

УДК 629.7.024.5

doi: 10.18698/0536-1044-2023-3-101-109

Выбор и оптимизация перспективной конструктивно-силовой схемы фюзеляжа из полимерных композиционных материалов беспилотного летательного аппарата

С.В. Барановски, Кхайн Пхью Зо

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Selection and Optimization of a Promising Structural Power Scheme for the Unmanned Aerial Vehicle Fuselage Made of Polymer Composite Materials

S.V. Baranovski, Khaing Phyو Zaw

Bauman Moscow State Technical University

Фюзеляж — основной элемент беспилотного летательного аппарата, оптимизация параметров которого может повысить прочностные и весовые характеристики конструкции. В решении этой задачи могут помочь как современные полимерные композиционные материалы, обладающие высокими удельными характеристиками, так и перспективные силовые схемы. Выбор и оптимизация конструктивно-силовой схемы фюзеляжа беспилотного летательного аппарата является актуальной задачей. Проведен анализ нагрузок на конструкцию при различных режимах полета и маневров беспилотного летательного аппарата. Спроектировано восемь конструктивно-силовых схем фюзеляжа, включающих в себя классические, сетчатые, ауксетические и биоподобные конструкции. Рассмотрена работа силовых схем из углепластика под действием полученных нагрузок, определено их напряженно-деформированное состояние. Выбрана рациональная схема по критериям минимальной массы и максимальной несущей способности, для которой определены основные параметры. Показано преимущество перспективной силовой схемы перед классической. Полученные результаты являются частью комплексных исследований перспективных конструктивно-силовых схем из полимерных композиционных материалов.

Ключевые слова: фюзеляж, конструктивно-силовая схема, анизотридная конструкция, ауксетическая конструкция, биоподобная конструкция, параметрическая оптимизация

Fuselage is the main element of unmanned aerial vehicle, which parameters optimization could increase the structure strength and weight characteristics. Both the modern polymer composite materials with high specific characteristics and the advanced power circuits are able to assist in solving this problem. Selection and optimization of the structural power scheme of the unmanned aerial vehicle fuselage appear to be an urgent task. Structure loads under various flight and maneuver modes were analyzed. Eight fuselage structural power schemes were designed including classic, grid, auxetic and biosimilar structures. Operation of the power circuits made of carbon fiber exposed to the obtained loads was considered, and their stress-strain state was determined. Rational scheme was selected according to the minimum mass and maximum strength criteria, for which the main parameters were de-

terminated. Advantage of the promising power circuit over the classical one was shown. The results obtained are part of a comprehensive study of the promising structural power schemes made of polymer composite materials.

Keywords: fuselage, structural power structure, anisogrid design, auxetic design, biosimilar design, parametric optimization

Показатели прочности, надежности, ресурса авиационных конструкций, а также их соответствие ужесточаемым требованиям к летательным аппаратам в части авиационных правил можно обеспечить применением передовых решений в области конструирования и проектирования, достижений в новых материалах, а также в методах изготовления. Одним из немаловажных параметров является весовая эффективность готового изделия, от которой зависят целевые показатели.

Для развивающейся отрасли беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) снижение массы каркаса конструкции при сохранении прочностных характеристик путем выбора рациональных схем и параметрической оптимизации [1], а также применением полимерных композиционных материалов (ПКМ) [2], позволяет продлить время полета и работы, увеличить вес полезного груза и разместить дополнительное оборудование.

Основной элемент силового каркаса БПЛА классического самолетного типа — фюзеляж. Над улучшением его конструкции трудятся инженеры ведущих авиационных фирм и научные коллективы научно-исследовательских институтов.

Разработаны методики проектирования силовых шпангоутов [3] с полным определением вида детали. С использованием аналитических и экспериментальных подходов исследованы режимы разрушения и потери устойчивости цилиндрических фюзеляжей с разными конфигурациями обшивки и ребер жесткости [4] из ПКМ при различных условиях нагружения [5]. Для определения конфигурации силового набора и основных элементов из металломатричных [6] и полимерных [7] КМ применены методы топологической оптимизации [8, 9].

С помощью топологической оптимизации получены периодические структуры [10], близкие по конфигурации к конструктивно-силовым схемам (КСС) с сетчатым силовым набором, подкрепляющим обшивку [11]. Такие анизогридные конструкции, давно успешно применяемые в ракетной технике, в настоящее время начинают осваивать и в самолетостроении.

Разработаны алгоритмы расчета и оптимизации числа, формы, геометрических параметров регулярной [12] и нерегулярной [13] реберной структуры. Рассмотрены вопросы влияния взаимного расположения спиральных и кольцевых ребер на устойчивость всей конструкции [14].

Особый интерес в последнее десятилетие проявляется к ауксетикам (материалам с отрицательным коэффициентом Пуассона) и подобным структурам [15], позволяющим повысить несущую способность всего изделия [16], и к конструкциям с бионическим дизайном, разработанным с опорой на природные объекты. В частности, для фюзеляжа рассмотрены оболочечные структуры на основе бамбука [17].

Описанные конструкции, в том числе из ПКМ [18], можно изготовить с помощью развивающихся технологических методов, например, аддитивных технологий. В этой области разработаны методы экструзии непрерывных углеродных волокон с полимерной смолой [19] для цилиндрических оболочек методом послойной укладки с учетом получаемых свойств материала [20].

На основе изложенного, разработка элементов БПЛА, в частности фюзеляжа, с учетом снижения массы без потери несущей способности [21] с применением передовых направлений исследований является актуальной задачей.

Цель работы — снижение массы фюзеляжа при обеспечении прочности конструкции применением перспективной силовой схемы.

Исходные данные. В качестве объекта исследования выбрана центральная секция *I* фюзеляжа БПЛА самолетного типа, расположенная за крылом (рис. 1).

Основные характеристики рассматриваемого БПЛА

Длина, м	8
Размах крыльев, м	14
Высота, м	2,5
Скорость, км/ч:	
максимальная	250
крейсерская	200
Длина центральной секции, м	3,5
Диаметр фюзеляжа, м	0,8

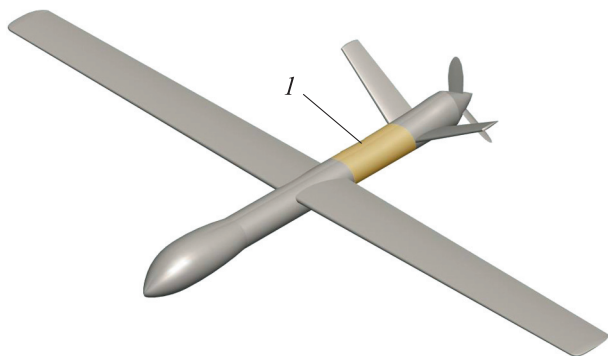


Рис. 1. Внешний облик БПЛА

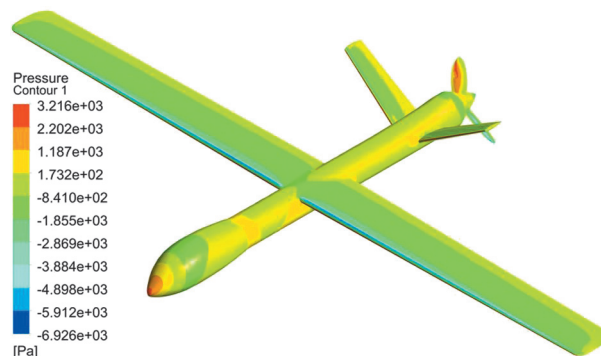


Рис. 2. Распределение аэродинамического давления по поверхности БПЛА, Па

В качестве основного конструкционного материала использован углепластик на основе углеродных волокон и эпоксидного связующего, обладающий высокими удельными свойствами.

Физико-механические характеристики углепластика

Модуль упругости, ГПа, вдоль оси:

X (вдоль основы)	48,57
Y (вдоль утка)	48,57
Z (перпендикулярно плоскости укладки слоя)	4,00

Модуль упругости при сдвиге в плоскости

X _Y /X _Z /Y _Z , ГПа	28,9/3,5/3,5
--	--------------

Коэффициент Пуассона в плоскости

X _Y /X _Z /Y _Z	0,44/0,31/0,31
--	----------------

Предел прочности при растяжении (сжатии)

вдоль оси X/Y/Z, МПа	483 (507)/483 (507)/32 (35)
------------------------------	-----------------------------

Предел прочности при сдвиге в плоскости

X _Y /Y _Z /X _Z , МПа	262/112/112
--	-------------

Методика выбора и оптимизации КСС фюзеляжа. На первом этапе работы определены нагрузки на БПЛА. Выбраны основные типовые режимы полета и рассчитаны соответствующие им нагрузки согласно авиационным правилам.

На втором этапе разработаны несколько принципиальных КСС фюзеляжа и проведен расчет напряженно-деформированного состояния для рассмотренных режимов полета (для максимального случая нагружения) с последующим выбором рациональной схемы.

На третьем этапе выполнена оптимизация выбранной конструкции по критериям минимальной массы и максимальной несущей способности.

Определение нагрузок на БПЛА. Расчет нагрузок проведен для маневра (поворота) на высоте 1000 м со скоростью 200 км/ч.

Аэродинамические нагрузки определены с помощью программного комплекса ANSYS в модуле CFX (рис. 2) [22]. Построена нерегулярная сетка конечных объемов с дискретизацией на поверхности БПЛА. Общее количество элементов составило около 9 млн.

Расчет конструкции выполнен с учетом собственного веса агрегата и массы полезной нагрузки, равной 30 кг.

Выбор КСС фюзеляжа. Рассмотрены восемь конструкций закрыльевой секции фюзеляжа:

- А — классическая КСС со шпангоутами и стрингерами;
- Б — КСС с силовыми балками и стрингерами;
- В — КСС с наклонными шпангоутами и прямыми стрингерами;
- Г — КСС с сетчатыми цилиндрическими шпангоутами;
- Д и Е — ауксетические КСС;
- Ж и И — биоподобные КСС.

КСС фюзеляжа типа А (рис. 3, а, б) — классическая схема с четырьмя двутавровыми кольцевыми шпангоутами и двенадцатью прямыми стрингерами Z-образного сечения. Толщина шпангоута составляет 5 мм, высота — 25 мм, толщина стрингера — 2 мм, высота — 15 мм, толщина обшивки — 1,5 мм. Эту схему широко используют во многих летательных аппаратах.

КСС фюзеляжа типа Б (рис. 3, в, г) отличается от классической КСС наличием четырех силовых балок таврового сечения, расположенных по сечению фюзеляжа с шагом 45°. Толщина стенки лонжерона составляет 4 мм, высота — 20 мм. Между лонжеронами равномерно расположены 12 стрингеров двутаврового сечения со стенкой толщиной 1,5 мм, высотой 15 мм.

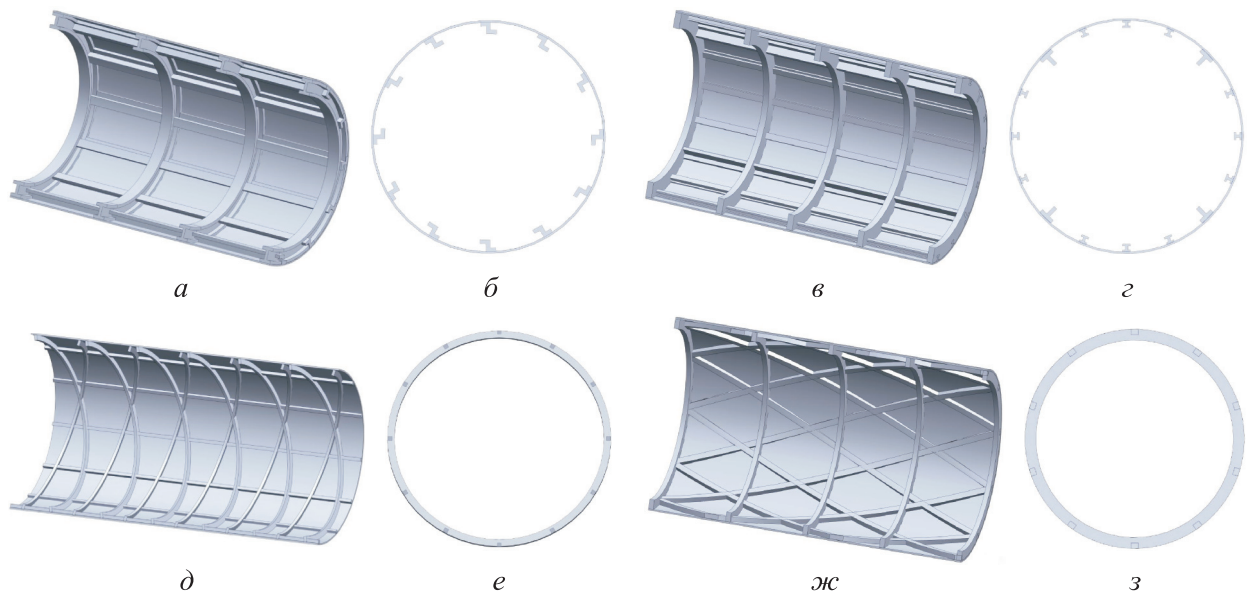


Рис. 3. Геометрические модели КСС фюзеляжа типов А (а, б), Б (в, г), В (д, е) и Г (ж, з):
а, в, д, ж — сечение плоскостью симметрии; б, г, е, з — сечение фюзеляжа

Количество шпангоутов равно пяти. Толщина стенки — 3 мм, высота — 25 мм, толщина обшивки — 1,5 мм. Балочные конструкции КСС менее распространены вследствие излишней массы основных силовых лонжеронов.

КСС фюзеляжа типа В (рис. 3, д, е) является промежуточной между классической и сетчатой конструкциями. Шесть шпангоутов представляют собой двойные стенки, наклоненные на 15° относительно вертикали, с толщиной 2 мм, высотой 25 мм. Двенадцать стрингеров квадратного сечения имеют толщину стенки 1 мм и высоту 10 мм. Наклон шпангоутов позволяет уменьшить шаг поперечных силовых элементов, что должно положительно сказаться на прочности и жесткости конструкции.

КСС фюзеляжа типа Г (рис. 3, ж, з) основана на анизотридных структурах. Пять шпангоутов высотой 25 мм с толщиной стенки 3 мм подкреплены стрингерами, равномерно расположенными с шагом 0,25 м. Десять стрингеров направлены по ходу часовой стрелки и десять стрингеров — против ее хода. Высота стрингера — 15 мм, форма сечения — квадрат. Основным достоинством такой структуры является укладка цельных углеродных нитей вдоль всего каркаса, что в полной мере позволяет реализовать потенциал ПКМ [23].

КСС фюзеляжа типов Д и Е (рис. 4, а, г) выполнены на основе обратных шестигранников. КСС типа Д (рис. 4, б) ориентирована прямой гранью вдоль осей шпангоутов, КСС типа Е

(рис. 4, д) — поперек осей шпангоутов (параллельно стрингерам) с дополнительным соединительным элементом. Из шестигранников набраны кольцевые представительные силовые элементы (рис. 4, в, е), количество которых для секции фюзеляжа составляет десять. Распределение элементов по всей площади обшивки и свойства ауксетиков должны повысить сопротивление конструкции внешним нагрузкам и ударным воздействиям.

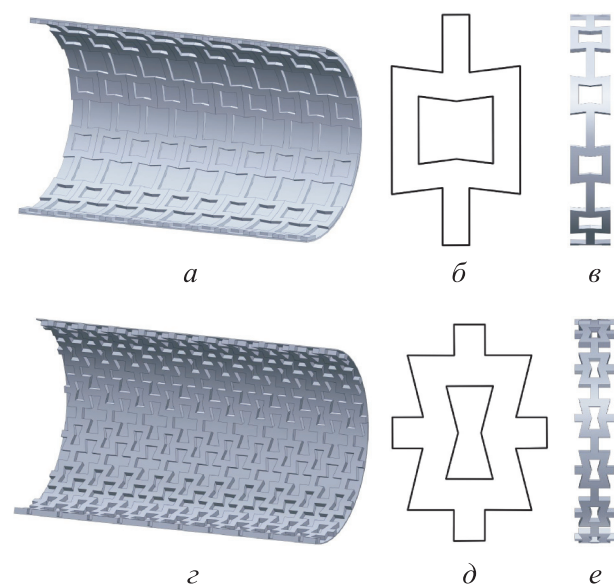


Рис. 4. Геометрические модели КСС фюзеляжа типов Д (а–в) и Е (г–е):
а, г — сечение плоскостью симметрии; б, д — обратный шестигранник; в, е — представительный силовой элемент

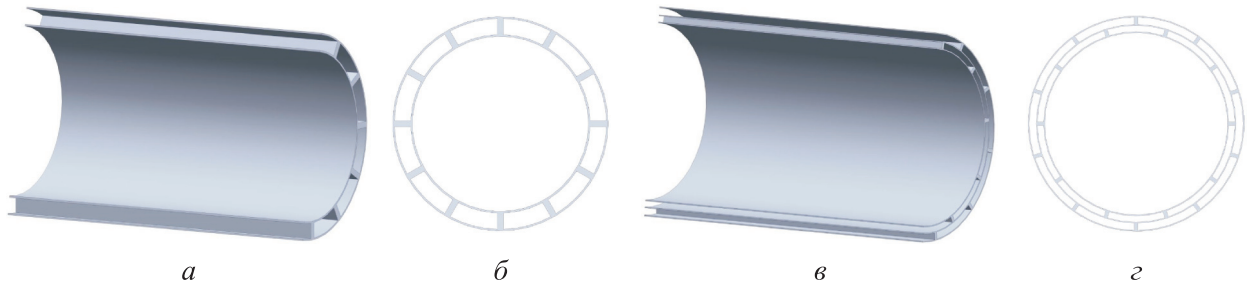


Рис. 5. Геометрические модели КСС фюзеляжа типов Ж (а, б) и И (в, з): а, в — сечение плоскостью симметрии; б, з — сечение фюзеляжа

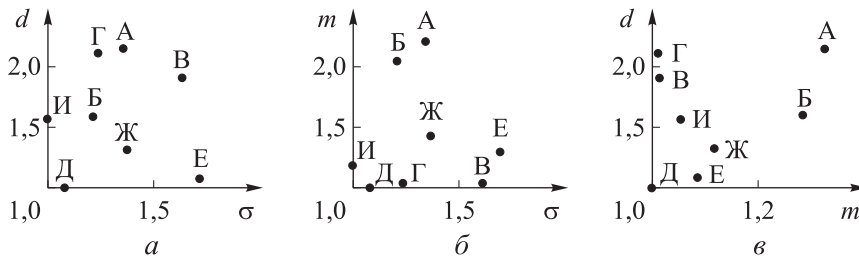


Рис. 6. Распределения типов КСС фюзеляжа по параметрам: а — напряжениям σ и перемещениям d ; б — напряжениям σ и массе m ; в — массе m и напряжениям σ

КСС фюзеляжа типов Ж и И (рис. 5, а, в) выполнены на основе структуры бамбука с двойной и тройной оболочкой, подкрепленной перемычками толщиной 1,5 мм. В конструкции типа Ж (рис. 5, б) расстояние между обшивками составляет 80 мм (10 % диаметра фюзеляжа), в КСС типа И (рис. 5, з) — 40 мм. Такие конструкции можно использовать для повышения живучести и защиты БПЛА и груза.

В результате расчета напряженно-деформированного состояния восьми различных КСС фюзеляжей под действием эксплуатационной нагрузки получены и проанализированы значения массы, перемещений и напряжений в относительных единицах (рис. 6).

Видно, что самыми близкими к началу координат (где должен располагаться наилучший

гипотетический вариант) в зависимости от рассматриваемых величин являются ауксетические, биоподобные и сетчатые конструкции фюзеляжа. Различие по массе между всеми типами КСС (максимум и минимум) достигает 35 %. Напряжения σ не превышают предел прочности, коэффициент запаса в некоторых случаях больше 2,5 (но различие между типами КСС невелико), что свидетельствует о необходимости и возможности оптимизации каждого варианта. Рассмотренные варианты формировались в первом приближении, исходя из принципиальной схемы.

Параметры силового элемента

Вариант КСС	w, мм	x, мм	y, мм	z, мм	h, мм	Толщина, мм	Количество в ряду, шт.
1	40	160	100	20	100	10	12
2	45	170	110	22	100	11	11
3	50	180	120	18	100	12	11
4	55	190	130	16	100	13	10
5	60	200	140	20	100	14	10
6	40	150	90	18	100	15	13
7	45	180	100	21	100	10,5	10
8	50	170	120	18	100	11,5	11
9	55	200	140	22	100	12,5	10
10	45	180	130	20	100	13,5	11

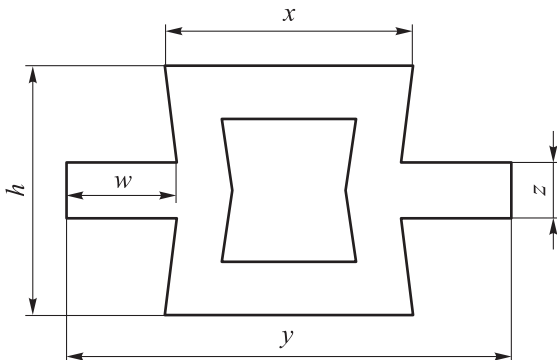


Рис. 7. Схема обратного шестигранника с варьируемыми параметрами

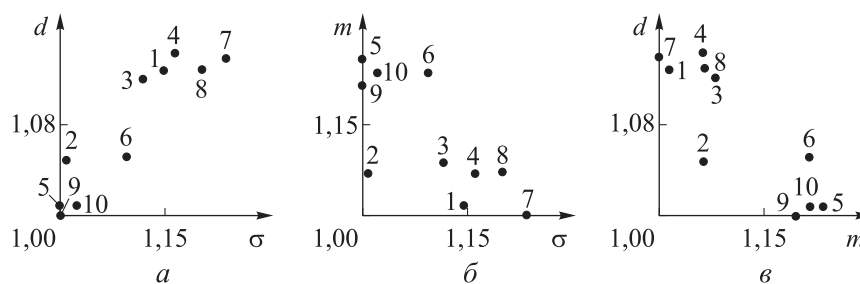


Рис. 8. Распределения вариантов КСС по параметрам:
 а — напряжениям σ и перемещениям d ; б — напряжениям σ и массе m ; в — массе m и перемещениям d

Установлено, что рациональной по указанным параметрам является ауксетическая конструкция типа Д (шестигранник ориентирован прямой гранью вдоль осей шпангоутов) как наиболее приближенная точка к началу координат (идеальному центру).

Оптимизация геометрии КСС. Для выбранной КСС фюзеляжа типа Д (рис. 7) с помощью параметрической оптимизации определены характеристические размеры силового элемента (см. таблицу).

Для указанных вариантов КСС проведен прочностной расчет под действием тех же эксплуатационных нагрузок. Выбор оптимального варианта выполнен по массе, прогибу и максимальным напряжениям в относительных единицах (рис. 8). Для рассмотренных вариантов

значения перемещений, массы и напряжений довольно близки в абсолютных величинах, различия составляют до 15 %. Наилучшим является вариант 7 с массой 26,95 кг.

Выводы

1. По результатам расчетно-теоретических исследований предложена новая оригинальная КСС фюзеляжа ауксетического типа, для которой подобраны оптимальные параметры, позволяющие снизить массу конструкции по сравнению с классической на 25,6 %.

2. Полученные результаты будут учтены и использованы при дальнейших комплексных исследованиях перспективных КСС фюзеляжа из ПКМ на основе параметрического моделирования.

Литература

- [1] Павлов М.С., Каравацкий А.К., Костюшин К.В. и др. Оптимальное проектирование корпуса беспилотного летательного аппарата. *Вестник Томского государственного университета. Математика и механика*, 2021, № 73, с. 71–80, doi: <https://doi.org/10.17223/19988621/73/7>
- [2] Reznik S.V., Esetbatyrovich A.S. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020012, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036561>
- [3] Tun L.H., Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of polymer composite load bearing elements of rear part of aircraft fuselage structure. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020008, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0035742>
- [4] Clint J., Kumar S., Shaik N. Buckling analysis on aircraft fuselage structure skin. *IJIIRD*, 2014, vol. 2, no. 4, pp. 3461–3474.
- [5] Zheleznov L.P., Sereznov A.N. Nonlinear deformation and stability of the aircraft fuselage composite section under pure bending. *Russ. Aeronaut.*, 2021, vol. 64, no 3, pp. 385–393, doi: <https://doi.org/10.3103/S106879982103003X>
- [6] Промахов В.В., Жуков А.С., Зиатдинов М.Х. и др. Получение металломатричных композиционных материалов с применением аддитивной технологии прямого лазерного выращивания. *Аддитивные технологии: настоящее и будущее*. Москва, ВИАМ, 2019, с. 317–335.
- [7] Тун Лин Хтет. Анализ расчетных случаев нагружения фюзеляжа самолета и топологическая оптимизация его силового набора. *Сб. тез. XLIV Академических чтений по космонавтике*. Т. 1. Москва, изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, с. 142–144.

- [8] Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2016, no. 23, no. 4, pp. 595–622, <https://doi.org/10.1007/s11831-015-9151-2>
- [9] Барановски С.В., Михайловский К.В. Оптимизация основных геометрических характеристик силовых элементов крыла из полимерных композиционных материалов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2019, т. 50, № 3, с. 87–99.
- [10] Юргенсон С.А., Ломакин Е.В., Федулов Б.Н. и др. Конструкционные элементы на основе метаматериалов. *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*, 2020, № 4, с. 211–219, doi: <https://doi.org/10.15593/perm.mech/2020.4.18>
- [11] Склезнев А.А., Червяков А.А., Агапов И.Г. Решение задачи оптимизации в целях проектирования сетчатой структуры из полимерных композиционных материалов с наружной обшивкой. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2022, т. 25, № 4, с. 70–82, doi: <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-4-70-82>
- [12] Ковальчук Л.М., Бурнышева Т.В. Исследование напряженного состояния и оценка устойчивости анизотропной цилиндрической оболочки при изменении параметров реберной структуры при статическом нагружении. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2022, т. 23, № 1, с. 81–92.
- [13] Бурнышева Т.В., Штейнбрехер О.А. Параметрическая оптимизация анизотропных оболочек нерегулярной структуры. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, № 8, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-8-1910>
- [14] Азаров А.В., Разин А.Ф. Местная устойчивость ребер композитных сетчатых конструкций. *Конструкции из композиционных материалов*, 2021, № 2, с. 3–8.
- [15] Петрова Т.Е. Ауксетики: материалы с «обратными» свойствами. В: *Вузовская наука в современных условиях*. Ч. 2. Ульяновск, УГТУ, 2022, с. 41–44.
- [16] Ерофеев В.И., Павлов И.С. Механика и акустика метаматериалов: математическое моделирование, экспериментальные исследования, перспективы применения в машиностроении. *Проблемы прочности и пластичности*, 2021, т. 83, № 4, с. 391–414, doi: <https://doi.org/10.32326/1814-9146-2021-83-4-391-414>
- [17] Tan T., Soboyejo W. Bamboo-inspired materials and structures. In: *Bioinspired structures and design*. Cambridge, Cambridge University Press, 2020, pp. 89–110, doi: <https://doi.org/10.1017/9781139058995.005>
- [18] Гузева Т.А., Малышева Г.В. Особенности разработки конструкторско-технологических решений при проектировании деталей из полимеров и композитов. *Технология металлов*, 2022, № 4, с. 35–41.
- [19] Fedulov B., Fedorenko A., Khaziev A. et al. Optimization of parts manufactured using continuous fiber three-dimensional printing technology. *Compos. B. Eng.*, 2021, vol. 227, art. 109406, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2021.109406>
- [20] Fernandez F., Lewicki J.P., Tortorelli D.A. Optimal toolpath design of additive manufactured composite cylindrical structures. *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, 2021, vol. 376, art. 113673, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cma.2021.113673>
- [21] Baranovski S.V., Mikhailovskiy K.V. Ultralight structurally optimized carbon fibre reinforced polymer composite wing designing based on parametric modelling and topology optimization. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2021, vol. 1060, art. 012013, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1060/1/012013>
- [22] Михайловский К.В., Барановски С.В. Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учетом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 5, с. 15–28, doi: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-5-15-28>
- [23] Барановски С.В., Михайловский К.В. Структурно-оптимизированная конструкция крыла из полимерных композиционных материалов. Часть 2. Направленная укладка волокон в слое. *Ученые записки ЦАГИ*, 2020, т. 51, № 3, с. 67–77.

References

- [1] Pavlov M.S., Karavatskiy A.K., Kostyushin K.V. et al. Design optimization for an unmanned drone frame. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika*

- [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics], 2021, no. 73, pp. 71–80, doi: <https://doi.org/10.17223/19988621/73/7> (in Russ.).
- [2] Reznik S.V., Esetbatyrovich A.S. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020012, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036561>
- [3] Tun L.H., Prosuntsov P.V. Parametric and topology optimization of polymer composite load bearing elements of rear part of aircraft fuselage structure. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020008, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0035742>
- [4] Clint J., Kumar S., Shaik N. Buckling analysis on aircraft fuselage structure skin. *IJIERD*, 2014, vol. 2, no. 4, pp. 3461–3474.
- [5] Zheleznov L.P., Sereznov A.N. Nonlinear deformation and stability of the aircraft fuselage composite section under pure bending. *Russ. Aeronaut.*, 2021, vol. 64, no 3, pp. 385–393, doi: <https://doi.org/10.3103/S106879982103003X>
- [6] Promakhov V.V., Zhukov A.S., Ziatdinov M.Kh. et al. [Production of metal matrix composites using additive direct laser growing technology]. *Additivnyye tekhnologii: nastoyashchee i budushchee* [Additive Technologies: Present and Future]. Moscow, VIAM Publ., 2019, pp. 317–335. (In Russ.).
- [7] Tun Lin Khtet. [Topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure]. *Sb. tez. XLIV Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike*. T. 1 [Abs. XLIV Academic Reading on Cosmonautics. Vol. 1]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2020, pp. 142–144. (In Russ.).
- [8] Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2016, no. 23, no. 4, pp. 595–622, <https://doi.org/10.1007/s11831-015-9151-2>
- [9] Baranovski S.V., Mikhaylovskiy K.V. Topology optimization of polymer composite wing load-bearing element geometry. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2019, vol. 50, no. 3, pp. 87–99. (In Russ.). (Eng. version: *TsAGI Sci. J.*, 2019, vol. 50, no. 3, pp. 325–339, doi: <https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2019031136>)
- [10] Yurgenson S.A., Lomakin E.V., Fedulov B.N. et al. Structural elements based on the metamaterials. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Mekhanika* [PNRPU Mechanics Bulletin], 2020, no. 4, pp. 211–219, doi: <https://doi.org/10.15593/perm.mech/2020.4.18> (in Russ.).
- [11] Skleznev A.A., Chervyakov A.A., Agapov I.G. Solution of the optimization problem for the purpose of designing a lattice polymer composite structure with the outer skin. *Nauchnyy vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies], 2022, vol. 25, no. 4, pp. 70–82, doi: <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-4-70-82> (in Russ.).
- [12] Kovalchuk L.M., Burnysheva T.V. Investigation of the stress state and assessment of the stability of an anisogrid cylindrical shell when changing the parameters of the rib structure under static loading. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal* [Siberian Aerospace Journal], 2022, vol. 23, no. 1, pp. 81–92. (In Russ.).
- [13] Burnysheva T.V., Shteynbrekher O.A. Parametric optimization of anisogrid shells of irregular structure. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2019, no. 8, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-8-1910> (in Russ.).
- [14] Azarov A.V., Razin A.F. Local buckling of ribs of lattice composite structures. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov* [Composite Materials Constructions], 2021, no. 2, pp. 3–8. (In Russ.).
- [15] Petrova T.E. Auksetiki: materialy s «obratnymi» svoystvami [Auxetics: materials with "inverse" properties]. *Vuzovskaya nauka v sovremennykh usloviyakh*. Ch. 2 [Higher education science in modern conditions. P. 2]. Ulyanovsk, UGTU Publ., 2022, pp. 41–44. (In Russ.).
- [16] Erofeev V.I., Pavlov I.S. Mechanics and acoustics of metamaterials: mathematical modeling, experimental research, prospects for application in mechanical engineering. *Problemy prochnosti i plastichnosti* [Problems of Strength and Plasticity], 2021, vol. 83, no. 4, pp. 391–414, doi: <https://doi.org/10.32326/1814-9146-2021-83-4-391-414> (in Russ.).
- [17] Tan T., Soboyejo W. Bamboo-inspired materials and structures. In: *Bioinspired structures and design*. Cambridge, Cambridge University Press, 2020, pp. 89–110, doi: <https://doi.org/10.1017/9781139058995.005>

- [18] Guzeva T.A., Malysheva G.V. Features of development of design-and-technological solutions during design of parts made of polymers and composites. *Tekhnologiya metallov* [Technology of Metals], 2022, no. 4, pp. 35–41. (In Russ.).
- [19] Fedulov B., Fedorenko A., Khaziev A. et al. Optimization of parts manufactured using continuous fiber three-dimensional printing technology. *Compos. B. Eng.*, 2021, vol. 227, art. 109406, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2021.109406>
- [20] Fernandez F., Lewicki J.P., Tortorelli D.A. Optimal toolpath design of additive manufactured composite cylindrical structures. *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, 2021, vol. 376, art. 113673, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cma.2021.113673>
- [21] Baranovski S.V., Mikhailovskiy K.V. Ultralight structurally optimized carbon fibre reinforced polymer composite wing designing based on parametric modelling and topology optimization. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2021, vol. 1060, art. 012013, doi: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1060/1/012013>
- [22] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. Determining aerodynamic loads affecting an aircraft wing during parametric modelling taking the main airliner components into account. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2018, no. 5, pp. 15–28, doi: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-5-15-28> (in Russ.).
- [23] Baranovski S.V., Mikhaylovskiy K.V. Structurally optimized polymer composite wing design. Part 2. Tow-steered composite. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2020, vol. 51, no. 3, pp. 67–77. (In Russ.). (Eng. version: *TsAGI Sci. J.*, 2020, vol. 51, no. 3, pp. 305–315, doi: <https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2020036204>)

Статья поступила в редакцию 28.10.2022

Информация об авторах

БАРАНОВСКИ Сергей Владиславович — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: serg1750@mail.ru).

КХАЙН Пхью Зо — стажер-практикант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: khaingphyo.1995.kp@gmail.com).

Information about the authors

BARANOVSKI Sergey Vladislavovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: serg1750@mail.ru).

KHAING Phyo Zaw — Trainee, Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: khaingphyo.1995.kp@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Барановски С.В., Кхайн Пхью Зо. Выбор и оптимизация перспективной конструктивно-силовой схемы фюзеляжа из полимерных композиционных материалов беспилотного летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 3, с. 101–109, doi: [10.18698/0536-1044-2023-3-101-109](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-3-101-109)

Please cite this article in English as:

Baranovski S.V., Khaing Phyo Zaw. Selection and Optimization of a Promising Structural Power Scheme for the Unmanned Aerial Vehicle Fuselage Made of Polymer Composite Materials. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 3, pp. 101–109, doi: [10.18698/0536-1044-2023-3-101-109](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-3-101-109)