проверена на решении трех тестовых краевых задач об изгибе консольной балки в виде тонкой пластины: 1) 3D балка из препрега как композитного материала со всеми особенностями его внутреннего строения; 2) 3D балка из однородного анизотропного материала с эффективными механическими характеристиками, рассчитанными для препрега предлагаемой методике материала; 3) 2D балка в виде анизотропной оболочки с теми же упругими характеристиками, что и для второго варианта. Расхождение по изгибу для всех вариантов составило меньше одного процента. Также проведен расчет изгиба трубчатой стойки надувной антенны эпоксидного препрега, предназначенной для искусственного наноспутника Земли из эпоксидного препрега и проведено сравнение ее массы относительно аналогичной трубы из алюминия, обладающей такими же "изгибными" характеристиками. Сравнение показало, что выигрыш по массе при использовании препрега может составлять примерно 20%.

Ключевые слова: эпоксидные препреги; структура препрегов; эффективные механические характеристики препрега; изгиб трубы из препрега; надувные космические антенны; механическая анизотропия, упругость; метод конечных элементов.

Для цитирования: Гаришин О. К., Пелевин А. Г. Моделирование механических свойств элементов надувных космических антенн из эпоксидного препрега // Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика. 2026. № 2(73). С. 59–74. DOI: 10.17072/1993-0550-2026-2-59-74. <https://elibrary.ru/mmrbqo>.



© Гаришин О. К., Пелевин А. Г., 2026

Лицензировано по CC BY 4.0. Чтобы посмотреть копию этой лицензии, посетите <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Благодарности: работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 126020916885-8).

Статья поступила в редакцию 02.03.2026; одобрена после рецензирования 30.05.2026; принята к публикации 10.06.2026.

Research article

Modeling the Mechanical Properties of Inflatable Space Antenna Elements Made of Epoxy Prepreg

Oleg K. Garishin¹, Alexander G. Pelevin²

¹Institute of Continuous Media Mechanics, Perm, Russia

¹gar@icmm.ru

²Perm State University, Perm, Russia

²smile3k@yandex.ru

Abstract. A method for calculating the epoxy prepregs effective elastic properties, taking into account the inner structure of such composite systems (mechanical properties of fabric threads and epoxy binder, thread geometry, fabric weaving type, binder concentration) is proposed. It is based on the use of ANSYS finite element package and the specialized software module "ANSYS Material Designer." This module allows for the creation of complex 3D finite element meshes for various fabric weaves, using a combination of some simple standard blocks and automatically calculates the corresponding mechanical constants of such materials (linear elasticity). The reliability of this approach was verified by solving three test boundary value problems on the bending of a cantilever beam in the form of a thin plate: 1) 3D beam made of prepreg as a composite material with all the features of its internal structure; 2) a 3D beam made of a homogeneous anisotropic material with effective mechanical characteristics calculated for the prepreg using the proposed material method; 3) 2D beam in the form of an anisotropic shell with the same elastic characteristics as for the second case. The boundary value problem of bending of a tubular strut for inflatable antenna made of epoxy prepreg, intended for an artificial Earth nanosatellite was also solved, and prepreg strut mass was compared with a similar aluminum tube having the same bending characteristics. The comparison showed that the mass reduction could be approximately 20% in case of prepreg using.

Keywords: *epoxy prepregs; prepreg structure; effective mechanical properties of prepreg; bending of prepreg tube; inflatable space antennas; mechanical anisotropy, elasticity; finite element method.*

For citation: Garishin, O. K. and Pelevin, A. G. (2026), "Modeling the Mechanical Properties of Inflatable Space Antenna Elements Made of Epoxy Prepreg", *Bulletin of Perm University. Mathematics. Mechanics. Computer Science*, no 2(73), pp. 59–74, DOI: 10.17072/1993-0550-2026-2-59-74, <https://elibrary.ru/mmrbqo>.

Acknowledgments: the work was carried out within the framework of the state task of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (no 126020916885-8).

The article was submitted 02.03.2026; approved after reviewing 30.05.2026; accepted for publication 10.06.2026.

Введение

Одной из основных проблем, связанных с работой орбитальных космических аппаратов, является связь с Землей, то есть возможность обмениваться информацией с наземными приемно-передающими устройствами по надежным устойчивым каналам и с минимальными возможными искажениями. Антенны, способные удовлетворить этим усло-

виям, должны быть хотя и легкими, но достаточно крупными конструкциями, которые могут значительно превышать габаритные размеры полезного объема космического корабля. Поэтому при запуске на орбиту они должны находиться в сложенном компактном состоянии и разворачиваться до своих рабочих размеров уже в космосе.

На сегодняшний день разработано огромное количество самых разнообразных вариантов таких складных антенн [1, 2]. Чаще всего они имеют вид каркасов из шарнирно соединенных стержней и вант (иногда с натянутыми между ними тонкими и гибкими отражающими металлизированными пленками – зонтичные конструкции [3–7]. Раскрываться они могут как под действием механических сил (предварительно сжатые пружины, инерциальные силы от вращения конструкции, и т.д.) [8–10], так и за счет наддува (то есть избыточного давления внутри полых конструктивных элементов) [11–13].

Если для пилотируемых кораблей и обычных космических спутников земли (ИСЗ) вполне подходят все эти варианты, то в случае наноспутников наиболее приемлемым решением является использование надувных антенн, так как для их развертывания требуется наименьшая масса сопутствующего оборудования. Наноспутники (кубсаты) это сверхмалые ИСЗ (предельная масса редко превышает десятки килограмм), летающие, как правило, на низких околоземных орбитах. В настоящее время это одно из самых быстро развивающихся направлений беспилотной космонавтики. Они обходятся намного проще и дешевле обычных полноразмерных спутников, как по конструкции, так и по способу запуска. Одна ракета может доставить на низкую земную орбиту (от 100 км и выше) контейнер, содержащий десятки таких спутников. Также их можно запускать в космос в качестве попутного груза на традиционных больших космических кораблях.

Первые работы по созданию надувных антенн для наноспутников начали разрабатывать еще в начале нашего века, и с тех пор в этом направлении были достигнуты значительные успехи [14–20]. Кроме того, в настоящее время ведутся интенсивные исследования по разработке не только антенн, но и других габаритных надувных конструкций, которые доставляются на орбиту в сложенном компактном виде и затем разворачиваются до своего рабочего состояния в космосе за счет внутреннего наддува [21, 22, 23], то есть направление космонавтики имеет большие и многообещающие перспективы.

Одной из главных проблем надувных систем является сложность в обеспечении герметичности системы при столкновении с пылевыми космическими частицами, а также отходами от человеческой деятельности [24] особенно на низких околоземных орбитах. Так, по данным NASA, на всех высотах околоземного пространства (сфера до 380 000 км) находится около 130 миллионов объектов размером от 1 до 10 мм, причем на низких околоземных орбитах (от 160 до 2000 км) их количество оценивается до 20 миллионов. Кроме того, так как оболочки надувных конструкций из-за ограничений по весу не могут иметь достаточную толщину, то через них неизбежно происходит (пусть и медленная) диффузия газа и соответственно падает внутреннее давление.

Одним из возможных вариантов решения этой проблемы может служить использование эпоксидных препрегов (тканевый материал, пропитанный эпоксидной смолой) в качестве оболочки [22, 25, 26]. В этом случае надувная оболочка антенны после развертывания в космосе в дальнейшем сохраняет свою форму за счет отверждения эпоксидной смолы в препреге, после чего вероятность потери работоспособности такой конструкции от повреждения мелкими космическими частицами станет намного ниже. Основная проблема в этом случае состоит в сохранении баланса между массой изготовленных из препрега элементов антенны и ее общей прочностью. Эти элементы, по сути, являются тонкостенными конструкциями, в которых толщина стенки во много раз меньше, чем габариты изделия – иначе будет невозможно произвести их развертывание на орбите. Проведение соответствующих натурных экспериментов в космосе слишком дорого и нерационально. В данном исследовании сделана попытка теоретически оценить зависимости

между габаритными размерами элементов антенны для наноспутника с учетом механических свойств препрега и их несущей способностью в сравнении с аналогичными деталями из металла (алюминий).

Материалы и эффективные механические свойства препрега

Эпоксидные препреги, используемые при изготовлении элементов конструкции антенн для космических летательных аппаратов, относятся к классу тканевых композитов, которые в настоящее время широко применяются в современной промышленности (и не только в космической). Поэтому теоретические и экспериментальные исследования их физико-механических свойств – это важная и актуальная задача [27–31]. Рассматриваемые в данном исследовании композиты состоят тканевого материала (наполнитель), пропитанного эпоксидной смолой (связующее). Эти материалы приобретают необходимую эксплуатационную жесткость только после отверждения эпоксиды. Таким образом изделия из них можно выводить в космос в компактном сложенном виде и разворачивать до рабочего отвержденного состояния уже на орбите [32]. Далее при расчетах под препрегом мы будем понимать тканевый композит с уже отвержденной эпоксидной смолой.

С точки зрения механики это анизотропные композитные материалы, свойства которых в плоскости тканевой основы и перпендикулярно к ней могут различаться в десятки и более раз.

В данной работе было принято, что ткань препрега имеет полотняное плетение и состоит из углеродных волокон, свойства которых соответствуют нитям из ткани Twill 2/2 (производство ООО Препрег-СКМ, Дубна). Это наиболее простой тип плетения, когда нити перекрывают друг друга через одну [33], в результате чего механические характеристики ткани наиболее близки к трансверсально изотропному случаю.

Сами углеродные нити имеют уплощенный эллиптический профиль в поперечном сечении с размерами примерно $(1.3–1.6) \times (0.08–1.2)$ мм. Это трансверсально изотропный линейно упругий материал, причем жесткость вдоль оси нити (x_1) на порядок выше, чем в поперечном сечении (оси x_2 и x_3). Значения их механических характеристик представлены в табл. 1 (E_i – модули Юнга, ν_{ij} – коэффициенты Пуассона, G_{ij} – модули сдвига, $i=1, 2, 3$).

Таблица 1. Механические свойства анизотропной углеродной нити препрега

Механические характеристики	Размерность	Углеродная нить
Плотность тканевой нити ρ_t	кг/м ³	1800
E_1 (в направлении оси нити)	МПа	$230 \cdot 10^3$
$E_2=E_3$ (в поперечных направлениях)	МПа	$23 \cdot 10^3$
$\nu_{12} = \nu_{13}$	-	0.20
ν_{23}	-	0.40
$G_{12}=G_{13}$	МПа	$9 \cdot 10^3$
G_{23}	МПа	$8 \cdot 10^3$

При описании свойств связующего использовали механические характеристики эпоксидной смолы ВСТ-1208 (производство НИЦ "Курчатовский институт" – ВИАМ). Его механические свойства представлены в табл. 2.

Таблица 2. Механические свойства эпоксиды ВСТ-1208 в отвержденном состоянии

Механические характеристики	Размерность	Эпоксид
Плотность эпоксиды ρ_ε	кг/м ³	1160.00
Модуль Юнга E_ε	МПа	3780.00
Коэффициент Пуассона ν_ε	-	0.35

Она имеет однокомпонентный состав (то есть отвердитель добавлен в материал) и отличается стабильностью своих физико-механических характеристик при низких температурах, то есть в охлажденном состоянии способна длительное время находиться в мягком, неотвержденном состоянии (до нескольких месяцев) [34]. Реакция отверждения происходит уже на околоземной орбите по действием солнечного облучения [35]. В отвержденном состоянии это изотропный линейно упругий материал.

Если (как в нашем случае) одним из основных требований к препрегу является повышенная эксплуатационная жесткость в отвержденном состоянии, то оптимальными являются наиболее простые двумерные плетения (полотняное, саржевое и т.д.). В этих тканях нити имеют наименьшие локальные изгибы при взаимном переплетении и, соответственно, при деформировании такого материала они практически сразу начинают работать на собственное растяжение, минимизируя деформацию, связанную с их выпрямлением (то есть "выбиранием слабины от изгиба"). Поэтому расчет эффективных механических свойств эпоксидного препрега проводили на ячейке периодичности, состоящей из 4×4 углеродных нитей (полотняное плетение), помещенных в эпоксидную смолу (рис. 1).

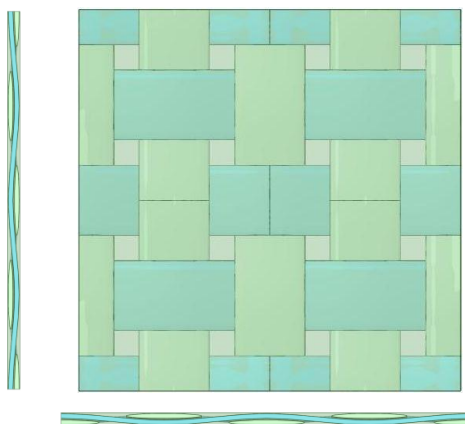


Рис. 1. Расчетная схема ячейки периодичности эпоксидного препрега (4×4 углеродных нитей)

Ячейка имела габариты $8 \text{ мм} \times 8 \text{ мм} \times 0.26 \text{ мм}$. Размеры поперечного сечения нитей брали равными $1.410 \times 0.092 \text{ мм}$, толщина прослоек между ними составляла 0.04 мм . Объемная концентрация эпоксидного связующего (матрицы) φ_3 для такой конструкции получилась равной 60.7% (соответственно, для ткани $\varphi_T = 1 - \varphi_3 = 39.3\%$). Плотность препрега (ρ) вычисляли по формуле $\rho = \rho_T \varphi_T + \rho_3 \varphi_3$.

Все краевые задачи в данной работе решали численно в трехмерной постановке с использованием конечно-элементного пакета ANSYS (License No 1064623 ANSYS Academic Research Mechanical and CFD for ICM UB RAS), причем расчет эффективных упругих свойств эпоксидного препрега проводился с помощью специализированного программного модуля "ANSYS material designer". Этот модуль позволяет строить сложные трехмерные конечно-элементные сетки для задаваемых расчетчиком различных тканевых плетений, используя комбинации из простых блоков и автоматически вычислять соответствующие эффективные механические константы таких материалов (линейно упругие). При этом нет ограничений на количество слоев ткани в композите, то есть с его помощью можно рассчитывать и однослойные конструкции (как в нашем случае).

Значения эффективных механических характеристик препрега даны в табл. 3 (x – направление вдоль оси нитей основы тканевого плетения, y – в поперечном направлении в плоскости ткани (вдоль нитей утка), z – перпендикулярно к плоскости ткани). E_x , E_y , E_z – модули Юнга; ν_{xy} , ν_{xz} , ν_{yz} – коэффициенты Пуассона; G_x , G_y , G_z – модули сдвига.

Кроме того, аналогичные расчеты были проведены на уменьшенной ячейке периодичности размером 2×2 углеродных нитей. Результаты различались в диапазоне примерно от 1 до 3%, что говорит об их достаточно высокой достоверности.

Для плотняного плетения (из-за его симметрии) свойства ткани вдоль основы и вдоль утка должны быть одинаковы, что и показали полученные результаты – $E_x = E_y \neq E_z$. Так как приведенные в статье исследования носят оценочный приближенный характер, то было принято что допущение, что такой препрег можно описать как трансверсально изотропный материал ($E_x = E_y \neq E_z$).

Таблица 3. Механические свойства эпоксидного препрега в отвержденном состоянии

Механические характеристики	Размерность	Эпоксидный препрег
Плотность ρ	кг/м ³	1411
$E_x = E_y$	МПа	45283
E_z	МПа	5645
$\nu_{xz} = \nu_{yz}$	-	0.421
ν_{xy}	-	0.141
$G_{xz} = G_{yz}$	МПа	965
G_{xy}	МПа	3658

Для того чтобы выбрать оптимальную модель для расчетов по деформированию трубчатых элементов надувной антенны из эпоксидного препрега были проведены следующие тестовые расчеты. Исследовалось несколько различных конечно-элементных решений краевой задачи по изгибу линейно упругой консольной балки (жесткая заделка с левой стороны и сосредоточенная вертикальная сила F на свободном правом конце). Балка представляла собой горизонтально расположенную пластину длиной $l = 16$ мм, шириной $b = 4$ мм и толщиной (высотой) $h = 0.26$ мм. Величину изгиба пластины определяли в виде смещения крайней точки свободного конца как в абсолютном (u , мм), так и в относительном (u/l , %) выражении. В итоге были получены решения для трех следующих вариантов, наиболее приемлемых по точности совпадения результатов:

1) Трехмерная балка из препрега рассматривалась как структурно неоднородный композитный материал с учетом всех особенностей плетения ткани (она показана на рис. 2). Она состояла из четырех последовательно расположенных квадратных ячеек периодичности: то есть это две нити вдоль (полная и две половинки) и 8 поперек (7 полных и 2 половинки). Для нитей ткани использовались конечные элементы в виде анизотропных параллелепипедов (с механическими характеристиками из табл. 1), а для эпоксидного связующего – изотропные тетраэдры типа solid, свойства которых задавались в соответствии с табл. 2.

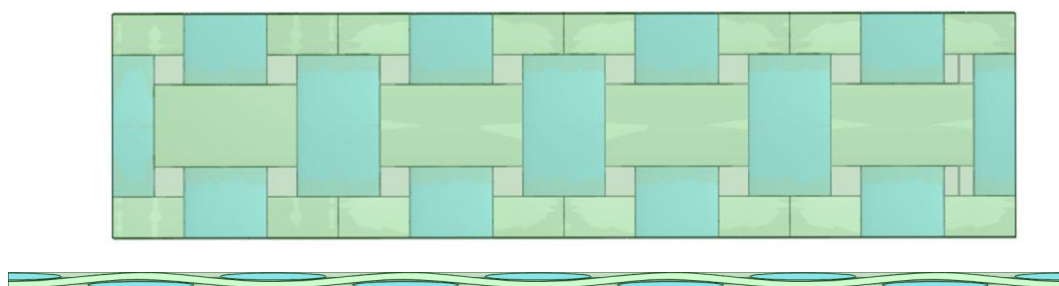


Рис. 2. Балка из эпоксидного препрега на основе углеродной ткани плотняного плетения

2) Трехмерная балка из однородного трансверсально изотропного (в плоскости ткани) материала. Конечно-элементная сетка состояла только из анизотропных параллеле-

лепипедов со свойствами, которые соответствовали эффективным механическим характеристикам препрега (см. табл. 3).

3) Двумерная балка из анизотропных четырехугольных оболочных конечных элементов типа *surface* (анизотропные механические характеристики также брали из табл. 3).

Полученные результаты представлены в табл. 4. Сосредоточенная сила F на свободном конце балки равнялась 1 ньютону.

Таблица 4. Сравнение изгибов для консольной плоской балки из эпоксидного препрега

	Тип балки	u , мм	u/l , %	Количество конечных элементов
1	3D пластина из эпоксидного препрега (учет структуры в явном виде)	4.81	30.06%	196746
2	3D балка из однородного анизотропного материала	4.91	30.69%	256
3	2D балка из однородной анизотропной оболочки	4.91	30.69%	256

Расчеты показали, что для этих вариантов относительное расхождение по прогибу свободного конца балки было меньше одного процента (примерно 0.6%), что можно считать вполне удовлетворительным результатом. В дальнейших исследованиях при моделировании изгиба трубы из препрега (стойка надувной антенны наноспутника) использовали 2D сетку из оболочечных анизотропных элементов как наиболее скоростной и наименее затратный с точки зрения компьютерных ресурсов вариант.

Расчет элемента конструкции надувной космической антенны (стойки)

На сегодняшний день на практике разработано огромное количество самых разнообразных видов антенн для космических аппаратов, которые разворачиваются в свое рабочее состояние после их вывода на земную орбиту (см., например, [14–23] из введения). В нашем случае основная цель расчетов состояла в том, чтобы на основе описанной выше методики определения эффективных механических свойств эпоксидных препрегов провести сравнительную оценку жесткости изготовленных из них элементов конструкции надувной такой антенны. Поэтому в качестве объекта исследований была выбрана наиболее простая деталь космической антенны в виде полый трубчатой стойки из эпоксидного препрега, соединяющей зеркало рефлектора с наноспутником. Одна из наиболее типичных схем такой антенны для наноспутника описана в работе [20]. Она показана на рис. 3.

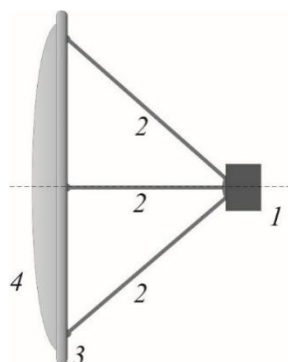


Рис. 3. Типичная схема надувной антенны для наноспутника: 1 – наноспутник; 2 – три трубчатые стойки, расположенные на надувном кольце рефлектора с шагом 120° по окружности; 3 – торообразное надувное кольцо рефлектора; 4 – рефлектор антенны

В работе [22] приводятся типичные геометрические размеры стойки для рефлектора антенны космического спутника, которые и были взяты за основу: длина L_s варьировалась от 1000 до 3000 мм; диаметр $D_s=150$ мм; толщина трубы $H_s = 0.26$ мм (D_s и H_s неварьируемые размеры).

Для сравнительной оценки изгибной жесткости такой стойки было решено несколько вариантов краевой конечно-элементной задачи о деформировании такой трубчатой стойки в виде анизотропной оболочки с механическими характеристиками из табл. 3, соответствующими эпоксидному препрегу в отвержденном состоянии. Труба располагалась горизонтально. Слева была консольная заделка, а справа на торце трубы имела заглушка в виде абсолютно жесткого диска, к центру которого прикладывалась вертикальная сосредоточенная сила F_s . Изгиб трубы определяли по вертикальному смещению центра торцевого диска заглушки как в абсолютном (u_s , мм), так и в относительном (u_s/L_s , %) выражении. Расчетная схема показана на рис. 4.

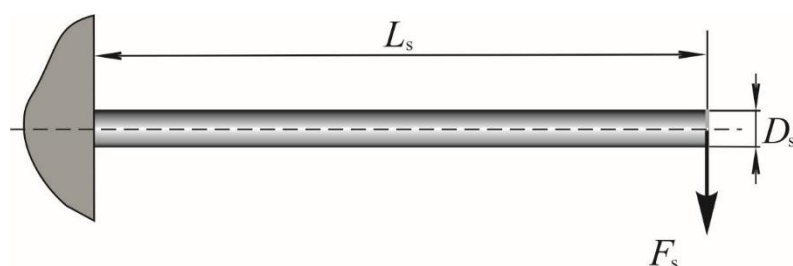


Рис. 3. Расчетная схема для краевой задачи об изгибе трубчатой стойки надувной антенны из эпоксидного препрега

Кроме того, была просчитана аналогичная краевая задача, но для трубы из авиационного алюминия марки 6061-Т6. Этот (изотропный по своим механическим свойствам) материал широко применяется в авиационной и космической промышленности. Его основные характеристики представлены в табл. 5.

Таблица 5. Механические свойства алюминиевого сплава 6061-Т6

Механические свойства	Размерность	Алюминий
Плотность ρ_{al}	кг/м ³	2770
Модуль Юнга E_{al}	МПа	71000
Модуль сдвига G_{al}	МПа	26692
Коэффициент Пуассона ν_{al}		0.33

На базе этих решение было приведено сравнение масс равных по длине и внешнему диаметру труб из эпоксидного препрега и алюминия, которые давали бы один и тот же изгиб u_s при одинаковой внешней нагрузке. Выполнение этого условия достигалось за счет соответствующего подбора толщины стенки алюминиевой трубы H_{al} . Итоговые результаты представлены в табл. 6 ($M_{эп}$ и M_{al} – массы труб из эпоксидного препрега и алюминия).

Таблица 6. Сравнение изгиба трубчатых стоек из эпоксидного препрега и алюминия

L_s , мм	u_s , мм	u_s/L_s , %	F , Н	H_{al} , мм	H_{al}/H_s	$M_{эп}$, кг	M_{al} , кг	$M_{эп}/M_{al}$, %
1000	50	5	1750	0.140	0.560	0.172	0.189	91.00
1500	75	5	900	0.148	0.592	0.255	0.297	85.86
2000	100	5	525	0.154	0.616	0.338	0.409	82.64
2500	125	5	345	0.155	0.620	0.421	0.513	82.07
3000	150	5	240	0.156	0.624	0.504	0.618	81.56

Зависимость $M_{\text{эп}}/M_{\text{ал}}$, характеризующая относительный выигрыш в массе при использовании эпоксидного препрега, показана на рис. 5. На графике видно, что при достаточной большой относительной длине (в нашем случае, когда L_s больше D_s в 10 и более раз) он составляет примерно 20 %.

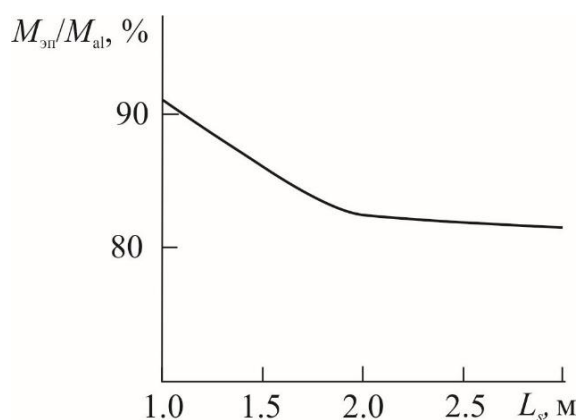


Рис. 5. Зависимость отношения масс, дающих одинаковый изгиб труб из эпоксидного препрега и алюминия от длины трубы

Заключение

Представленный в работе подход позволяет провести оценку механических свойств эпоксидных препрегов с комплексным учетом особенностей неоднородности структуры таких композитных систем (механические свойства нитей ткани и эпоксидного связующего, геометрия нитей, тип плетения ткани, концентрация связующего и т.д.). Полученные характеристики можно использовать в дальнейшем для расчетов механического поведения изделий из таких композитов, представляя их как однородные анизотропные материалы с соответствующими эффективными свойствами.

Одним из наиболее перспективных вариантов применения эпоксидных препрегов является их использование для производства разворачивающихся в космосе конструкций (ранее компактно уложенных в запускаемом на орбиту космическом аппарате). Поэтому, для проверки возможностей предлагаемой методики был проведен расчет изгиба стойки надувной антенны для искусственного наноспутника Земли из эпоксидного препрега и проведено сравнение ее массы относительно аналогичной конструкции из алюминия, обладающей такими же "изгибными" характеристиками. Сравнение показало, что выигрыш по массе в этом случае может составлять примерно 20%.

На сегодняшний день алюминиевые детали в антеннах именно для наноспутников практически не применяются, так как, в отличие от надувных изделий, развертывание в космосе таких металлических конструкций связано с гораздо большими техническими трудностями. Проведенные численные исследования свидетельствуют о том, что эксплуатационные свойства антенн из эпоксидного препрега могут быть как минимум не хуже чем у аналогичных металлических. В том числе и с учетом весовых характеристик, что для космических аппаратов является одним из важнейших факторов.

Таким образом, можно сделать вывод, что данный подход дает достаточно надежные результаты и его вполне можно использовать для оценочных расчетов по механическому нагружению надувных конструкций из эпоксидных препрегов.

Авторы не претендуют на фундаментальность полученных результатов. Данные расчеты носят оценочный приближенный характер. Главное, что они показывают, состоит в том, что использование эпоксидных тканевых композитов в космических аппаратах вполне оправдано и перспективно.

Список источников

1. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 1) // Вестник СГАУ имени академика М. Ф. Решетнева. 2007. Т. 15. С. 15–51.
2. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 2) // Вестник СГАУ имени академика М. Ф. Решетнева. 2007. Т. 16. С. 78–81.
3. Tibert A. G. Optimal design no tension truss antennas // AIAA Papers. 2003. Vol. 1. P. 1629–1638. URL: <http://doi.org/10.2514/6.2003-1629> (дата обращения: 28.02.2026).
4. Buhl T., Jensen F. V., Pellegrino S. Shape optimization of cover plates for retractable roof structures // Computers and Structures. 2004. Vol. 82. P. 1227–1236. URL: <http://doi.org/10.1016/j.compstruc.2004.02.021> (дата обращения: 28.02.2026).
5. Зимин В. Н. Моделирование динамики раскрытия космических конструкций ферменного типа // Полет. 2008. № 10. С. 42–48.
6. Зимин В. Н., Крылов А. В., Мешковский В. Е., Сдобников А. Н., Файзуллин Ф. Р., Чурилин С. А. Особенности расчета раскрытия крупногабаритных трансформируемых конструкций различных конфигураций // Наука и Образование. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электронный журнал. 2014. № 10. С. 179–191. URL: <http://doi.org/10.7463/1014.0728802> (дата обращения: 28.02.2026).
7. Ляшевский А. В., Прокопенко Е. А., Гинзбург Т. В., Головчинская Н. В. Исследование процесса раскрытия трансформируемой зонтичной антенны космического аппарата ретранслятора с учетом колебаний механической системы // Труды МАИ. 2023. № 133. С. 1–22. URL: <http://doi.org/trudymai.ru/published.php?ID=177655> (дата обращения: 28.02.2026).
8. Guest S. D., Pellegrino S. A new concept for solid surface deployable antennas // Acta Astronautica. 1996. Vol. 38. P. 103–113. URL: [http://doi.org/10.1016/0094-5765\(96\)00009-4](http://doi.org/10.1016/0094-5765(96)00009-4) (дата обращения: 28.02.2026).
9. Jensen F., Pellegrino S. Expandable structures formed by hinged plates // Fifth International Conference on Space Structures: University of Surrey, UK. 2002. P. 1–10. URL: <http://doi.org/10.1680/ss5v1.31739.0028> (дата обращения: 28.02.2026).
10. Keller P. N., Lake M. S., Codell M., Barrett D., Taylor R., Schultz R. M. Development of elastic memory composite stiffeners for a flexible precision reflector // 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, USA. 2006. P. 1–14. URL: <http://doi.org/10.2514/6.2006-2179> (дата обращения: 28.02.2026).
11. Пономарев С. В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник ТГУ. 2011. Т. 16, № 4. С. 110–119. URL: <http://vital.lib.tsu.ru/vital/access/manager/Repository/vtls:0004575022> (дата обращения: 28.02.2026).
12. Vertegaal C., Bantum M. Feasibility study of inflatable antennas as observational antenna for ultra-low frequency cubesat applications // IEEE Aerospace Conference, USA. 2020. P. 1–13. URL: <http://doi.org/10.1109/AERO47225.2020.9172668> (дата обращения: 28.02.2026).
13. Eliseeva A. Yu., Komar L. A., Kondyurin A. V. Computational modeling of the curing of a frame of an inflatable satellite antenna in near-earth orbit // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2021. Vol. 62, № 7. P. 1234–1242. URL: <http://doi.org/10.1134/S0021894421070087> (дата обращения: 28.02.2026).

14. Salama M., Kuo C. P., Lou M. Simulation of deployment dynamics of inflatable structures // *AIAA Journal*. 2000. Vol. 38, № 12. P. 2277–2283. URL: <http://doi.org/10.2514/2.896> (дата обращения: 28.02.2026).
15. Mathers N., Thompson L. Using inflatable antennas for portable satellite-based personal, communications systems // *Acta Astronautica*. 2007. Vol. 61. P. 659–663. URL: <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.11.016> (дата обращения: 28.02.2026).
16. Xu Y., Guan F. Structure design and mechanical measurement of inflatable antenna // *Acta Astronautica*. 2012. Vol. 76. P. 13–25. URL: <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.02.005> (дата обращения: 28.02.2026).
17. Schenk M., Viquerat A. D., Keith A., Seffen K. A., Simon D., Guest S. D. Review of inflatable booms for deployable space structures: packing and rigidization // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2014. Vol. 51, № 3. P. 762–778. URL: <http://doi.org/10.2514/1.A32598> (дата обращения: 28.02.2026).
18. Babuscia A., Corbin B., Knapp M., Jensen-Clem R., VandeLoo M., Seager S. Inflatable antenna for cubesats: Motivation for development and antenna design // *Acta Astronautica*. 2013. Vol. 91. P. 322–332. URL: <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.06.005> (дата обращения: 28.02.2026).
19. Babuscia A., Choi T., Cheung K.-M., Thangavelautham J., Ravichandran M., Chandra A. Inflatable antenna for cubesat: extension of the previously developed S-band design to the X-band // *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition*. 2015. P. 1–13. URL: <http://doi.org/10.2514/6.2015-4654> (дата обращения: 28.02.2026).
20. San B., Yang Q., Yin L. Stochastic and sensitivity analysis of shape error of inflatable antenna reflectors // *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 132. P. 170–176. URL: <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.12.015> (дата обращения: 28.02.2026).
21. Финченко В. С., Пичхадзе К. М., Ефанов В. В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов – прорывная технология в ракетно-космической технике / Под ред. В. А. Колмыкова, Х. Ж. Карчаева. Химки. АО "НПО Лавочкина". 2019. 488 с.
22. Демин Д. С., Кононенко П. И., Лебеденко В. И., Прилуцкий А. А., Резниченко В. И., Сидорчук Е. А., Сысоев В. К., Хмель Д. С. Концепция бортового радиолокатора на основе АФАР с использованием рефлектора с отверждаемым пневмокаркасом // *Труды МАИ*. 2021. Выпуск № 119. С. 1–31. URL: <http://doi.org/10.34759/trd-2021-119-1> (дата обращения: 28.02.2026).
23. Berthet M., Schalkwyk J., Çelik O., Sengupta D., Hein A. M., Tenorio L., Cardoso dos Santos J., Worden S. P., Mauskopf P. D., Miyazaki Y., Funaki I., Tsuji S., Piotr F., Suzuki K. Space sails for achieving major space exploration goals: Historical review and future outlook // *Progress in Aerospace Sciences*. 2024. Vol. 150. Article 101047. P. 1–52. URL: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2024.101047> (дата обращения: 28.02.2026).
24. Shareefdeen Z., Al-Najjar H. Pollution effects and management of orbital space debris // *ACS omega*. 2024. Vol. 9, № 5. P. 5127–5141. URL: <http://doi.org/10.1021/acsomega.3c06887> (дата обращения: 28.02.2026).
25. Garishin O. K., Svistkov A. L., Belyaev A. Yu., Gilev V. G. On the possibility of using epoxy preregs for carcass-inflatable nanosatellite antennas // *Materials Science Forum*. 2018. Vol. 938. P. 156–163. URL: <http://doi.org/10.4028/www.scientific.net/MSF.938.156> (дата обращения: 28.02.2026).
26. Ma X., Ning An. N., Cong Q., Bai J.-B., Wu M., Xu Y., Zhou J., Zhang D., Zhang T., Guo R., Li H., Wang Y., Zhou X., Zhu J., Jin X., Feng Y., Wu D., Liu T.-W., Yan Z., Tong W. T., Haotian Xi. H., Qilong Jia Q. Design, modeling, and manufacturing of high strain composites for space deployable structures // *Communications Engineering*. 2024.

- Vol. 3, № 1. P. 78–96. URL: <http://doi.org/10.1038/s44172-024-00223-2> (дата обращения: 28.02.2026).
27. Dixit A., Mali H. S. Modeling techniques for predicting the mechanical properties of woven-fabric textile composites: a review // *Mechanics of Composite Materials*. 2013. Vol. 49, № 1. P. 1–20. URL: <https://doi.org/10.1007/s11029-013-9316-8> (дата обращения: 28.02.2026).
28. Aisyah H. A., Paridah M. T., Sapuan S. M., Ilyas R. A., Khalina A., Nurazzi N. M., Lee S. H., Lee C. H. A comprehensive review on advanced sustainable woven natural fibre polymer composites // *Polymers*. 2021. Vol. 13, 471. P. 1–45. URL: <https://doi.org/10.3390/polym13030471> (дата обращения: 28.02.2026).
29. Пирогов Д. А., Мирошниченко Д. А., Маслов Л. Б., Карева Т. Ю., Долунц Г. В. Разработка структуры многослойной ткани и экспериментальное исследование упругих свойств композиционного материала на ее основе при разных технологиях его производства // *Технология текстильной промышленности*. 2024. Т. 409, № 1. С. 224–231. URL: http://doi.org/10.47367/0021-3497_2024_1_224 (дата обращения: 28.02.2026).
30. Chowdhury I. R., Summerscales J. Woven fabrics for composite reinforcement: a review // *J. Compos. Sci.* 2024. Vol. 280, № 8. P. 1–19. URL: <https://doi.org/10.3390/jcs8070280> (дата обращения: 28.02.2026).
31. Фарух М. А. Анализ подходов к моделированию структуры ткани для проектирования тканых гибких преград для средств индивидуальной бронезащиты // *Технологии и качество*. 2025. Т. 69, № 3. С. 12–19. URL: <https://doi.org/10.34216/2587-6147-2025-3-69-12-19> (дата обращения: 28.02.2026).
32. Елисеева А. Ю., Свистков А. Л., Кондюрин А. В. Математическая модель реакции горячего отверждения препрега // *Вестник Пермского университета. Физика*. 2017. Вып. 38 (4). С. 19–25. URL: <http://doi.org/10.17072/1994-3598-2017-4-19-25> (дата обращения: 28.02.2026).
33. Ефремов Д. Е., Толубеева Г. И. Теория переплетений. Часть 1. Главные и производные переплетения. Иваново: Ивановская государственная текстильная академия. 2007. 33 с.
34. Железняк В. Г., Чурсова Л. В. Модификация связующих и матриц на их основе с целью повышения вязкости разрушения // *Авиационные материалы и технологии*. 2014. №1. С. 47–50. URL: <http://doi.org/10.18577/2071-9140-2014-0-1-47-50> (дата обращения: 28.02.2026).
35. Фагалов А. Р., Беляев А. Ю. Моделирование стационарного теплового режима цилиндрического элемента каркаса на орбите // *Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика*. 2024. № 4 (67). С. 78–94. URL: <http://doi.org/10.17072/1993-0550-2024-4-78-94> (дата обращения: 28.02.2026).

References

1. Lopatin, A. V. and Rutkovskaya, M. A. (2007), "Obzor konstruktсий sovremennykh transformiruemykh kosmicheskikh antenn (chast' 1)" [Review of designs of modern transformable space antennas (part 1)], *Vestnik SGAU imeni akademika M. F. Reshetneva* [Bulletin of the Reshetnev Siberian State Aerospace University], vol. 15, pp. 15–51.
2. Lopatin, A. V. and Rutkovskaya, M. A. (2007), "Obzor konstruktсий sovremennykh transformiruemykh kosmicheskikh antenn (chast' 2)" [Review of designs of modern transformable space antennas (part 2)], *Vestnik SGAU imeni akademika M. F. Reshetneva* [Bulletin of the Reshetnev Siberian State Aerospace University], vol. 16, pp. 78–81.

3. Tibert, A. G. (2003), "Optimal design of tension truss antennas", *AIAA Papers*, vol. 1, pp. 1629–1638, URL: <http://doi.org/10.2514/6.2003-1629> (accessed: 28.02.2026).
4. Buhl, T., Jensen, F. V. and Pellegrino, S. (2004), "Shape optimization of cover plates for retractable roof structures", *Computers and Structures*, vol. 82, pp. 1227–1236, URL: <http://doi.org/10.1016/j.compstruc.2004.02.021> (accessed: 28.02.2026).
5. Zimin, V. N. (2008), "Modelirovanie dinamiki raskrytiya kosmicheskikh konstruktsiy fermennogo tipa" [Modeling the dynamics of deployment of truss type space structures], *Polet* [Flight], no 10, pp. 42–48.
6. Zimin, V. N., Krylov, A. V., Meshkovsky, V. E., Sdobnikov, A. N., Faizullin, F. R. and Churilin, S. A. (2014), "Osobennosti rascheta raskrytiya krupnogabaritnykh transformiruemykh konstruktsiy razlichnykh konfiguratsiy" [Features of calculating the deployment of large transformable structures of various configurations], *Nauka i Obrazovanie. MGTU im. N. E. Baumana* [Science and Education. Bauman Moscow State Technical University], no 10, pp. 179–191, URL: <http://doi.org/10.7463/1014.0728802> (accessed: 28.02.2026).
7. Lyashevsky, A. V., Prokopenko, E. A., Ginzburg, T. V. and Golovchinskaya, N. V. (2023), "Issledovanie protsessa raskrytiya transformiruemoy zontichnoy anteny kosmicheskogo apparata retranslyatora s uchetom kolebaniy mekhanicheskoy sistemy" [Study of the deployment process of a transformable umbrella antenna of a relay spacecraft considering mechanical system vibrations], *Trudy MAI* [Proceedings of the Moscow Aviation Institute], no 133, pp. 1–22, URL: <http://doi.org/trudymai.ru/published.php?ID=177655> (accessed: 28.02.2026).
8. Guest, S. D. and Pellegrino, S. (1996), "A new concept for solid surface deployable antennas", *Acta Astronautica*, vol. 38, pp. 103–113, URL: [http://doi.org/10.1016/0094-5765\(96\)00009-4](http://doi.org/10.1016/0094-5765(96)00009-4) (accessed: 28.02.2026).
9. Jensen, F. and Pellegrino, S. (2002), "Expandable structures formed by hinged plates", in *Fifth International Conference on Space Structures*. University of Surrey, UK, pp. 1–10, URL: <http://doi.org/10.1680/ss5v1.31739.0028> (accessed: 28.02.2026).
10. Keller, P. N., Lake, M. S., Codell, M., Barrett, D., Taylor, R. and Schultz, R. M. (2006), "Development of elastic memory composite stiffeners for a flexible precision reflector", in *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Newport, USA, pp. 1–14, URL: <http://doi.org/10.2514/6.2006-2179> (accessed: 28.02.2026).
11. Ponomarev, S. V. (2011), "Transformiruemye reflektory anten kosmicheskikh apparatov" [Transformable reflectors of spacecraft antennas], *Vestnik TGU* [Tomsk State University Journal], vol. 16, no 4, pp. 110–119, URL: <http://vital.lib.tsu.ru/vital/access/manager/Repository/vtls:0004575022> (accessed: 28.02.2026).
12. Vertegaal, C. and Bantum, M. (2020), "Feasibility study of inflatable antennas as observational antenna for ultra low frequency cubesat applications", in *IEEE Aerospace Conference*, USA, pp. 1–13, URL: <http://doi.org/10.1109/AERO47225.2020.9172668> (accessed: 28.02.2026).
13. Eliseeva, A. Yu., Komar, L. A. and Kondyurin, A. V. (2021), "Computational modeling of the curing of a frame of an inflatable satellite antenna in near earth orbit", *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, vol. 62, no 7, pp. 1234–1242, URL: <http://doi.org/10.1134/S0021894421070087> (accessed: 28.02.2026).
14. Salama, M., Kuo, C. P. and Lou, M. (2000), "Simulation of deployment dynamics of inflatable structures", *AIAA Journal*, vol. 38, no 12, pp. 2277–2283, URL: <http://doi.org/10.2514/2.896> (accessed: 28.02.2026).

15. Mathers, N. and Thompson, L. (2007), "Using inflatable antennas for portable satellite based personal communications systems", *Acta Astronautica*, vol. 61, pp. 659–663, URL: <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.11.016> (accessed: 28.02.2026).
16. Xu, Y. and Guan, F. (2012), "Structure design and mechanical measurement of inflatable antenna", *Acta Astronautica*, vol. 76, pp. 13–25, URL: <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.02.005> (accessed: 28.02.2026).
17. Schenk, M., Viquerat, A. D., Keith, A., Seffen, K. A., Simon, D. and Guest, S. D. (2014), "Review of inflatable booms for deployable space structures: packing and rigidization", *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 51, no 3, pp. 762–778, URL: <http://doi.org/10.2514/1.A32598> (accessed: 28.02.2026).
18. Babuscia, A., Corbin, B., Knapp, M., Jensen-Clem, R., VandeLoo, M. and Seager, S. (2013), "Inflatable antenna for cubesats: motivation for development and antenna design", *Acta Astronautica*, vol. 91, pp. 322–332, URL: <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.06.005> (accessed: 28.02.2026).
19. Babuscia, A., Choi, T., Cheung, K.-M., Thangavelautham, J., Ravichandran, M. and Chandra, A. (2015), "Inflatable antenna for cubesat: extension of the previously developed S-band design to the X-band", in *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition*, 2015, pp. 1–13, URL: <http://doi.org/10.2514/6.2015-4654> (accessed: 28.02.2026).
20. San, B., Yang, Q. and Yin, L. (2017), "Stochastic and sensitivity analysis of shape error of inflatable antenna reflectors", *Acta Astronautica*, vol. 132, pp. 170–176, URL: <http://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.12.015> (accessed: 28.02.2026).
21. Finchenko, V. S., Pichkhadze, K. M. and Efanov, V. V. (2019), *Naduynnye elementy v konstruksiyakh kosmicheskikh apparatov – proryvnaya tekhnologiya v raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Inflatable elements in spacecraft structures – a breakthrough technology in rocket and space engineering], ed. by V. A. Kolmykov, Kh. Zh. Karchaev, AO "NPO Lavochkina", Khimki, 488 p.
22. Demin, D. S., Kononenko, P. I., Lebedenko, V. I., Prilutsky, A. A., Reznichenko, V. I., Sidorchuk, E. A., Sysoev, V. K. and Khmel, D. S. (2021), "Kontseptsiya bortovogo radiolokatora na osnove AFAR s ispol'zovaniem reflektora s otverzhdaemym pnevmokarkasom" [Concept of an onboard radar based on AFAR using a reflector with a curable pneumatic frame], *Trudy MAI* [Proceedings of the Moscow Aviation Institute], no 119, pp. 1–31, URL: <http://doi.org/10.34759/trd-2021-119-1> (accessed: 28.02.2026).
23. Berthet, M., Schalkwyk, J., Çelik, O., Sengupta, D., Hein, A. M., Tenorio, L., Cardoso dos Santos, J., Worden, S. P., Mauskopf, P. D., Miyazaki, Y., Funaki, I., Tsuji, S., Piotr, F. and Suzuki, K. (2024), "Space sails for achieving major space exploration goals: historical review and future outlook", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 150, article 101047, pp. 1–52, URL: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2024.101047> (accessed: 28.02.2026).
24. Shareefdeen, Z. and Al-Najjar, H. (2024), "Pollution effects and management of orbital space debris", *ACS Omega*, vol. 9, no 5, pp. 5127–5141, URL: <http://doi.org/10.1021/acsomega.3c06887> (accessed: 28.02.2026).
25. Garishin, O. K., Svistkov, A. L., Belyaev, A. Yu. and Gilev, V. G. (2018), "On the possibility of using epoxy prepregs for carcass-inflatable nanosatellite antennas", *Materials Science Forum*, vol. 938, pp. 156–163, URL: <http://doi.org/10.4028/www.scientific.net/MSF.938.156> (accessed: 28.02.2026).
26. Ma, X., Ning, An N., Cong, Q., Bai, J.-B., Wu, M., Xu, Y., Zhou, J., Zhang, D., Zhang, T., Guo, R., Li, H., Wang, Y., Zhou, X., Zhu, J., Jin, X., Feng, Y., Wu, D., Liu, T.-W., Yan, Z., Tong, W. T., Haotian, Xi H., Qilong, Jia Q. (2024), "Design, modeling, and manufacturing of high strain composites for space deployable structures", *Communica-*

- tions Engineering, vol. 3, no 1, pp. 78–96, URL: <http://doi.org/10.1038/s44172-024-00223-2> (accessed: 28.02.2026).
27. Dixit, A. and Mali, H. S. (2013), "Modeling techniques for predicting the mechanical properties of woven-fabric textile composites: a review", *Mechanics of Composite Materials*, vol. 49, no 1, pp. 1–20, URL: <https://doi.org/10.1007/s11029-013-9316-8> (accessed: 28.02.2026).
28. Aisyah, H. A., Paridah, M. T., Sapuan, S. M., Ilyas, R. A., Khalina, A., Nurazzi, N. M., Lee, S. H. and Lee, C. H. (2021), "A comprehensive review on advanced sustainable woven natural fibre polymer composites", *Polymers*, vol. 13, article 471, pp. 1–45, URL: <https://doi.org/10.3390/polym13030471> (accessed: 28.02.2026).
29. Pirogov, D. A., Miroshnichenko, D. A., Maslov, L. B., Kareva, T. Yu. and Dolunts, G. V. (2024), "Razrabotka struktury mnogosloynnoy tkani i eksperimental'noe issledovanie uprugikh svoystv kompozitsionnogo materiala na ee osnove pri raznykh tekhnologiyakh ego proizvodstva" [Development of the structure of multilayer fabric and experimental study of the elastic properties of the composite material based on it under different production technologies], *Tekhnologiya tekstil'noy promyshlennosti* [Technology of Textile Industry], vol. 409, no 1, pp. 224–231, URL: http://doi.org/10.47367/0021-3497_2024_1_224 (accessed: 28.02.2026).
30. Chowdhury, I. R. and Summerscales, J. (2024), "Woven fabrics for composite reinforcement: a review", *Journal of Composite Science*, vol. 280, no 8, pp. 1–19, URL: <https://doi.org/10.3390/jcs8070280> (accessed: 28.02.2026).
31. Farukh, M. A. (2025), "Analiz podkhodov k modelirovaniyu struktury tkani dlya proektirovaniya tkanykh gibkikh pregrad dlya sredstv individual'noy bronezashchity" [Analysis of approaches to modeling fabric structure for designing woven flexible barriers for personal protective equipment], *Tekhnologii i kachestvo* [Technologies and Quality], vol. 69, no 3, pp. 12–19, URL: <https://doi.org/10.34216/2587-6147-2025-3-69-12-19> (accessed: 28.02.2026).
32. Eliseeva, A. Yu., Svistkov, A. L. and Kondyurin, A. V. (2017), "Matematicheskaya model' reaktsii goryachego otverzhdeniya preprega" [Mathematical model of the hot curing reaction of prepreg], *Vestnik Permskogo universiteta. Fizika* [Bulletin of Perm University. Physics], issue 38 (4), pp. 19–25, URL: <http://doi.org/10.17072/1994-3598-2017-4-19-25> (accessed: 28.02.2026).
33. Efremov, D. E. and Tolubeeva, G. I. (2007), *Teoriya perepleteniy. Chast' 1: Glavnye i proizvodnye perepleteniya* [Theory of weaves. Part 1: Primary and derivative weaves], Ivanovskaya gosudarstvennaya tekstil'naya akademiya, Ivanovo, 33 p.
34. Zheleznyak, V. G. and Chursova, L. V. (2014), "Modifikatsiya svyazuyushchikh i matrits na ikh osnove s tsel'yu povysheniya vyazkosti razrusheniya" [Modification of binders and matrices based on them to increase fracture toughness], *Aviatsionnye materialy i tekhnologii* [Aviation Materials and Technologies], no 1, pp. 47–50, URL: <http://doi.org/10.18577/2071-9140-2014-0-1-47-50> (accessed: 28.02.2026).
35. Fagalov, A. R. and Belyaev, A. Yu. (2024), "Modelirovanie statsionarnogo teplovogo rezhima tsilindricheskogo elementa karkasa na orbite" [Modeling of the steady-state thermal regime of a cylindrical frame element in orbit], *Vestnik Permskogo universiteta. Matematika. Mekhanika. Informatika* [Bulletin of Perm University. Mathematics. Mechanics. Computer Science], no 4 (67), pp. 78–94, URL: <http://doi.org/10.17072/1993-0550-2024-4-78-94> (accessed: 28.02.2026).

Информация об авторах:

О. К. Гаришин – доктор физико-математических наук; старший научный сотрудник лаборатории микромеханики структурно-неоднородных сред Института механики сплошных сред УрО РАН (614013, Россия, г. Пермь, ул. Академика Королёва, д. 1), AuthorID: 5880;

А. Г. Пелевин – инженер и преподаватель Пермского государственного национального исследовательского университета (614068, Россия, г. Пермь Букирева, д. 15), AuthorID: 598774.

Information about the authors:

O. K. Garishin – Doctor of Sciences in Physics and Mathematics; senior researcher of the Laboratory of micromechanics of structurally inhomogeneous media, Institute of Continuous Media Mechanics UB RAS (1 Academic Korolev St., Perm, Russia, 614013), AuthorID: 5880;

A. G. Pelevin – engineer and lecturer at Perm State University (15 Bukirev St., Perm, Russia, 614068), AuthorID: 598774.