

Научная статья
УДК 629.7.02
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187579>
EDN: <https://www.elibrary.ru/GVUJEV>



Численное моделирование напряженно-деформированного состояния силовой рамы БПЛА мультироторного типа для транспортировки газоанализаторов

Станислав Львович Калюлин^{1✉}, Дмитрий Олегович Комаров²

^{1, 2} Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
Пермь, Российская Федерация

¹ kstl@pstu.ru

Аннотация. Представлены результаты численного моделирования напряженно-деформированного состояния трех конструктивных исполнений силовой рамы беспилотного летательного аппарата (БПЛА) мультироторного типа для транспортировки газоанализаторов в нефтегазовой отрасли. Основные элементы рамы выполнены из углепластика и представляют собой пластины или трубы, что, с одной стороны, избавляет от необходимости проектировать и изготавливать дорогостоящие пресс-формы, а с другой – позволяет осуществить на этапе их создания интеграцию электронагревательных элементов противообледенительных систем в структуру материала для защиты от образования гололедно-изморозевых отложений в весенний, осенний и зимний периоды.

Ключевые слова: численное моделирование напряженно-деформированного состояния беспилотного летательного аппарата, интеграция электронагревательных элементов противообледенительных систем в силовую раму из полимерного композиционного материала, транспортировка газоанализаторов в нефтегазовой отрасли, конструктивные решения силовой рамы беспилотной авиационной системы

Финансирование: работа выполнена при финансовой поддержке гранта РНФ № 24-79-00203.

Для цитирования: Калюлин С.Л., Комаров Д.О. Численное моделирование напряженно-деформированного состояния силовой рамы БПЛА мультироторного типа для транспортировки газоанализаторов // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 75-85. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187579>

Original article

Numerical Modeling of the Multi-Rotor Type UAV Load-Bearing Frame Stress-Strain State for Gas Analyzers Transportation

Stanislav L. Kalyulin^{1✉}, Dmitrii O. Komarov²

^{1, 2} Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

¹ kstl@pstu.ru

Abstract

The UAVs application seems prospective for the oil and gas industry for leakages diagnosing with gas analyzers. The main pipeline exploiting is being exercised year-round, including spring, autumn and winter periods under

conditions of glaze-ice and rime depositions, which is being conjugated with the necessity of the UAV load-bearing frame protection from icing. Application of composite materials as the materials for the load-bearing elements allows integrating electrical heating elements of the anti-icing systems into the material structure at the stage of their development. This approach is being applied for the icing prevention at the nose tip of the aviation engine air intake and the UAV propellers.

The article examines three structural embodiments of the rotor-type UAV load-bearing frame from composite materials for gas analyzers transportation at the oil and gas industry, which fabrication does not require designing and producing of the cost intensive die molds.

The most effective ones are the two options, namely the frame from the carbon fiber plates with lower placement of the electric motors site with supports of beams from the plywood for the stiffness increasing, and the frame from the carbon fiber pipes, attached by the elements fabricated by the additive technologies from the PETG plastic. For the active area increasing and stiffness enhancing, both options herewith employ the multilevel central site from carbon fiber.

Application of polymer composite materials while developing load-bearing structure of the multi-rotor type UAV allows envisaging the electric heating elements of the anti-icing systems integration into the composite structure at the stage of carbon fiber pipes and sheets fabrication.

The proposed load-bearing frame based on the carbon fiber tubes, which are readily available on the Russian market from both foreign and domestic manufacturers, combined with the 3D-printed connecting elements, is a prospective solution, and it offers the possibility for scaling this approach for various standard sizes.

Keywords: the unmanned aerial vehicle stress-strain state numerical modeling, heating elements integration of the anti-icing system into the power frame from the polymer material, gas analyzers transportation for the oil and gas industry, structural solutions of the unmanned aerial system load-bearing frame

Funding: The work was funded by the Russian Science Foundation grant No. 24-79-00203.

For citation: Kalyulin S.L., Komarov D.O. Numerical Modeling of the Multi-Rotor Type UAV Load-Bearing Frame Stress-Strain State for Gas Analyzers Transportation. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1): 75-85. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187579>

List of Figures

Fig. 1. The UAV prototype

Fig. 2 The UAV frame structural embodiments: *a* – No. 1; *b* – No. 2

Fig. 3. The UAV frame structural embodiment No. 3

Fig. 4. Boundary conditions

Fig. 5. The mesh model

Fig. 6. The results of the stress-strain state computing for the structural embodiment No. 1 (total displacements and equivalent von Mises stresses)

Fig. 7. The results of the stress-strain state computing for the structural embodiment No. 2 (total displacements and equivalent von Mises stresses)

Fig. 8. The results of the stress-strain state computing for the structural embodiment No. 3 (total displacements and equivalent von Mises stresses)

Fig. 9. The strength margin coefficients

Fig. 10. Comparison of the UAVs load-bearing frames

Fig. 11. Comparison of the components masses for each material

List of Tables

Table 1. Physical and mechanical characteristics [21, 22]

Table 2. The yield and strength limits

Table 3. Comparative analysis of the full-scale model and embodiment No. 1

Table 4. Comparative analysis of the structural embodiments No. 1 and No. 3

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) используются в нефтегазовой отрасли при диагностике утечек с применением газоанализаторов. В статье [1] для такой задачи предлагается использование гибридной конструкции БПЛА, близкой к аэростату, обеспечивающей баланс между продолжи-

тельностью полета и маневренностью. В работе [2] предлагается использование конструкции типа VTOL, сочетающей в себе преимущества БПЛА самолетного и вертолетного типа. Целесообразность применения БПЛА при мониторинге магистральных газопроводов отмечают ученые РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина и ООО «Газпром трансгаз Махач-

кала» [3]. С 2018 года ПАО «Газпром» начал активное применение БПЛА, в том числе зарубежных беспилотных комплексов на базе гексакоптера DJI Matrice 600, оборудованных газоанализаторами U10.

Эксплуатация магистральной трубопроводной сети осуществляется круглогодично. В весенний, осенний и зимний периоды в условиях гололедно-изморозевых отложений необходима защита силовой конструкции БПЛА от обледенения. Применение полимерных композиционных материалов для изготовления силовых элементов позволяет на этапе их создания интегрировать в структуру материала электронагревательные элементы противообледенительных систем. Такой подход используется для предотвращения обледенения на носке воздухозаборника авиационных двигателей, винтов БПЛА [4–8].

Существующие отечественные конструкции, разработанные в МАИ, ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, ЦИАМ им. П.И. Баранова, МГТУ им. Н.Э. Баумана, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Самарском университете и др. зачастую имеют сложную, уникальную геометрическую форму корпусных элементов, что сопряжено с необходимостью проектирования и изготовления дорогостоящих пресс-форм, а также разработки уникальных технологий [9–15]. Так, например, при создании модульной конструкции БПЛА вертикального взлета и посадки с комбинированной силовой установкой, предлагаемой КНИТУ–КАИ [16], имеется проблема технологичности изготовления планера, его высокой стоимости, что ограничивает возможности широкого распространения.

Предлагаемые в настоящей статье конструкции БПЛА мультироторного типа состоят из углепластиковых пластин, углепластиковых цилиндрических труб и фанеры, что позволяет избежать технологических издержек изготовления сложных пресс-форм при создании силовой рамы, сама же конструкция может быть унифицирована и масштабирована для различных типоразмеров. Силовые конструкции БПЛА из полимерных композиционных материалов проектируются учеными в США, Китае, Франции, Индии и Греции, в частности с применением оптимизационного проектирования [17–20], однако в РФ подобных работ на данный момент недостаточно.

Целью настоящего исследования является разработка и оценка напряженно-деформированного состояния силовой рамы БПЛА мультироторного типа из полимерных композиционных материалов для транспортировки газоанализаторов в нефтегазовой отрасли, изготовление которой не требует проектирования и изготовления дорогостоящих пресс-форм.

Объект исследования

Объектом исследования является макетный образец БПЛА, ранее разработанный в Центре высокопроизводительных вычислительных систем ПНИПУ и изготовленный из углепластиковых пластин и фанеры (рис. 1).



Рис. 1. Макетный образец БПЛА

Силовая рама БПЛА в исходном, изготовленном варианте состоит из четырех опор-лучей (фанера), восьми боковых пластин лучей (углепластик), четырех оснований лучей (углепластик), четырех площадок под электродвигатели (углепластик), двух центральных пластин (углепластик) и болтовых соединений (шпильки, болты, гайки, шайбы).

Для численного моделирования напряженно-деформированного состояния принята следующая система допущений: учитывается гравитация, не учитывается шероховатость стенок профиля, физико-механические свойства углепластика и фанеры рассматриваются на макроуровне и являются ортотропными (девять констант упругости), рассматривается упругая постановка (эксплуатационные нагрузки должны находиться в упругой зоне), рассматривается контактное взаимодействие деталей силовой рамы БПЛА и крепежных элементов.

Предположение об ортотропии свойств углепластиковой пластины обусловлено результатами проведенных ранее в ПНИПУ механических испытаний образцов из равнопрочного текстильного углепластика на сервогидравлической испытательной машине Zwick/Roell Z 100 (100 кН), входящей в состав уникальной научной установки «Уникальный научно-технологический комплекс автоматизированной выкладки» [21]. В работе [22] при численном моделировании принимаются ортотропные свойства фанеры. Модули упругости и коэффициенты Пуассона фанеры различны вдоль и поперек волокон шпона. Физико-механические характеристики материалов представлены в табл. 1.

Таблица 1. Физико-механические характеристики [21, 22]

Параметр	Обозначение и единица	Фанера	Углепластик
Модуль Юнга	E_{xx} , МПа	6000	50000
	E_{yy} , МПа	3000	50000
	E_{zz} , МПа	4000	6000
Модуль сдвига	G_{xy} , МПа	750	19500
	G_{yz} , МПа	750	3000
	G_{xz} , МПа	750	3000
Коэффициент Пуассона	ν_{xy}	0,450	0,05
	ν_{yz}	0,085	0,30
	ν_{xz}	0,065	0,30
Плотность	ρ , кг/м ³	750	1500

В качестве аппаратного обеспечения для численного моделирования использовались ресурсы высокопроизводительного вычислительного комплекса ПНИПУ, имеющего следующие технические характеристики:

- 100 вычислительных узлов;
- 1 136 вычислительных ядер CPU;
- объем оперативной памяти 7 680 Гбайт;
- пиковая производительность 196 ТФлопс;
- объем системы хранения данных 80 Тб;
- шесть шестнадцатиядерных процессоров “Intel Gold 6444Y” (всего 96 ядер);
- четыре двенадцатиядерных процессора “Intel Silver 4410Y” (всего 48 ядер);
- 62 восьмиядерных процессора “Intel Xeon E5-2680” (всего 480 ядер);
- 128 четырехядерных процессоров “Barcelona-3” (всего 512 ядер);
- восемь вычислительных модулей GPU NVIDIA Tesla A100 80GB;
- 12 вычислительных модулей GPU NVIDIA Tesla M2090 6GB.

Для численной оценки напряженно-деформированного состояния применялись метод конечных элементов и математическая модель, основанная на определяющих уравнениях связи деформаций с напряжениями – на обобщенном законе Гука (1), учитывающем ортотропию свойств, а также на соотношениях Коши для деформаций (2). Математическая модель замыкается граничными условиями – условиями нагружения и закрепления силовой рамы БПЛА:

$$\sigma_{ij} = \sum_{kl} C_{ijkl} \varepsilon_{kl}; \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx} &= \frac{\partial u}{\partial x}; & 2\varepsilon_{xy} &= \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}; \\ \varepsilon_{yy} &= \frac{\partial v}{\partial y}; & 2\varepsilon_{yz} &= \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z}; \\ \varepsilon_{zz} &= \frac{\partial w}{\partial z}; & 2\varepsilon_{xz} &= \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x}. \end{aligned} \tag{2}$$

Конструктивные исполнения

Предлагаются три конструктивных исполнения силовой рамы БПЛА с увеличенной полезной площадью, повышенной жесткостью конструкции и измененной формой лучей из углепластиковой трубы.

Силовые рамы конструктивного исполнения № 1 и № 2 имеют схожую с базовым вариантом макетного образца конструкцию, отличие заключается в увеличении ширины лучей, изменении второго яруса и стенок лучей, а также в высоте расположения площадок крепления электродвигателей (рис. 2).

Лучи силовой рамы конструктивного исполнения № 3 выполнены из углепластиковой трубы (рис. 3). Площадки крепления электродвигателей,

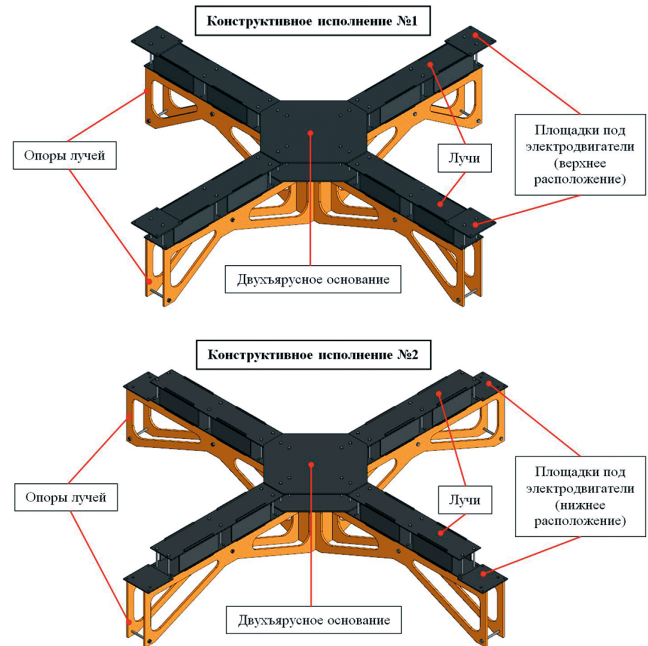


Рис. 2. Конструктивные исполнения № 1 и № 2 рамы БПЛА

соединения опоры и соединения лучей с основанием выполнены из пластика PETG (предполагается изготовление с применением аддитивных технологий).

Всего разработано 11 конструктивных вариантов силовой рамы БПЛА. В статье представлены три итоговых варианта.



Рис. 3. Конструктивное исполнение № 3 рамы БПЛА

Граничные условия, сеточная модель

На основе анализа различных режимов полета БПЛА мультироторного типа в качестве нагрузок учитывались не только изгибные нагружения, создаваемые электродвигателями, но и крутящие моменты, возникающие в результате руления летательного аппарата.

По результатам предварительных расчетов установлено, что максимальные напряжения по Мизесу при жестком закреплении верхней центральной пластины больше на 36%, чем при жестком закреплении нижних поверхностей опор, т. е. первый случай более нагруженный.

Приняты следующие граничные условия:

- сила тяжести, направленная вниз;
- четыре вертикальные силы по 735 Н, приложенные вверх по нормали к поверхностям площадок под электродвигатели;
- четыре крутящих момента по 35 Н · м, приложенные к поверхностям площадок под электродвигатели, при этом оси вращения совпадают с осями лучей;
- жесткое закрепление верхней центральной пластины.

На рис. 4 представлена модель БПЛА конструктивного исполнения № 3 с приложенными граничными условиями.

Конечно-элементная сеточная модель является преимущественно гексагональной, по толщине пластин задано не менее пяти ячеек. Для обеспечения сеточной сходимости и достижения необходимой дискретизации геометрических моделей общее количество элементов составляет от 14 до 17 млн в зависимости от конструктивного исполнения (рис. 5).

Результаты численного моделирования

На рис. 6–8 представлены результаты расчета напряженно-деформированного состояния для трех конструктивных исполнений – полные перемещения и эквивалентные напряжения по Мизесу на различных деталях силовой рамы БПЛА.

Максимальные перемещения для компоновки № 1 составляют 2,0 мм. Максимальные эквивалентные напряжения по Мизесу σ_{Mises} в углепластике возникают в зоне примыкания лучей к центральной верхней пластине и равны 68 МПа; σ_{Mises} в фанере составляют 7 МПа и возникают в области прилегания луча к опоре в зоне болтового соединения; σ_{Mises} в стали 35 составляют 198 МПа и возникают на головке болтов М6, расположенных на лучах в районе центральной пластины (рис. 6).

Максимальные перемещения для компоновки №2 составляют 5,2 мм. Максимальные эквивалентные напряжения по Мизесу σ_{Mises} в углепластике возникают в зоне примыкания вертикальных пластин к нижней площадке луча вблизи мест крепления электродвигателей и равны 96 МПа; σ_{Mises} в фанере составляют 15 МПа и возникают в середине ребра опоры луча; σ_{Mises} в стали 35 составляют 370 МПа и возникают на болтах М8 опор лучей (рис. 7).

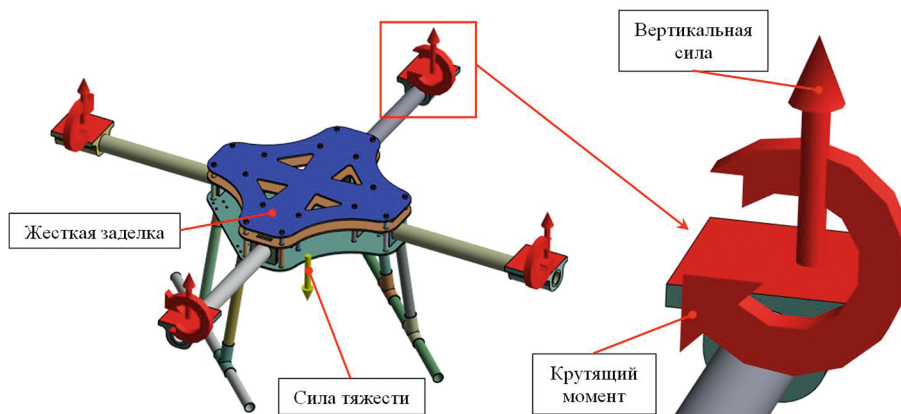


Рис. 4. Граничные условия

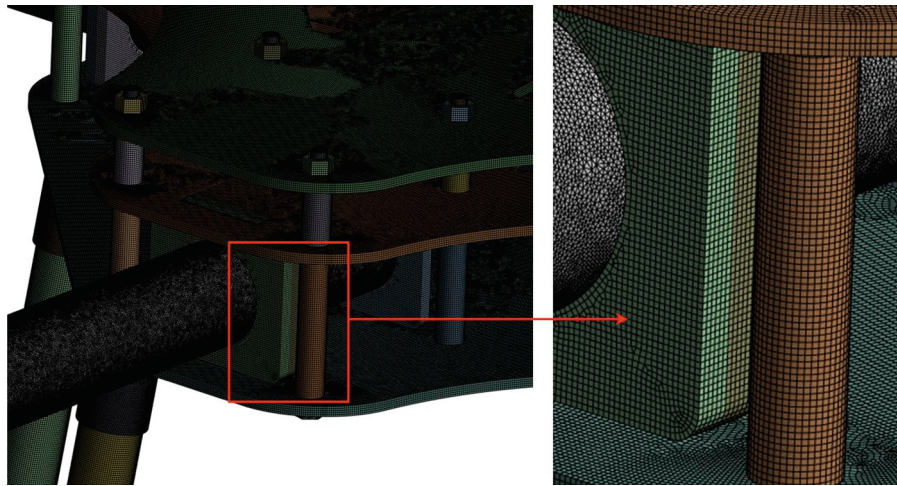
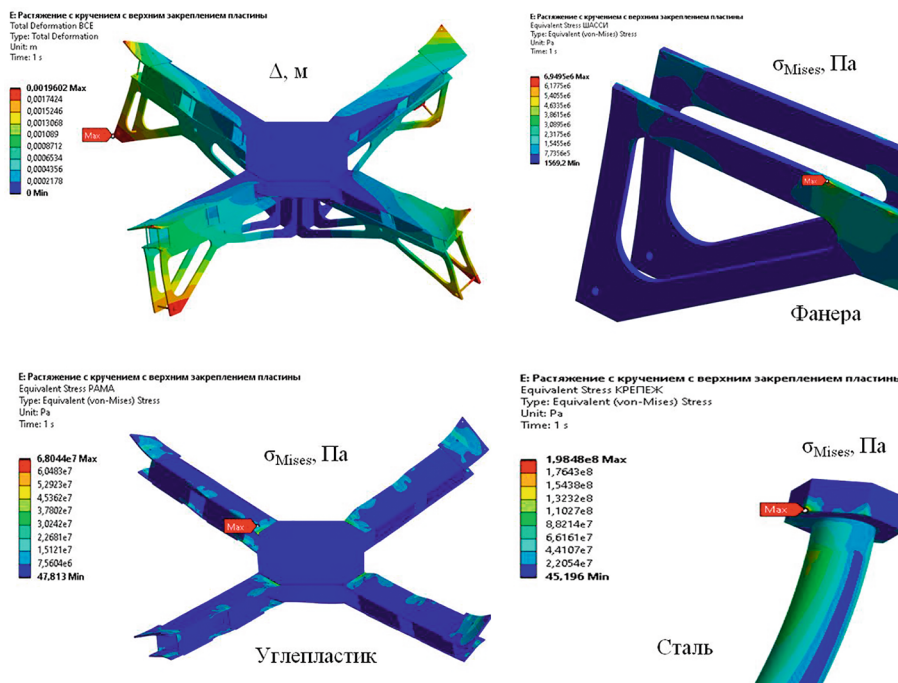


Рис. 5. Сеточная модель



Максимальные перемещения для компоновки № 3 составляют 3,2 мм. Максимальные эквивалентные напряжения по Мизесу (σ_{Mises}) в углепластике возникают в зоне сопряжения лучей и пластин лучей и равны 61 МПа; σ_{Mises} в пластике PETG составляют 1 МПа и возникают в местах элементов крепления электродвигателей; σ_{Mises} в алюминиевом сплаве АД31Т1 составляют 22 МПа и возникают на нижних втулках в зоне примыкания к центральной средней пластине; σ_{Mises} в стали 35 составляют 97 МПа и возникают на болтах М8 (рис. 8).

Для всех расчетных случаев и каждого материала определены коэффициенты запаса прочности, равные отношению предела текучести для стали, пластика PETG и алюминия и предела прочности для углепластика и фанеры в различных направлениях к максимальному эквивалентному напряжению по Мизесу:

$$k_i = \frac{\sigma_T}{\sigma_{Mises}}; k_j = \frac{\sigma_B}{\sigma_{Mises}}. \quad (3)$$

Пределы текучести и прочности для материалов рамы БПЛА сведены в табл. 2.

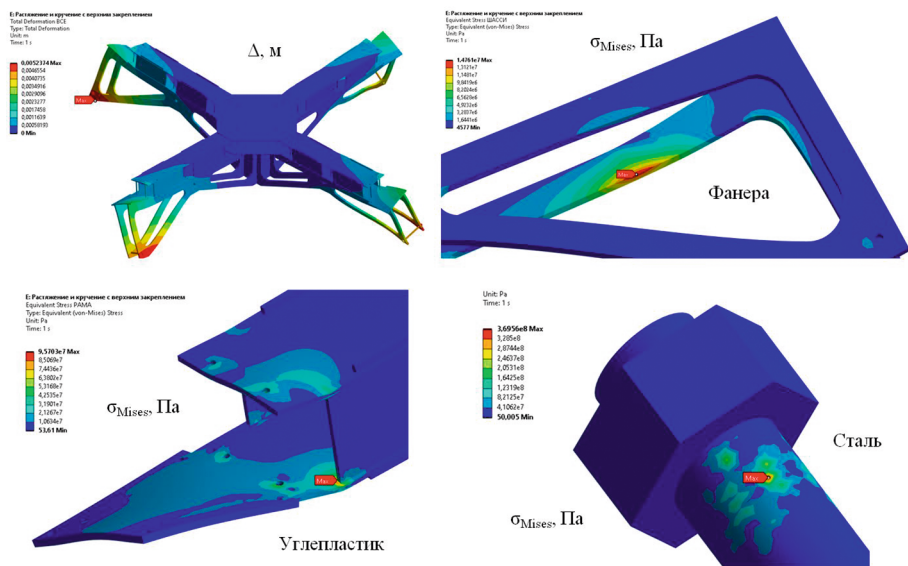


Рис. 7. Результаты расчета НДС для конструктивного исполнения № 2 (полные перемещения и эквивалентные напряжения по Мизесу)

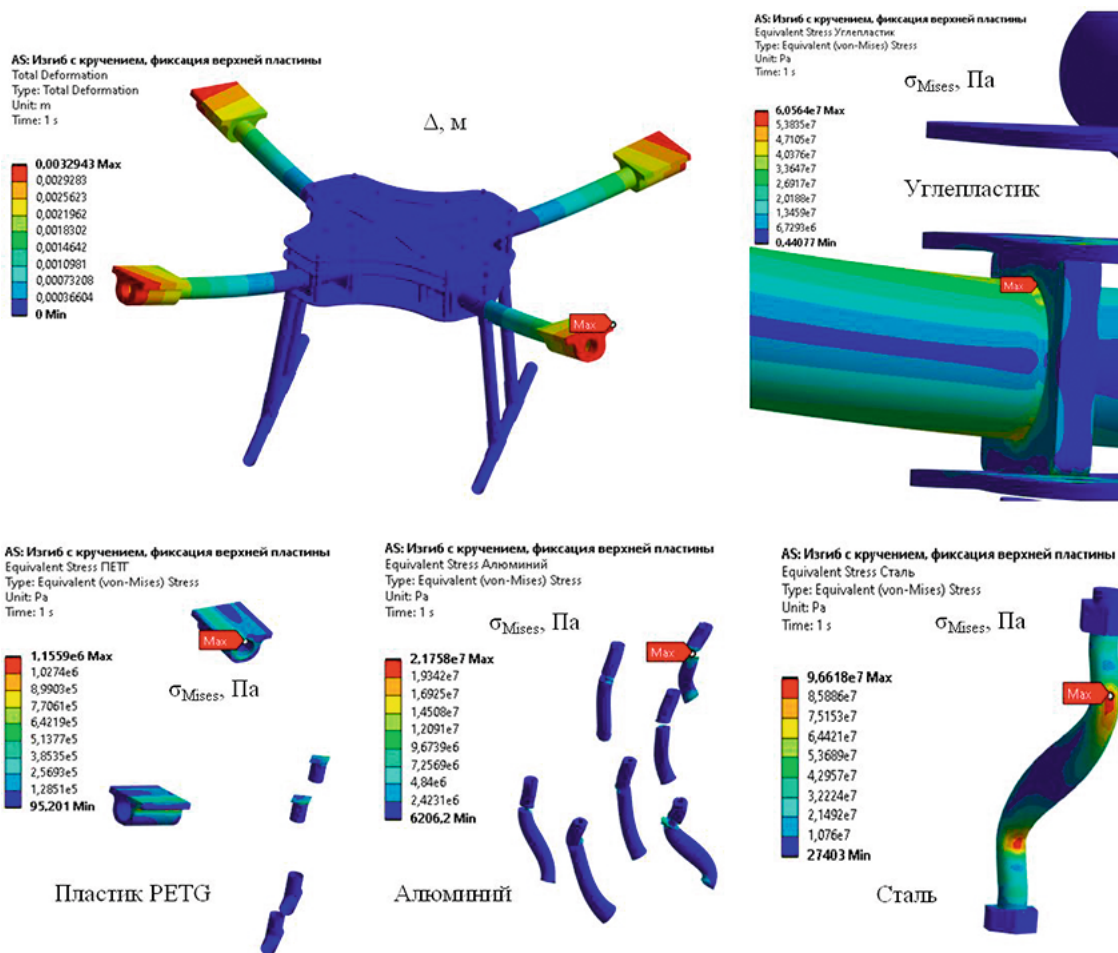


Рис. 8. Результаты расчета НДС для конструктивного исполнения № 3 (полные перемещения и эквивалентные напряжения по Мизесу)

Таблица 2. Пределы текучести и прочности

Материал	Физическая величина	Значение
Углепластик	Предел прочности вдоль волокон	117 МПа
	Предел прочности поперек волокон	80 МПа
Фанера	Предел прочности при статическом изгибе вдоль волокон наружных слоев	30 МПа
	Предел прочности при растяжении поперек волокон наружных слоев	20 МПа
Сталь 35	Предел текучести	650 МПа
Пластик PETG	Предел текучести	50 МПа
Алюминиевый сплав АД31Т1	Предел текучести	196 МПа

Результаты расчета коэффициентов запаса прочности для каждого материала в трех конструктивных исполнениях представлены на рис. 9.

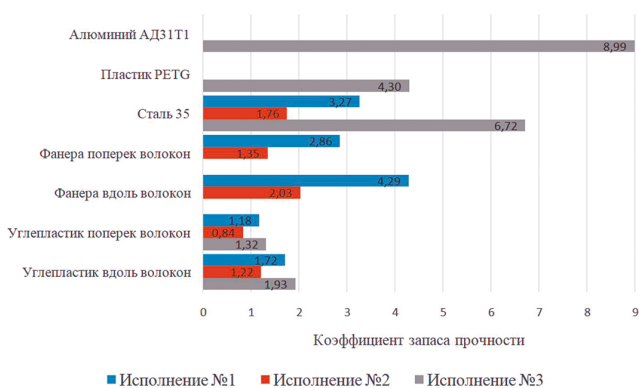


Рис. 9. Коэффициенты запаса прочности

При расчете допустимой нагрузки рекомендуется использовать коэффициент запаса прочности для фанеры не менее 1,5 ... 2,0, для углепластика не менее 1,15 ... 2,5, для сталей более 1,5.

Сравнительный анализ

Максимальные эквивалентные напряжения по Мизесу в конструктивном исполнении № 2 (с нижним расположением площадок под электродвигатели) превышают допустимые значения, так как выявлено, что основную нагрузку воспринимают опоры лучей, изготовленные из фанеры, которая обладает меньшей прочностью по сравнению с углепластиком.

Поэтому конструктивное исполнение № 2 не включено в сравнительный анализ.

Силовая рама БПЛА в конструктивном исполнении № 1 тяжелее базовой модели макетного образца на 8,7% (на 1,15 кг), что объясняется с увеличением ширины лучей и изменением второго яруса. При этом полезная площадь увеличилась в 2,1 раза, что дает возможность размещения в два раза большего количества аккумуляторных батарей (АКБ) (рис. 10). Результаты представлены в табл. 3.

Силовая рама БПЛА в конструктивном исполнении № 3 (с лучами круглого профиля) тяжелее модели № 2 с верхним расположением электродвигателей на 2,4% (на 0,33 кг). Результаты представлены в табл. 4.

На рис. 11 для сравнения представлено массовое содержание компонентов в конструкции силовой рамы БПЛА для трех конструктивных исполнений.

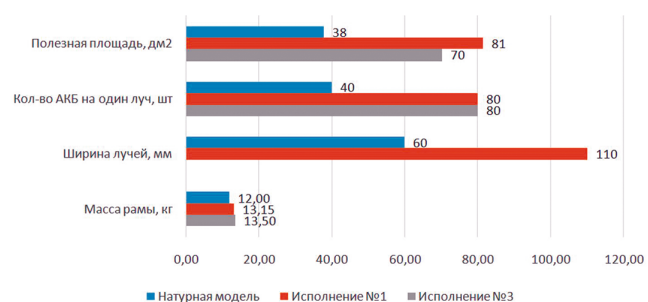


Рис. 10. Сравнение параметров силовых рам БПЛА

Таблица 3. Сравнительный анализ натурной модели и исполнения № 1

Материал	Параметр	Натурная модель	Исполнение №1	Изменение
Фанера	Максимальные σ_{Mises} , МПа	11	7	-37,5%
	Максимальный прогиб, мм	4,2	2,0	-52,4%
Углепластик	Максимальные σ_{Mises} , МПа	68	68	0%
	Максимальный прогиб, мм	4,5	1,8	-60,0%
Сталь 35	Максимальные σ_{Mises} , МПа	-	198,5	-
	Максимальный прогиб, мм	-	1,9	-

Таблица 4. Сравнительный анализ конструктивных исполнений № 1 и № 3

Материал	Параметр	Исполнение №1	Исполнение №3	Изменение
Фанера	Максимальные σ_{Mises} , МПа	7	—	—
	Максимальный прогиб, мм	2,0	—	—
Углепластик	Максимальные σ_{Mises} , МПа	68,0	60,6	-10,9%
	Максимальный прогиб, мм	1,8	3,2	+43,8%
Алюминий	Максимальные σ_{Mises} , МПа	—	21,8	—
Пластик PETG	Максимальные σ_{Mises} , МПа	—	1,2	—
	Максимальный прогиб, мм	—	3,2	—
Сталь 35	Максимальные σ_{Mises} , МПа	198,5	96,7	-51,3%

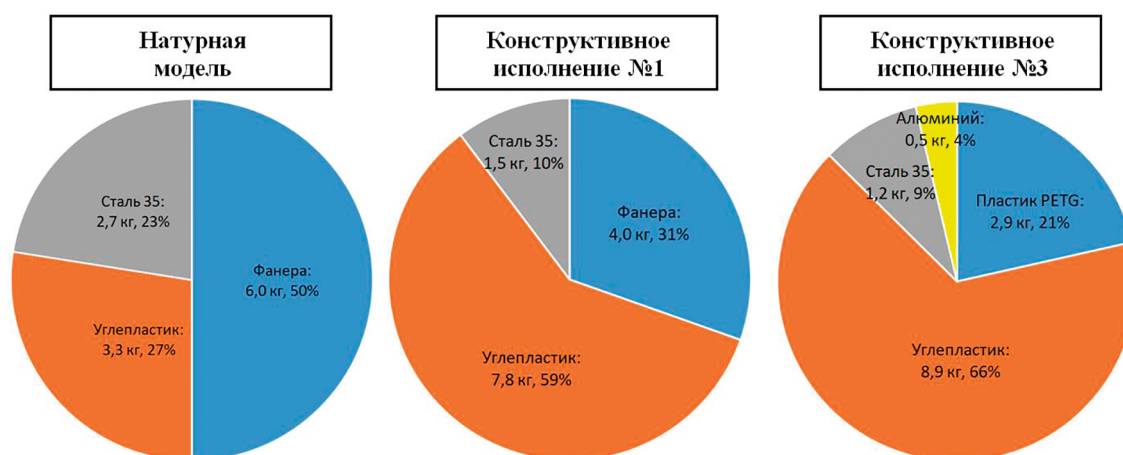


Рис. 11. Массовое содержание компонентов в конструкции силовой рамы БПЛА

Выводы

Рассмотрены три конструктивных исполнения силовой рамы БПЛА мультироторного типа из полимерных композиционных материалов для транспортировки газоанализаторов в нефтегазовой отрасли, не требующие проектирования и изготовления дорогостоящих пресс-форм.

Наиболее эффективными являются два варианта: рама из углепластиковых пластин с нижним размещением площадки под электродвигатели с опорами лучей из фанеры для увеличения жесткости и рама из углепластиковых труб, соединенных элементами, изготовленными с применением аддитивных технологий из пластика PETG. При этом в обоих случаях применяется многоярусная углепластиковая центральная площадка для повышения полезной площади и увеличения жесткости рамы.

Применение полимерных композиционных материалов при создании силовой конструкции мультироторного БПЛА позволяет предусмотреть на этапе изготовления углепластиковых труб и листов интеграцию электронагревательных элементов противообледенительных систем в структуру композита.

Предлагаемая силовая рама на базе углепластиковых труб как зарубежного, так и отечественного производства, которые доступны на рынке РФ, в совокупности с изготовленными на 3D-принтере соединительными элементами, является перспективным решением и дает возможность применения такого подхода для различных типоразмеров.

Список источников

1. Aromoye I.A., Lo H.H., Sebastian P., et al. Significant advancements in UAV technology for reliable oil and gas pipeline monitoring // Computer Modeling in Engineering & Sciences. 2025. Vol. 142. No. 2, pp. 1155-1197. DOI: 10.32604/cmescs.2025.058598
2. Idachaba F.E. Monitoring of oil and gas pipelines by use of VTOL-type unmanned aerial vehicles // Oil and Gas Facilities. 2016. Vol. 5. No. 01, pp. 47-52. DOI: 10.2118/172471-PA
3. Гусейнов К.Б., Задериголова М.М., Лопатин А.С. Геодинамический мониторинг магистральных газопроводов с использованием беспилотных летательных аппаратов // Труды Российского государственного университета нефти и газа имени И.М. Губкина. 2016. № 1(282). С. 80-88.

4. Dong W., Zhu J., Zheng M., et al. Experimental study on icing and anti-icing characteristics of engine inlet guide vanes // *Journal of Propulsion and Power*. 2015. Vol. 31. No. 5, pp. 1330-1337. DOI: 10.2514/1.B35679
5. Zhou L., Yi X., Liu Q. A review of icing research and development of icing mitigation techniques for fixed-wing UAVs // *Drones*. 2023. Vol. 7. No. 12: 709. DOI: 10.3390/drones7120709
6. Hann R., Enache A., Nielsen M.C., et al. Experimental heat loads for electrothermal anti-icing and de-icing on UAVs // *Aerospace*. 2021. Vol. 8. No. 3: 83. DOI: 10.3390/aerospace8030083
7. Калюлин С.Л., Бабушкина А.В., Серегина М.А. Численное моделирование работы электротепловой противообледенительной системы беспилотной авиационной системы // *Вестник Московского авиационного института*. 2025. Т. 32. № 2. С. 77-85.
8. Модорский В.Я., Калюлин С.Л., Саженков Н.А. Экспериментальная установка для оценки влияния обледенения и разрушения льда на вибрационное состояние модельного вентилятора малогабаритного летательного аппарата // *Вестник Московского авиационного института*. 2023. Т. 30. № 4. С. 19-26. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177603>
9. Маленков А.А. Выбор проектных решений при проектировании системы беспилотных летательных аппаратов в условиях многоцелевой неопределенности // *Вестник Московского авиационного института*. 2018. Т. 25. № 2. С. 7-15.
10. Балык В.М., Гайдаров Д.Д., Соцков И.А. Многокритериальный выбор рациональных обликовых характеристик беспилотного летательного аппарата при многоимпульсном режиме движения // *Вестник Московского авиационного института*. 2023. Т. 30. № 3. С. 59-68.
11. Гусейнова Р.О., Гумбатов Д.А. Оптимизация концептуальной разработки беспилотных летательных аппаратов // *Труды МАИ*. 2024. № 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180684>
12. Rayed A.M., Esakki B., Arunkumar P., et al. Optimization of UAV structure and evaluation of vibrational and fatigue characteristics through simulation studies // *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*. 2021. Vol. 12: 17. DOI: 10.1051/smdo/2021020
13. Raja Sekar K., Ramesh M., Naveen R., et al. Aerodynamic design and structural optimization of a wing for an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) // *IOP conference series: Materials Science and Engineering*. 2020. Vol. 764. No. 1: 012058. DOI: 10.1088/1757-899X/764/1/012058
14. Mishra A., Pal S., Malhi G.S., et al. Structural analysis of UAV airframe by using FEM techniques: A review // *International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development (IJMPERD)*. 2020. Vol. 10. No. 10(Special Issue), pp. 195-204.
15. Бохоева Л.А., Балданов А.Б., Чермошенцева А.С. Разработка оптимальной конструкции многослойной консоли крыла беспилотного летательного аппарата с экспериментальным подтверждением // *Вестник Московского авиационного института*. 2020. Т. 27. № 1. С. 65-75. DOI: 10.34759/vst-2020-1-65-75
16. Сафаргалиев М.Ф., Абдуллин И.Н., Мухаметдинова И.И. О проектировании и организации производства БПЛА гражданского назначения в КНИТУ-КАИ // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. 2023. Т. 25. № 6(116). С. 24-31. DOI: 10.37313/1990-5378-2023-25-6-24-31
17. Kotarski D., Piljek P., Pranjić M., et al. Concept of a Modular Multirotor Heavy Lift Unmanned Aerial Vehicle Platform // *Aerospace*. 2023. Vol. 10. No. 6: 528. DOI: 10.3390/aerospace10060528
18. Harika C., Sai Kumar A., Raghavendra Rao M.V. Comparative Study on Effect of Material on structural Performance of a Quadcopter Drone with 'X-Frame' // *Journal of Physics: Conference Series*. Vol. 2837. 6th International Conference on Advancements in Materials and Manufacturing (16-17 February 2024; Hyderabad, India). No. 1: 012099. DOI: 10.1088/1742-6596/2837/1/012099
19. Panagiotou P., Giannakis E., Savaidis G., et al. Aerodynamic and structural design for the development of a MALE UAV // *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2018. Vol. 90. No. 7, pp. 1077-1087. DOI: 10.1108/AEAT-01-2017-0031
20. Verma A.K., Pradhan N.K., Nehra R., et al. Challenge and Advantage of Materials in Design and Fabrication of Composite UAV // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. Vol. 455. 2nd International Conference on Advancements in Aeromechanical Materials for Manufacturing (13-14 July 2018; Telangana, India). No. 1: 012005. DOI: 10.1088/1757-899X/455/1/012005
21. Баранов М.А., Никифоров А.С., Микрюков А.О. и др. Расчетные и экспериментальные исследования оценки механического поведения образцов из полимерных композиционных материалов с внедренным Smart-слоем // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*. 2021. № 4. С. 162-177. DOI: 10.15593/perm.mech/2021.4.15
22. Шмидт А.Б. Численный анализ работы клефанерных конструкций с дефектами изготовления // *Вестник гражданских инженеров*. 2011. №. 4(29). С. 41-46.

References

1. Aromoye IA, Lo HH, Sebastian P, et al. Significant advancements in UAV technology for reliable oil and gas pipeline monitoring. *Computer Modeling in Engineering & Sciences*. 2025;142(2):1155-1197. DOI: 10.32604/cmcs.2025.058598
2. Idachaba FE. Monitoring of oil and gas pipelines by use of VTOL-type unmanned aerial vehicles. *Oil and Gas Facilities*. 2016;5(01):47-52. DOI: 10.2118/172471-PA
3. Huseynov KB, Zaderigolova MM, Lopatin AS. Geodynamic monitoring of gas pipelines with unmanned aero vehicles. *Trudy Rossiiskogo gosudarstvennogo universiteta nefti i gaza imeni I.M. Gubkina*. 2016(1):80-88. (In Russ.).
4. Dong W, Zhu J, Zheng M, et al. Experimental study on icing and anti-icing characteristics of engine inlet guide vanes. *Journal of Propulsion and Power*. 2015;31(5):1330-1337. DOI: 10.2514/1.B35679
5. Zhou L, Yi X, Liu Q. A review of icing research and development of icing mitigation techniques for fixed-wing UAVs. *Drones*. 2023;7(12):709. DOI: 10.3390/drones7120709
6. Hann R, Enache A, Nielsen MC, et al. Experimental heat loads for electrothermal anti-icing and de-icing on UAVs. *Aerospace*. 2021;8(3):83. DOI: 10.3390/aerospace8030083
7. Kalyulin SL, Babushkina AV, Seregina MA. Numerical Modeling of Electro-Thermal Anti-Icing System for Unmanned Aircraft System. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(2):77-85. (In Russ.).
8. Modorskii VYa, Kalyulin SL, Sazhenkov NA. Experimental test rig for assessing icing and ice destruction effect on the model fan vibrations of a small-sized aircraft. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(4):19-26. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177603>
9. Malenkov AA. Design solutions selection while developing a system of unmanned flying vehicles in conditions of multi-target uncertainty. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(2):7-15. (In Russ.).
10. Balyk VM, Gaidarov DD, Sotskov IA. Multi-criteria selection of unmanned aerial vehicle rational layout characteristics at multi-impulse mode of motion. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(3):59-68. (In Russ.).
11. Huseynova RO, Gumbatov DA. Optimization of the conceptual development of unmanned aerial vehicles. *Trudy MAI*. 2024(136). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=180684>
12. Rayed AM, Esakki B, Arunkumar P, et al. Optimization of UAV structure and evaluation of vibrational and fatigue characteristics through simulation studies. *International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization*. 2021;12:17. DOI: 10.1051/smdo/2021020
13. Raja Sekar K, Ramesh M, Naveen R, et al. Aerodynamic design and structural optimization of a wing for an Unmanned Aerial Vehicle (UAV). *IOP conference series: Materials Science and Engineering*. 2020;764(1):012058. DOI: 10.1088/1757-899X/764/1/012058
14. Mishra A, Pal S, Malhi GS, et al. Structural analysis of UAV airframe by using FEM techniques: A review. *International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development (IJMPERD)*. 2020;10(10(Special Issue)):195-204.
15. Bokhoeva LA, Baldanov AB, Chermoshentseva AS. Optimal structure of multi-layer wing console of unmanned aerial vehicle with experimental validation. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(1):65-75. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-1-65-75
16. Safargaliev MF, Abdullin IN, Mukhametdinova II. On design and organization of production of civil uav in KNRTU-KAI. *Izvestia of Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*. 2023;25(6):24-31. (In Russ.). DOI: 10.37313/1990-5378-2023-25-6-24-31
17. Kotarski D, Piljek P, Pranjic M, et al. Concept of a Modular Multirotor Heavy Lift Unmanned Aerial Vehicle Platform. *Aerospace*. 2023;10(6):528. DOI: 10.3390/aerospace10060528
18. Harika C, Sai Kumar A, Raghavendra Rao MV. Comparative Study on Effect of Material on structural Performance of a Quadcopter Drone with 'X-Frame'. *Journal of Physics: Conference Series*. Vol. 2837. 6th International Conference on Advancements in Materials and Manufacturing (February 16-17, 2024; Hyderabad, India). No. 1: 012099. DOI: 10.1088/1742-6596/2837/1/012099
19. Panagiotou P, Giannakis E, Savaidis G, et al. Aerodynamic and structural design for the development of a MALE UAV. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2018;90(7):1077-1087. DOI: 10.1108/AEAT-01-2017-0031
20. Verma AK, Pradhan NK, Nehra R, et al. Challenge and Advantage of Materials in Design and Fabrication of Composite UAV. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. Vol. 455. 2nd International Conference on Advancements in Aeromechanical Materials for Manufacturing (July 13-14, 2018; Telangana, India). No. 1: 012005. DOI: 10.1088/1757-899X/455/1/012005
21. Baranov MA, Nikiforov AS, Mikryukov AO, et al. Numerical and experimental research of the evaluation of the mechanical behavior of carbon fiber reinforced polymerspecimens with an embedded Smart-layer. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2021;4:162-177. DOI: 10.15593/perm.mech/2021.4.15
22. Shmidt AB. Numerical analysis of glulam plywood structures behavior containing manufacture defects. *Bulletin of Civil Engineers*. 2011(4):41-46.

Статья поступила в редакцию / Received 09.02.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 10.03.2026
Принята к публикации / Accepted 11.03.2026