

## ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ БИОПОДОБНЫХ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫХ СХЕМ КРЫЛА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

С.В. Барановски

sbaranovski@bmstu.ru

Т.З. Мьюу

myohtetzin7147@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

Повышение характеристик летательного аппарата возможно не только благодаря улучшению его аэродинамических показателей и разработке новых компоновок, но и оптимизации силового каркаса. В частности, улучшить удельные характеристики планера можно, применяя новые передовые полимерные композиционные материалы, а также разрабатывая и используя принципиально новые конструктивно-силовые схемы. К таким схемам относятся перспективные биоподобные конструкции. Развивающиеся технологии производства могут обеспечить изготовление таких конструкций. Рассмотрены перспективные варианты конструктивно-силовых схем классического и биоподобного типов, позволяющие уменьшить массу, не снижая прочностные показатели. Разработаны семь схем классической компоновки с прямо- и криволинейными силовыми элементами, явно выраженными лонжеронами, нервюрами, стенками, а также семь схем, направление установки и форма элементов которых основаны на форме крыльев насекомых, при этом по результатам предварительных расчетов учтены действующие нагрузки и распределения напряжений. Преимущество крыльев биоподобного типа по сравнению с классическими составляет ~ 32 % по массе. Работа является начальным этапом в области перспективных конструктивно-силовых схем. Полученные результаты позволят смоделировать сложную структуру крыльев

### Ключевые слова

*Крыло, конструктивно-силовая схема, лонжерон, нервюра, биоподобная конструкция, углепластик*

Поступила 12.10.2022

Принята 31.10.2022

© Автор(ы), 2023

---

**Введение.** Развитие авиационной техники долгое время осуществлялось за счет формирования компоновочных схем и формы самолетов с улучшением аэродинамических показателей. Улучшение характеристик силового

каркаса летательного аппарата достигается благодаря применению устоявшихся эффективных конструкций, состоящих из продольных и поперечных силовых элементов [1, 2], а также в результате оптимизации уже имеющихся решений по числу элементов, толщине, форме сечения, различным материалам, в том числе композиционным [3], и аспектам проектирования [4]. Кроме того, ограничение на модернизацию принципиальных силовых схем накладывают развивающиеся в последнее время аддитивные технологии, позволяющие изготавливать новые, недоступные ранее объекты [5].

Основным агрегатом летательного аппарата является крыло, к конструкции которого предъявляются жесткие требования по прочности, ресурсу и надежности. Большинство исследовательских работ направлено на оптимизацию классических конструкций с учетом многокритериальности задачи [6], формирования комплексных алгоритмов расчета прочности по нескольким параметрам [7]. Однако начинают развиваться перспективные направления по междисциплинарному проектированию [8], основанные на методах топологической оптимизации (ТО) [9, 10] и биоподобных конструкциях (природных структурах), в частности, крыльев насекомых [11].

Формируются подходы к созданию периодических структур на основе ТО для элементов конструкций [12]. С учетом особенностей полимерных композиционных материалов (ПКМ) предлагаются принципиально новые сетчатые схемы, позволяющие уменьшить массу [13], а также структурно-оптимизированные криволинейные элементы [14], расположение, форма и направление которых выбираются в зависимости от действия внешних сил и распределения напряжений в конструкции [15]. Особенность этого подхода заключается в схеме параметризации элементов жесткости, заимствованной из природы, что позволяет моделировать широкий спектр структур, используя ограниченное число параметров для достижения минимальной массы [16]. Для этого разрабатываются методики расчета и оптимизации, например, на основе многоуровневой численной оптимизации с помощью градиентных методов для структуры материала и конфигурации конструктивно-силовой схемы (КСС) одновременно [17], при этом учитываются ограничения по аэроупругости и критической скорости образования флаттера [18]. Такие конструкции уже изготавливаются с помощью аддитивных технологий [19] на уровне демонстраторов [20]. Из указанного выше следует, что разработка КСС крыла из ПКМ с использованием перспективных схем является актуальной задачей.

*Цель настоящей работы* — уменьшение массы крыла за счет применения криволинейных силовых элементов при обеспечении прочностных характеристик и максимальной несущей способности.

**Исходные данные.** Рассмотрены различные КСС крыла со следующими параметрами: размах крыла 80 м, ширина корневой и концевой хорд 17,67 и 3,98 м, угол стреловидности  $33,5^\circ$ , площадь крыла  $760,19 \text{ м}^2$ , аэродинамические профили NASA SC(2)–0610 (корневой) и NASA SC(2)–0606 (концевой).

В качестве нагрузок на конструкцию крыла приняты собственная масса элементов каркаса и аэродинамические силы от набегающего потока.

Аэродинамические силы предварительно рассчитаны для нескольких режимов полета и маневров [21]. За основной расчетный случай принят следующий маневр — поворот на  $40^\circ$  со скоростью 165 м/с и радиусом 180 м на высоте 5000 м, точность расчетов  $10^{-4}$ . Нагрузки рассчитывали методом конечных объемов в программном комплексе Ansys с помощью модуля CFX. Для воздушной среды размером  $80 \times 60 \times 40$  м, обтекающей крыло, построена нерегулярная тетраэдрическая сетка с дискретизацией у поверхности крыла и десятью пограничными слоями из призматических ячеек с общим числом элементов 3,5 млн. Во всем объеме использовалось условие свободного течения с моделью турбулентности  $k-\epsilon$ , а на крыле применялось условие отсутствия скольжения потока. На фронтальной поверхности воздушной среды заданы параметры входного потока, соответствующие режиму полета и параметрам стандартной атмосферы для высоты в соответствии с ГОСТ 4401–81<sup>1</sup>. Корневая часть крыла совпадала с границей воздушной среды, на которой задано условие симметрии.

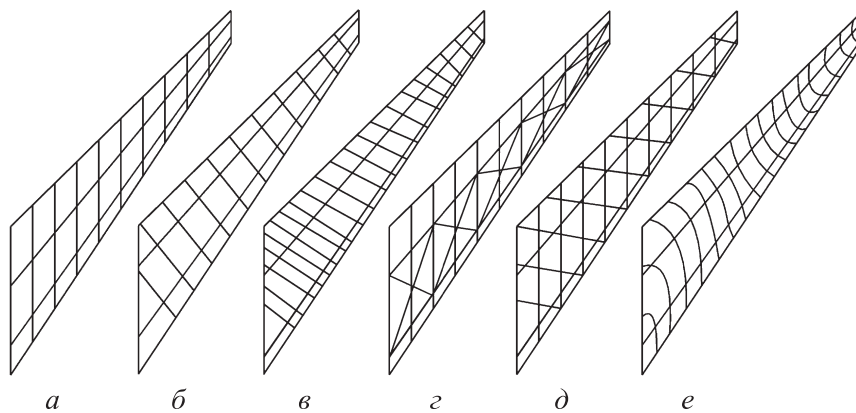
При расчетах не учитывались элементы механизации крыла, закрылки, предкрылки, элероны и воздушный тормоз. Основными конструкционными материалами приняты угле- и стеклопластики на основе однопослойных лент, характеристики которых приведены ниже.

#### Физико-механические характеристики используемых материалов

	Стеклопластик	Углепластик
Плотность, кг/м <sup>3</sup> .....	2000	1550
Модуль упругости, ГПа:		
волокна (вдоль/поперек) .....	37,2/26	50,6/35,4
при сдвиге .....	21,7	29,7
Предел прочности, МПа:		
при растяжении волокна (вдоль/поперек) .....	352,6/49	483/67
при сжатии волокна (вдоль/поперек) .....	202/78	297/107
при сдвиге в плоскости .....	191	262

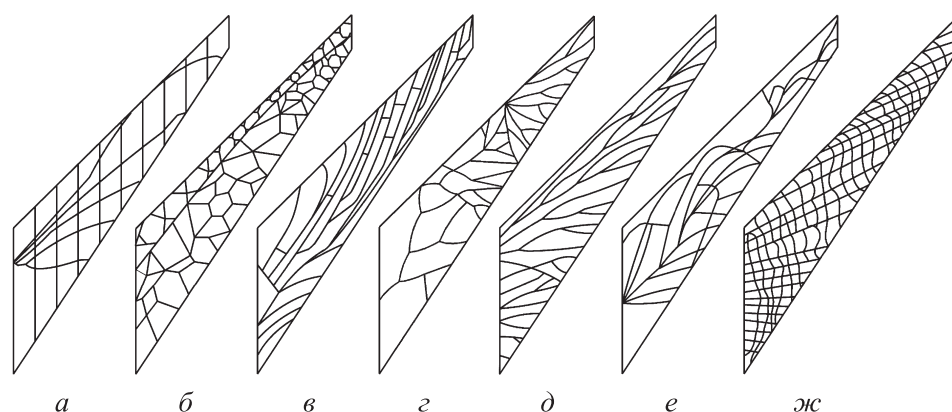
<sup>1</sup> ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. Изм. № 1. М., Изд-во стандартов, 2004.

Рассмотрим КСС классического типа, т. е. схему классической компоновки с прямо- и криволинейными силовыми элементами, с явно выраженными лонжеронами, нервюрами, стенками (рис. 1). Вариант 1 (рис. 1, а) — это классическая двухлонжеронная КСС с 11 нервюрами толщиной 4 мм, с обшивками толщиной 7 и 3 мм (здесь и далее последовательно указаны значения в корневой и концевой частях крыла с изменением толщины на расстоянии 0,5 длины крыла), лонжеронами толщиной 15 и 7 мм. Вариант 2 отличается от варианта 1 только введением в КСС облегченных нервюр (по анализу ТО) [22] с дополнительной компенсацией толщины стенок 6 мм в некоторых местах. В вариантах 3 и 4 (рис. 1, б, в) изменено направление установки нервюр — они установлены перпендикулярно переднему лонжерону, их толщина уменьшена до 3 и 2 мм по сравнению с предыдущими вариантами. Вариант 5 (рис. 1, г) — в КСС классического типа введены подкрепляющие стенки по типу «расчалок» толщиной 1,5 мм, нервюры толщиной 2,5 мм. Вариант 6 (рис. 1, д) — сетчатая схема расстановки нервюр толщиной 2 мм, в варианте 7 (рис. 1, е) криволинейные нервюры толщиной 3,5 мм установлены в соответствии с действующими силами, такую КСС можно считать биоподобной.



**Рис. 1.** Модели КСС классического типа с двумя лонжеронами и облегченными нервюрами (а); с нервюрами, перпендикулярными переднему лонжерону (б, в); с подкрепляющими стенками (г); с ферменными нервюрами и двумя лонжеронами (д); с криволинейными нервюрами (е)

Рассмотрим КСС биоподобного типа (рис. 2), т. е. силовые схемы (обозначим их как варианты А–Ж), направление установки и форма элементов которых основаны на форме крыльев насекомых [23]. В рассматриваемых вариантах расположение элементов выбрано с учетом действия сил и распределения напряжений по результатам предварительных



**Рис. 2.** Модели КСС биоподобного типа на основе формы крыльев насекомых из отрядов Двукрылые (а); Сетчатокрылые (б); Перепончатокрылые (в); Веснянки (г); Стрекозы (д); Полужесткокрылые (е); Прямокрылые (ж)

расчетов. Вариант А (рис. 2, а) — это КСС, основанная на форме крыльев насекомых из отряда Двукрылые, но ввиду особенностей строения дополнительно введены поперечные силовые нервюры толщиной 2,5 мм, как и остальные элементы. Вариант Б (рис. 2, б) построен с учетом формы крыльев насекомых отряда Сетчатокрылые, отличающихся ячеистой структурой и ломаными дробными подкрепляющими стенками, охватывающими всю площадь крыла, толщина элементов составляла 4 и 2 мм. Основой КСС варианта В (рис. 2, в) послужила форма крыльев насекомых из отряда Перепончатокрылые. В такой КСС криволинейные стенки направлены от бортового сечения к концевому и загибаются к хвостовой части. Условно продольные элементы подкреплены соединительными стенками-перемычками толщиной 2...5 мм. Вариант Г (рис. 2, г) выполнен с учетом формы крыльев насекомых из отряда Веснянки. Элементы имеют большую длину и размер ячейки по сравнению с вариантом В, но также охватывают всю площадь крыла. Направление установки изменяется от продольного к поперечному, толщина — от 4 до 2 мм. Вариант Д (рис. 2, д) — это КСС, базирующаяся на форме крыльев насекомых из отряда Стрекозы. Элементы направлены продольно от корневого сечения к концевому и с изгибом в сторону носовой части. Элементы расположены равномерно, толщина элементов изменяется от 4 до 2 мм. Такой вариант имеет явно выраженную дендритную структуру, получаемую для крыльев в рамках ТО. Вариант Е (рис. 2, е) основан на форме крыльев насекомых из отряда Полужесткокрылые и состоит из криво- и прямолинейных силовых элементов различной длины, толщина элементов изменяется от 4 до 2 мм. В варианте Ж (рис. 2, ж) расположение

элементов КСС основано на форме крыльев насекомых из отряда Прямокрылые и представляет собой сетчатую структуру из криволинейных стенок с мелкой ячейкой, дополненной прямолинейными усилениями, толщина элементов изменяется от 2 до 1 мм.

Предложенные варианты А–Ж КСС сформированы в результате анализа более десятков фотографий крыльев насекомых каждого отряда с выявлением характерных особенностей строения, направления, формы и структуры.

Расчет напряженно-деформированного состояния проведен в программном комплексе Ansys с помощью метода конечных элементов (КЭ). Элементы КСС моделировались плоскими с последующим заданием толщины при расчете. Для каждой КСС построена сетка КЭ из треугольных и четырехугольных оболочечных элементов. На места контактов наложено условие жестких связей — непрерывность перемещений в узлах. Характерный размер КЭ выбирался итерационно, с погрешностью по перемещениям менее 1 %. Среднее число элементов и узлов в модели КСС составляло порядка 175 и 170 тыс. Для каждого силового элемента или группы элементов задавали систему координат, чтобы обеспечить ориентацию укладки ПКМ по основным осям ортотропии. Условно приняты направления — вдоль волокна (воспринимающее основное действие силы по размаху элемента) и поперек волокна (перпендикулярное размаху элемента).

**Результаты расчета.** Для двух описанных принципиальных типов силовых схем (по семь КСС) определено напряженно-деформированное состояние под действием сил. Проанализированы масса, прогиб, напряжения в конструкции. Результаты расчета КСС всех вариантов приведены в табл. 1 и 2.

Таблица 1

#### Результаты расчета КСС классического типа

Вариант	Масса, кг	Перемещение, мм	Максимальное напряжение, МПа
Стеклопластик			
1.1	870,11	298,58	210,02
1.2	744,04	295,45	237,94
1.3	719,17	196,00	224,64
1.4	915,47	88,00	189,86
1.5	1054,5	194,00	271,77
1.6	952,63	196,80	173,79

Окончание табл. 1

Вариант	Масса, кг	Перемещение, мм	Максимальное напряжение, МПа
Стеклопластик			
1.7	866,39	226,94	342,09
Углепластик			
2.1	674,34	228,15	255,73
2.2	604,24	248,35	255,73
2.3	557,35	153,84	239,10
2.4	709,49	72,10	182,51
2.5	817,26	152,46	281,45
2.6	738,29	152,37	169,23
2.7	671,46	179,85	409,83

Таблица 2

## Результаты расчета КСС биоподобного типа

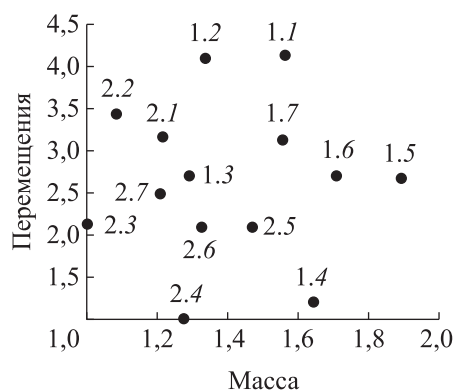
Вариант	Масса, кг	Перемещение, мм	Максимальное напряжение, МПа
Стеклопластик			
1.А	682,37	244,91	337,41
1.Б	783,25	237,42	320,99
1.В	763,18	254,69	306,35
1.Г	727,81	188,64	318,01
1.Д	756,88	82,31	348,40
1.Е	768,52	147,92	276,66
1.Ж	801,40	73,80	145,79
Углепластик			
2.А	528,84	187,13	449,29
2.Б	607,02	199,55	427,95
2.В	591,46	199,83	404,92
2.Г	564,05	154,52	406,72
2.Д	586,58	64,67	477,33
2.Е	595,60	114,51	360,11
2.Ж	621,09	58,48	238,81

Установлено, что для всех рассмотренных вариантов КСС классического и биоподобного типов максимальные напряжения не превышают предел прочности материала. Коэффициент запаса для КСС классического типа варьируется от 1,1 до 2 (стеклопластик) и от 1,15 до 2,5 (углепластик), что указывает на перетяжеленную конструкцию и возможности оптимизации каждого варианта. Отметим, что рассмотрено первое приближение

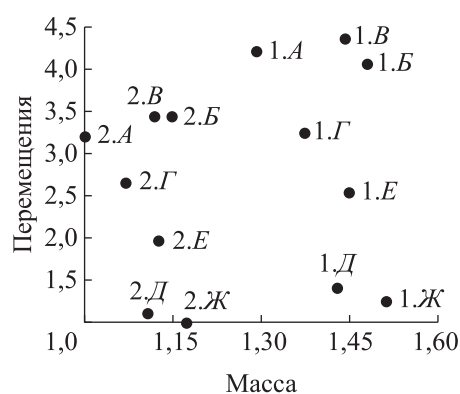


для выбора рациональной схемы. Для КСС биоподобного типа показаны значения коэффициентов запаса от 1,15 до 2,4 и от 1,03 до 1,9 для стеклопластика и углепластика. В результате анализа зон с максимальными напряжениями выявлена равномерная нагрузка силовых элементов без явных слабых зон. Максимальные значения возникают в местах стыков элементов, в дальнейшем требующих особого внимания, кроме того, их расположение в данных узлах может быть обусловлено погрешностью геометрической модели, сетки КЭ и введенными непреднамеренно концентраторами напряжений.

Ввиду удовлетворения критерия прочности рациональную схему для всех вариантов выбирали по массе и перемещениям в конструкции, распределение составлено в относительных единицах (рис. 3, 4).



**Рис. 3.** Распределение КСС классического типа по массе и перемещению в относительных единицах



**Рис. 4.** Распределение КСС биоподобного типа по массе и перемещению в относительных единицах

Группа КСС с цифровым показателем 1 (см. рис. 3), соответствующим стеклопластику, расположена далеко от начала координат и идеального центра (наилучший вариант). Данное распределение очевидно из-за большей плотности материала и может рассматриваться в более малых конструкциях в целях экономии финансовых затрат на материалы, обеспечения радиопрозрачности или сопротивления повреждениям и ударам. Наиболее приближенными к идеальному центру являются варианты 3 и 4 КСС из углепластика с цифровым показателем 2 — нервюры установлены перпендикулярно переднему лонжерону, а наиболее приближен с минимальным различием вариант 4 с 22 тонкостенными нервюрами. Его масса составляет 709,49 кг при максимальном перемещении концевой части 72,10 мм, что обусловлено жесткостью конструкции. Отметим, что оставшиеся варианты



КСС из углепластика практически равноудалены от идеального центра и являются равнозначными, но уступающими выбранной КСС в 1,5 раза, однако, учитывая коэффициенты запаса, возможна их оптимизация, что позволит приблизиться к требуемым показателям.

Конструктивно-силовые схемы биоподобного типа (см. рис. 4) имеют схожее расположение — варианты (цифровой показатель 2) КСС из стеклопластика расположены дальше от идеального центра. Число равнозначных вариантов (область Парето) равно четырем — КСС из углепластика (варианты А, Г, Д, Ж). Выбор проводился также по определению кратчайшего расстояния до начала координат. Оптимальным является вариант Д — КСС на основе формы крыльев насекомых из отряда Стрекозы массой 586,58 кг и с изгибом концевой части 64,67 мм. За дополнительный параметр выбора необходимо принять возможность изготовления КСС.

В результате проведенных расчетов получены две КСС классического и биоподобного типов, имеющие меньшие на 19 и 32 % массы (709,49 и 586,58 кг) по сравнению с исходным вариантом (870 кг).

**Заключение.** Рассмотрены перспективные КСС классического и биоподобного типов, позволяющие уменьшить массу без снижения прочностных показателей.

Установлено, что крылья летательных аппаратов, выполненные на основе крыльев насекомых, т. е. биоподобные крылья, имеют высокую несущую способность во время полета, меньшую массу и не имеют аналогов в мире. Моделирование биоподобных крыльев — это новое перспективное направление в авиации.

Масса полученной оптимизированной КСС биоподобного типа меньше массы КСС классического типа на 20 %, а по сравнению с массой исходной КСС — на 32 % и составляет 586,58 кг.

Проведенное исследование является начальным этапом работы в области перспективных КСС и позволит смоделировать в будущем сложную структуру крыльев летательных аппаратов.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Агеева Т.Г., Дудар Э.Н., Резник С.В. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многофазового космического аппарата. *Технология машиностроения*, 2021, № 3, с. 34–36.
- [2] Найнг Лин Аунг, Пху Вэй Аунг, Татарников О.В. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 11 (728), с. 89–95.  
DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-11-89-95>

- [3] 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>
- [4] Гузева Т.А., Малышева Г.В. Особенности разработки конструкторско-технологических решений при проектировании деталей из полимеров и композитов. *Технология металлов*, 2022, № 4, с. 34–41. DOI: <https://doi.org/10.31044/1684-2499-2022-0-4-34-41>
- [5] Baranovski S.V., Mikhailovskiy K.V. Selection and justification of polymer composite wing load-bearing elements design parameters with material anisotropy and airload. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2020, vol. 934, art. 012021. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/934/1/012021>
- [6] Лин Аунг Найнг, Татарников О.В., Вэй Аунг Пху. Многокритериальная оптимизация композитного крыла беспилотного летательного аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 11 (740), с. 91–98. DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-11-91-98>
- [7] Ведерников Д.В., Шаныгин А.Н. Анализ прочности перспективных конструкций крыла регионального самолета на основе параметрических моделей. *Вестник МАИ*, 2022, т. 29, № 2, с. 61–76. DOI: <https://doi.org/10.34759/vst-2022-2-61-76>
- [8] Baranovski S.V., Mikhailovskiy K.V. The methods of designing an ultralight carbon fiber wing using parametrical modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020003. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0036074>
- [9] Сорокин Д.В., Бабкина Л.А., Бразговка О.В. Проектирование элементов конструкций различного назначения на основе топологической оптимизации. *Космические аппараты и технологии*, 2022, т. 6, № 2, с. 61–82. DOI: <https://doi.org/10.26732/j.st.2022.2.01>
- [10] Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 595–622. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11831-015-9151-2>
- [11] Cheng B. Flying of insects. In: *Bioinspired structures and design*. Cambridge, Cambridge University Press, 2020, pp. 271–299. DOI: <https://doi.org/10.1017/9781139058995.012>
- [12] Юргенсон С.А., Ломакин Е.В., Федулов Б.Н. и др. Конструкционные элементы на основе метаматериалов. *Вестник ПНИПУ. Механика*, 2020, № 4, с. 211–219. DOI: <https://doi.org/10.15593/perm.mech/2020.4.18>
- [13] Азаров А.В., Бабичев А.А., Разин А.Ф. Оптимальное проектирование сетчатой композитной панели крыла самолета при одноосном сжатии. *Механика композиционных материалов и конструкций*, 2020, т. 26, № 4, с. 490–500. DOI: [https://doi.org/10.33113/mkkm.ras.2020.26.04.490\\_500.04](https://doi.org/10.33113/mkkm.ras.2020.26.04.490_500.04)
- [14] Барановски С.В., Михайловский К.В. Структурно-оптимизированная конструкция крыла из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Криволинейные силовые элементы. *Ученые записки ЦАГИ*, 2020, т. 51, № 2, с. 79–86.

- [15] Stanford B.K., Jutte C.V., Coker C.A. Aeroelastic sizing and layout design of a wingbox through nested optimization. *AIAA J.*, 2019, vol. 57, no. 2, pp. 476–481. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J057428>
- [16] Dubois A., Farhat C., Abukhwejah A.H. Parameterization framework for aeroelastic design optimization of bio-inspired wing structural layouts. *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conf.*, 2016, vol. 2016–0485. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2016-0485>
- [17] Zhao W., Kapania R.K. Bilevel programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs. *AIAA J.*, 2019, vol. 57, no. 6, pp. 2594–2608. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J057892>
- [18] Doyle S., Robinson J., Ho V., et al. Aeroelastic optimization of wing structure using curvilinear spars and ribs (SpaRibs) and SpaRibMorph. *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conf.*, 2017, AIAA 2017-1303. Boston, 2017. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2017-1303>
- [19] Song L., Gao T., Tang L., et al. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Comput. Struct.*, 2021, vol. 243, art. 106405. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compstruc.2020.106405>
- [20] Saito K., Nagai H., Suto K., et al. Insect wing 3D printing. *Sc. Rep.*, 2021, vol. 11, art. 18631. DOI: <https://doi.org/10.1038/s41598-021-98242-y>
- [21] Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 1. Обоснование выбора геометрических размеров и расчет аэродинамических нагрузок на крыло. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2016, № 11 (680), с. 86–98. DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2016-11-86-98>
- [22] 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.
- [23] Hoffmann J., Donoughe S., Li K., et al. A simple developmental model recapitulates complex insect wing venation patterns. *PNAS*, 2018, vol. 115, no. 40, pp. 9905–9910. DOI: <https://doi.org/10.1073/pnas.1721248115>

**Барановски Сергей Владиславович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Мью Тэ Зин** — стажер-практикант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Барановски С.В., Мью Т.З. Выбор и обоснование перспективных биоподобных конструктивно-силовых схем крыла из полимерных композиционных материалов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2023, №3 (146), с. 15–28. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2023-3-15-28>

---

## SELECTION AND JUSTIFICATION OF THE ADVANCED BIOINSPIRED STRUCTURAL FORCE LAYOUT OF A WING MADE FROM THE POLYMER COMPOSITE MATERIALS

S.V. Baranovski  
T.Z. Myo

sbaranovski@bmstu.ru  
myohtetzin7147@gmail.com

**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

---

### Abstract

Improving characteristics of an aircraft becomes possible due to not only raising the aerodynamic performance and developing the new layouts, but also due to optimization of the power frame. In particular, it is possible to improve the airframe specific characteristics by using the new advanced polymer composite materials, as well as by developing and introducing the fundamentally new structural force layouts. Such layouts include the advanced biosimilar structures. In turn, the developing production technologies are able to provide manufacture of such structures. The paper considers advanced versions of the structural force layouts of the classical and biosimilar type making it possible to reduce the mass without losing the strength indicators. Seven classical layout schemes were developed with rectilinear and curvilinear force elements, pronounced spars, ribs and walls, as well as seven schemes, where the elements installation direction and shape were based on configuration of the insect wings. Effects of the load and stress distribution according to the results of preliminary calculations were taken into account. Advantage in weight of the biosimilar wings compared to the classical wings was ~ 32 %. This work is the initial stage in the promising structural power layouts. The results obtained would allow further simulating the wing complex structure

### Keywords

*Wing, structural force layout,  
spar, rib, biosimilar design,  
carbon fiber*

Received 12.10.2022

Accepted 31.10.2022

© Author(s), 2023

---

### REFERENCES

- [1] Ageeva T.G., Dudar E.N., Reznik S.V. Complex method for designing wing construction of reusable spacecraft. *Tekhnologiya mashinostroeniya*, 2021, no. 3, pp. 34–36 (in Russ.).
- [2] Nayng Lin Aung, Pkhu Vey Aung, Tatarnikov O.V. Selection of the optimal load bearing wing structure scheme for an unmanned aerial vehicle. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2020, no. 11 (728), pp. 89–95 (in Russ.).  
DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-11-89-95>

- [3] 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>
- [4] 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. 34–41 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.31044/1684-2499-2022-0-4-34-41>
- [5] Baranovski S.V., Mikhailovskiy K.V. Selection and justification of polymer composite wing load-bearing elements design parameters with material anisotropy and airload. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sc. Eng.*, 2020, vol. 934, art. 012021. DOI: <https://doi.org/10.1088/1757-899X/934/1/012021>
- [6] Lin Aung Nayng, Tatarnikov O.V., Vey Aung Pkhu. Multicriteria optimization of composite wing of an unmanned aircraft. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2021, no. 11 (740), pp. 91–98 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-11-91-98>
- [7] Vedernikov D.V., Shanygin A.N. Strength analysis of regional aircraft prospective wing structures based on parametric models. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2022, vol. 29, no. 2, pp. 61–76 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.34759/vst-2022-2-61-76>
- [8] Baranovski S.V., Mikhailovskiy K.V. The methods of designing an ultralight carbon fiber wing using parametrical modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 020003. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0036074>
- [9] Sorokin D.V., Babkina L.A., Brazgovka O.V. Designing various-purpose subassemblies based on topological optimization. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii* [Spacecrafts and Technologies], 2022, vol. 6, no. 2, pp. 61–82 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.26732/j.st.2022.2.01>
- [10] Zhu J.H., Zhang W.H., Xia L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. *Arch. Computat. Methods Eng.*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 595–622. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11831-015-9151-2>
- [11] Cheng B. Flying of insects. In: *Bioinspired structures and design*. Cambridge, Cambridge University Press, 2020, pp. 271–299. DOI: <https://doi.org/10.1017/9781139058995.012>
- [12] Yurgenson S.A., Lomakin E.V., Fedulov B.N., et al. Structural elements based on the metamaterials. *Vestnik PNIPU. Mekhanika* [PNRPU Mechanics Bulletin], 2020, no. 4, pp. 211–219 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.15593/perm.mech/2020.4.18>
- [13] Azarov A.V., Babichev A.A., Razin A.F. Optimal design of an airplane wing composite lattice panel under axial compression. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruktivnykh materialov* [Mechanics of Composite Materials and Structures], 2020, vol. 26, no. 4, pp. 490–500 (in Russ.). DOI: [https://doi.org/10.33113/mkmmk.ras.2020.26.04.490\\_500.04](https://doi.org/10.33113/mkmmk.ras.2020.26.04.490_500.04)
- [14] Baranovski S.V., Mikhaylovskiy K.V. Structurally optimized polymer composite wing design. Part 1. Curvilinear load-bearing elements. *TsAGI Sc. J.*, 2020, vol. 51, no. 2, pp. 209–217. DOI: <https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2020035007>



- [15] Stanford B.K., Jutte C.V., Coker C.A. Aeroelastic sizing and layout design of a wingbox through nested optimization. *AIAA J.*, 2019, vol. 57, no. 2, pp. 476–481. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J057428>
- [16] Dubois A., Farhat C., Abukhwejah A.H. Parameterization framework for aeroelastic design optimization of bio-inspired wing structural layouts. *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conf.*, 2016, vol. 2016–0485. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2016-0485>
- [17] Zhao W., Kapania R.K. Bilevel programming weight minimization of composite flying-wing aircraft with curvilinear spars and ribs. *AIAA J.*, 2019, vol. 57, no. 6, pp. 2594–2608. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J057892>
- [18] Doyle S., Robinson J., Ho V., et al. Aeroelastic optimization of wing structure using curvilinear spars and ribs (SpaRibs) and SpaRibMorph. *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conf.*, 2017, AIAA 2017-1303. Boston, 2017. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2017-1303>
- [19] Song L., Gao T., Tang L., et al. An all-movable rudder designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing. *Comput. Struct.*, 2021, vol. 243, art. 106405. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.compstruc.2020.106405>
- [20] Saito K., Nagai H., Suto K., et al. Insect wing 3D printing. *Sc. Rep.*, 2021, vol. 11, art. 18631. DOI: <https://doi.org/10.1038/s41598-021-98242-y>
- [21] Mikhaylovskiy K.V., Baranovski S.V. The methods of designing a polymer composite wing using parametrical modeling. Part 1. The rationale for selecting wing geometry and the calculation of airloads. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2016, no. 11 (680), pp. 86–98 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2016-11-86-98>
- [22] Baranovski S.V., Mikhaylovskiy K.V. Topology optimization of polymer composite wing load-bearing element geometry. *TsAGI Sc. J.*, 2019, vol. 50, no. 3, pp. 325–339. DOI: <https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2019031136>
- [23] Hoffmann J., Donoughe S., Li K., et al. A simple developmental model recapitulates complex insect wing venation patterns. *PNAS*, 2018, vol. 115, no. 40, pp. 9905–9910. DOI: <https://doi.org/10.1073/pnas.1721248115>

**Baranovski S.V.** — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Myo T.Z.** — Trainee Intern, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Baranovski S.V., Myo T.Z. Selection and justification of the advanced bioinspired structural force layout of a wing made from the polymer composite materials. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2023, no. 3 (146), pp. 15–28 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2023-3-15-28>